



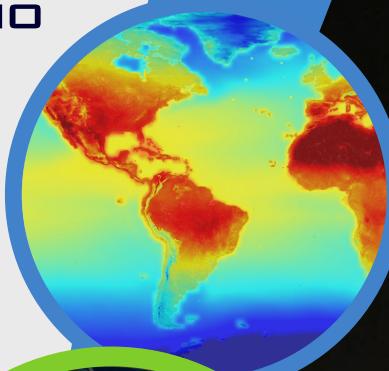
# VI FÓRUM DE PESQUISA E INOVAÇÃO

## VOCAÇÃO AEROSPACE

[WWW.CLBI.CTA.BR/FOPI](http://WWW.CLBI.CTA.BR/FOPI)

### CENTRO DE LANÇAMENTO DA BARREIRA DO INFERNO

CIÊNCIAS CLIMÁTICAS  
E ATMOSFÉRICAS



TECNOLOGIA  
AEROSPACE



EDUCAÇÃO  
E ESPAÇO



DIREITO  
AEROSPACE



**07 NOV  
A  
09 2016**

REALIZAÇÃO



**UFRN**  
UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO NORTE

APOIO



KENNEDY



# Anais do VI Fórum de Pesquisa e Inovação

## Vocação Aeroespacial

### Centro de Lançamento da Barreira do Inferno

#### **Direção**

Coronel Aviador Paulo Junzo Hirasawa - Diretor do CLBI

Tenente-Coronel Aviador Sidney Miguel Lima - Vice Diretor do CLBI

#### **Comissão de Organização**

Aguinaldo Bezerra Batista Júnior

Brisa de Oliveira Leite

Filipe Emanuel Vieira Taveiros

Flaviano Costa Dantas

João Batista Dolvim Dantas

Kleber Eduardo Cabral

Lidiane Simões Caceres

Marco Aurélio Nunes da Silva

Rubens Campos de Almeida Junior

Sidney Miguel Lima

#### **Comitê Científico**

Douglas Do Nascimento Silva - UFRN

Filipe Emanuel Vieira Taveiros - CLBI

Flaviano Costa Dantas - CLBI

George Santos Marinho - UFRN

Gilvan Luiz Borba - UFRN

João Batista Dolvim Dantas - CLBI

Jose Henrique Fernandez - UFRN

Manoel Joseane Mafra de Carvalho - INPE

Paulo Gilberto De Paula Toro - IEAv

Philipe Freire De Araújo Patrício - CLBI

Ricardo Alexandre Limeira Pinheiro - CLBI

Roberto Carlos Moro Filho - UFRN

Rubens Campos de Almeida Júnior - CLBI

Copyright © 2016 Centro de Lançamento da Barreira do Inferno

eISSN: 2595-4873

[HTTPS://PI.CLBI.CTA.BR/FOPI](https://pi.clbi.cta.br/fopi)

Rodovia RN 063 - Km 11, Parnamirim - RN, CEP: 59140-970, Caixa Postal 054 - Brasil

comunicacaosocial@clbi.cta.br

84-3216-1400

#### **Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)**

Fórum de Pesquisa e Inovação do CLBI (6.:2016: Parnamirim, RN)

Anais do VI Fórum de Pesquisa e Inovação do CLBI [recurso eletrônico] : Vocação Aeroespacial / Centro de Lançamento da Barreira do Inferno - Parnamirim, RN, 2016

eISSN 2595-4873

1. Palavra Chave 1 - Congressos. 2. Palavra Chave 2 - Congressos. 3. Palavra Chave 3 - Congressos. I. Pessoa 1. II. Pessoa II. III Pessoa III. Centro de Lançamento da Barreira do Inferno. IV. Seção de Projetos e Inovação. V. Título.

CLBI/DCTA/FAB





## Sumário

1	Apresentação .....	9
---	--------------------	---

I

### Ciências Climáticas e Atmosféricas

2	Medidas de Temperatura com Balões de Sondagem do CLBI e Assinaturas de Ondas de Gravidade (GW'S) na Estratosfera <i>Cazuza, E. P. et al.</i> .....	13
3	O Uso da Meteorologia Aeroespacial para apoio às Operações de Lançamento <i>Souza, A.S.; Queiroz, A.P.</i> .....	20
4	Estimativa do Vapor d'água Integrado Utilizando Dados de Estações GNSS Terrestres Para Aplicações na Troposfera Sobre a cidade de Mossoró-RN. <i>Filho, G.L.C.; Tenório, R. B. A.; Silva, M. P.</i> .....	28
5	Proposta para avaliação de incerteza de um gerador de umidade <i>Melo, M.C.; Castro, R. M.; Almeida, E.V.</i> .....	30
6	Design de matriz de detecção solar para automatização de fotômetro <i>Junior, J. C. R.; Fernandez, J. H.; Silva, C.E.</i> .....	32

7	Como Minimizar os Impactos Ambientais Decorrentes do Desmonte de Rochas Ornamentais <i>Meyer, M.F. et al.</i>	36
8	Desenvolvimento de um Programa em Interface Gráfica para Visualização e Tratamento de Eventos Oceânicos/Atmosféricos <i>Tenorio, R. B. A.; Silva, M. P.</i>	44
9	Desenvolvimento de um Magnetômetro Digital Utilizando Linguagem LabVIEW para Estudos em Clima Espacial <i>Silva Júnior, J. P.; Borba, G. L.; Araújo, J. H.; Cazuza, E. P.; Barbosa, A. A. X.; Oliveira, A. L. P.; Mendes, D.</i>	48

## II

## Tecnologia Aeroespacial

10	Projeto Multi Vant: A Arquitetura de Rede Comunicação do Sistema de Varredura de Área de Impacto de Foguetes <i>Silva, M.R.</i>	55
11	Efeitos da temperatura sobre o desempenho de células fotovoltaicas com substrato de silício monocristalino – Uma Análise de elementos finitos <i>Neta, B.S.S.; Souza J.F.</i>	64
12	Arquitetura de Hardware Embarcado em Carga Recuperável Ejetável para Veículo Aéreo Não Tripulado <i>Dantas, J.C.J. et al.</i>	66
13	Análise de Alternativas para Geração de Energia Elétrica a partir da Captação da Radiação Solar em Veículos Aeroespaciais <i>Costa, M.G.V.</i>	75
14	Testes Elétrico-Funcionais do Transponder de Coleta de Dados para Nano-Satélite do SBCDA <i>Ourique, A.C. S. et al.</i>	85
15	Descrição do Subsistema de Determinação e Controle de Atitude do Projeto CONASAT <i>Rodrigues, A. U. et al.</i>	93
16	Projeto de Suportes Mecânicos para VANTs do Tipo Penguin-B <i>Carneiro, R. et al.</i>	97
17	Determinação das Propriedades Termodinâmicas no Demonstrador Tecnológico Scramjet VHA-14X S <i>Pereira, M. V. S.; Fernandez, J. H.; Toro, P.G. P.</i>	102

---

18	A Atuação da Segurança de Voo nos Lançamentos de FTB <i>Mata, H.O.; Lindo, N.C.</i>	106
19	Estudo sobre a Relação entre a Atividade Geomagnética e Cintilações de Sinais de GPS em Natal-RN(Brasil) <i>Barbosa, A.A. X.; Bonelli, E.; Borba, G.L.</i>	117
20	Desenvolvimento de Motor-Foguete no Ensino da Engenharia Aeroespacial Utilizando o Método da Aprendizagem Baseada em Problemas(PBL) <i>Trubiene, C.S. et al.</i>	122
21	Projeto PHiLO- Sistema de Diagnóstico <i>Oliveira, A.C. et al.</i>	130

**III****Educação e Espaço**

22	Mini Foguetes na Educação Para o Espaço <i>Paula, J.R. A.; Bandeirante, T.M.</i>	135
23	The Mars Habitat: o pioneirismo da primeira estação de pesquisa sobre Marte no hemisfério sul <i>Rezende, J.F.D.; Nascimento, J.D.</i>	137
24	O impacto Educacional e Motivacional do Evento Space Camp Brasil no Programa Espacial Brasileiro <i>Loureza, O.B.</i>	140
25	A Plataforma WEB como Ferramenta de Ensino e Espaço <i>Lima, C.M.; Oliveira, F.M.B.</i>	144
26	Impacto do Movimento NewSpace na Competitividade do Programa Espacial Brasileiro no Cenário Nacional e Internacional <i>Loureza, O.B.</i>	148





## 1. Apresentação

É com muita satisfação que o Fórum de Pesquisa e Inovação (FoPI) do Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI) chega à sua sexta edição com o objetivo de realizar a divulgação tecnológica, acadêmico-científica e correlata às atividades aeroespaciais. Na perspectiva de fortalecer a missão institucional relacionada à atividade de Pesquisa e Desenvolvimento (P&D), o CLBI tem muito orgulho de promover o Fórum de Pesquisa e Inovação.

O VI FoPI teve como objetivo debater e divulgar atividades científico-tecnológicas, de pesquisa e de outros campos de atuação correlacionados com o tema central do evento: “Vocação Aeroespacial”. Neste contexto, o VI FoPI proporcionou uma ótima oportunidade e um excelente momento para debater ideias e trocar experiências entre os mais diversos profissionais, não só do setor aeroespacial e/ou da comunidade acadêmico-científica, como também daqueles que se identificam com as atividades espaciais e seus inúmeros desafios, sejam eles no campo educacional, científico, tecnológico e/ou da regulamentação jurídica.

O CLBI é uma Instituição de Ciência e Tecnologia (ICT) do Comando da Aeronáutica que tem por finalidade executar e prestar apoio às atividades de lançamento e rastreio de engenhos aeroespaciais e de coleta e processamento de dados de suas cargas úteis, bem como executar os testes, experimentos, pesquisa básica ou aplicada e outras atividades de desenvolvimento tecnológico de interesse da Aeronáutica, relacionados com a Política da Aeronáutica para Pesquisa e Desenvolvimento e com a Política Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais.

O tema central do evento foi inspirado pela iminente inauguração do Centro Vocacional Tecnológico - Espacial (CVT-Espacial) nas instalações do Centro, fruto da parceria entre CLBI e a Agência Espacial Brasileira (AEB). O CVT-Espacial terá como finalidade desenvolver e apoiar a disseminação da cultura espacial e científica no Brasil e despertar o interesse de futuros jovens profissionais para atividades de pesquisa e desenvolvimento científico e tecnológico no setor aeroespacial. Em particular, com a expectativa de explorar campos de conhecimentos diversos, o tema “Vocação Aeroespacial” foi dividido em quatro eixos temáticos, a saber: (C) Ciências Climáticas e Atmosféricas; (L) Tecnologia Aeroespacial; (B) Educação e Espaço; e (I) Direito Aeroespacial.



# Ciências Climáticas e Atmosféricas

2	Medidas de Temperatura com Balões de Sondagem do CLBI e Assinaturas de Ondas de Gravidade (GW'S) na Estratosfera <i>Cazuza, E. P et al.</i> .....	13
3	O Uso da Meteorologia Aeroespacial para apoio às Operações de Lançamento <i>Souza, A.S.; Queiroz, A.P.</i> .....	20
4	Estimativa do Vapor d'água Integrado Utilizando Dados de Estações GNSS Terrestres Para Aplicações na Troposfera Sobre a cidade de Mossoró-RN. <i>Filho, G.L.C.; Tenório, R. B. A.; Silva, M. P.</i> .....	28
5	Proposta para avaliação de incerteza de um gerador de umidade <i>Melo, M.C.; Castro, R. M.; Almeida, E.V.</i> .....	30
6	Design de matriz de detecção solar para automatização de fotômetro <i>Junior, J. C. R.; Fernandez, J. H.; Silva, C.E.</i> .....	32
7	Como Minimizar os Impactos Ambientais Decorrentes do Desmonte de Rochas Ornamentais <i>Meyer, M.F. et al.</i> .....	36
8	Desenvolvimento de um Programa em Interface Gráfica para Visualização e Tratamento de Eventos Oceânicos/Atmosféricos <i>Tenorio, R. B. A.; Silva, M. P.</i> .....	44
9	Desenvolvimento de um Magnetômetro Digital Utilizando Linguagem LabVIEW para Estudos em Clima Espacial <i>Silva Júnior, J. P.; Borba, G. L.; Araújo, J. H.; Cazuza, E. P.; Barbosa, A. A. X.; Oliveira, A. L. P; Mendes, D.</i> .....	48



## **MEDIDAS DE TEMPERATURA COM BALÕES DE SONDAGEM DO CLBI (CENTRO DE LANÇAMENTO DA BARREIRA DO INFERNO) E ASSINATURAS DE ONDAS DE GRAVIDADE (GW'S) NA ESTRATOSFERA**

**CAZUZA, E. P. [1]; SILVA JÚNIOR, J. P. [1]; BORBA, G. L. [1]; MEDEIROS NETO,  
J. Q. [1]; OLIVEIRA, A. L. P. [1] MENDES D. [1]**

[1] *Universidade Federal do Rio Grande do Norte - UFRN,  
Endereço, Av. Senador Salgado Filho, 3000, Lagoa Nova, Natal, RN - CEP: 59078-970;*

### **RESUMO**

Perturbações atmosféricas geradas por ondas de gravidade e com características quase periódicas têm sido intensamente estudadas nas últimas décadas. No entanto, poucos desses estudos se referem a atmosfera equatorial sobre o setor sul americano de latitudes. No presente trabalho se discute resultados relativos a detecção de assinaturas de ondas de gravidade no perfil de temperatura da estratosfera equatorial, em uma faixa de altura compreendida entre 16 – 25 km, a partir de dados de radiossondas instaladas em balões meteorológicos lançados, rotineiramente, do Centro de Lançamentos da Barreira do Inferno (CLBI), localizado em Natal/RN (5,8°S; 35,5°O). Foram observadas perturbações com períodos aproximados compreendidos entre 6 – 28 min, ou seja, compatíveis com ondas de gravidade.

**PALAVRAS-CHAVE:** Ondas de gravidade, Estratosfera, Balões meteorológicos.

### **INTRODUÇÃO**

A atmosfera terrestre é uma região regida por flutuações de grande, média e pequena escala, podendo estas, eventualmente, se propagar em forma de ondas até atingir a região F da ionosfera e provocar perturbações no perfil de densidade eletrônica do plasma ionosférico, tais movimentos podem transmitir energia e momentum. Perturbações na atmosfera, com características quase periódicas, geradas por ondas de gravidade, têm sido intensamente estudadas nas últimas décadas. No entanto, poucos desses estudos se referem à baixa atmosfera da região equatorial, sobre o setor sul americano de latitudes. Sabendo que o limite superior de frequência das ondas de gravidade é a frequência de Brunt-Väisälä, ou seja, quando a frequência de oscilação da onda,  $\omega$ , é menor que a frequência de Brunt-Väisälä ( $\omega < N$ ) a perturbação caracteriza-se como uma onda de gravidade, cujos períodos de oscilação são superiores a 5 minutos,

podendo chegar a horas. As ondas de gravidade podem ser definidas como perturbações ondulatórias, quase periódicas, que se propagam horizontalmente e verticalmente na atmosfera, tendo períodos característicos de alguns minutos até da ordem de três horas e escala espacial desde alguns quilômetros até milhares de quilômetros. A propagação vertical das ondas de gravidade é um assunto de particular interesse, uma vez que elas transportam energia e momentum para a região da mesosfera superior e baixa termosfera. Hines, publicou na década de 1960 uma série de trabalhos sugerindo que manifestações de ondas de gravidade provocariam distúrbios ionosféricos propagantes (Travelling Ionospheric Disturbances, TID's). A partir daí diversos autores mostraram que as ondas de gravidade e suas manifestações ionosféricas na forma de TID's representam uma importante fonte de interação entre a atmosfera neutra e a ionizada e de alterações na morfologia e eletrodinâmica dessa ionosfera.

Todas as interações entre as camadas, ou melhor, acoplamentos, estão relacionados de um lado pela atividade solar, e de outro pela dinâmica da própria troposfera devido a sua capacidade de propagar ondas mecânicas nos mais diversos comprimentos de onda. Por exemplo, tem sido relatado na literatura (Bishop et al 2006) que importantes fontes de acoplamento ionosfera/termosfera – troposfera são as tempestades tropicais e tornados. Tais eventos são capazes de gerar ondas de gravidade as quais podem atingir a alta atmosfera se propagando na ionosfera na forma de distúrbios ionosféricos propagantes (TID's).

## METODOLOGIA

No presente trabalho, se discute resultados relativos a detecção de assinaturas de ondas de gravidade no perfil de temperatura da estratosfera equatorial, em uma faixa de altura compreendida entre 16 – 25 km, a partir de dados de radiosondas instaladas em balões meteorológicos lançados, rotineiramente, do Centro de Lançamentos da Barreira do Inferno (CLBI), localizado em Natal/RN ( $5,8^{\circ}$ S;  $35,5^{\circ}$ O).

Os balões meteorológicos lançados a partir do solo no CLBI atingem altura de até 30 km, os balões meteorológicos possuem radiosondas do tipo Vaisala, conforme figura abaixo, que são aparelhos utilizados para medir a pressão atmosférica, a temperatura, a umidade e a velocidade e orientação do vento.

Em nosso trabalho estamos interessados em investigar assinaturas de ondas de gravidade na baixa estratosfera, isto é, de aproximadamente 16 km até 25 km, ou seja, logo abaixo da camada de ozônio.

Após a redução dos dados é construído o gráficos do perfil de temperatura em relação a altura de sondagem, feito isso, fizemos uma seleção dos dias onde aparecem eventos interessantes, assim como discutido por Bishop (2006) a ondulação na tropopausa implica na presença de ondas de gravidade ou uma possível fonte de geração de onda.

A partir da identificação dos dias perturbados será feita a comparação entre o perfil de temperatura obtido a partir dos dados do modelo MSIS-90 (sigla para Mass Spectrometer Incoerentes Scatter Radar), os quais reúnem dados de densidade e temperatura da atmosfera (Hedin, 1991) e medidas realizadas pelo balão meteorológico no CLBI. Esse procedimento irá permitir identificar possíveis assinaturas ondas de gravidade sobre a região de Natal, fazendo a comparação entre a frequência intrínseca da perturbação e a frequência de Brunt-Väisälä, para assim diferencia-las das outras formas perturbações encontradas na estratosfera, em seguida construímos o perfil de flutuação da temperatura.

Para obter o perfil de flutuação da temperatura, primeiro foi feito o perfil de temperatura com os dados obtidos da sondagem do balão meteorológico, onde o eixo y corresponde à altura em metros e o x a temperatura em  $^{\circ}\text{C}$ , depois foi construído o perfil de temperatura a partir dos dados obtido com o modelo MSIS-90, como podemos observar na figura abaixo, a linha preta representa o perfil de temperatura obtido pela sondagem no balão enquanto a linha vermelha representa o perfil de temperatura obtido a partir dos dados do MSIS-90.

Após a construção dos gráficos foi feita a subtração dos dados de temperatura obtidos com o balão pelos dados de temperatura fornecidos pelo MSIS-90. E assim temos o gráfico da perturbação com a altura.

Um dos procedimentos que pode ser utilizados para estudar ondas de gravidade na atmosfera neutra é determinar o perfil da flutuação da temperatura, a partir da assinatura deixada na atmosfera pela passagem da onda. Utilizando a Transformada

Rápida de Fourier (FFT) podemos obter a frequência da onda, fazendo a comparação entre a frequência intrínseca da perturbação e a frequência de Brunt-Väisälä.

### FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA OU DISCUSSÕES

Observação das assinaturas de ondas de gravidade e suas possíveis fontes têm sido fornecidas por várias técnicas, tais como radares (Fukao et al, 2003; Daca et al, 2002), LIDAR técnicas (Wilson et al., 1991), medições do balão (Allen e Vincent, 1995; Karoly et al, 1996; Vincent e Alexander, 2000), e sensoriamento remoto por satélite (Fetzer e Gille, 1994, Bishop 2006; Takarashi 2012; Kuar et al, 2012) . Instrumentos como balões, foguete de sondagem e satélite têm sido as principais fontes de informação da Mesosfera-Estratosfera-Troposfera (Kafle 2009). No entanto, estes instrumentos quando utilizados separadamente mostram muitas discrepâncias e contêm deficiências devido a má resolução vertical dos dados e sua natureza esporádica (Kafle 2009). Por tanto, a combinação de métodos diversos observacionais é muito importante para o estudo mais detalhado das ondas de gravidade (Gardner e Taylor, 1998).

Os estudos sobre a atmosfera inferior, notadamente a troposfera e a metade inferior da estratosfera são limitados devido a dificuldades em fazer observações (Kafle 2009). Isso significa que existe uma região entre 20 e 30 km em que relativamente poucas observações foram feitas (Kafle 2009) essa região é conhecida como região lacuna (Namboothiri 1999).

Como mencionamos anteriormente, os estudos sobre a atmosfera do meio têm sido limitados devido a dificuldades em fazer observações. Balões meteorológicos com radiosondas chegam a altitudes de entre 20 e 30 km antes deles estourarem, com isso não obtendo medições em altitudes mais elevadas. Sistemas de radar só podem fazer medições até, no máximo, 30 km ou acima de 60 km e, mais tipicamente, 80 km (Kafle 2009). Medições airglow estão confinadas a várias camadas acima de 80 km (Monteiro 2012). Observações com o laser LIDAR ocorrem entre 80 e 110 km (Kafle 2009 Gerrard, 2004). Foguetes fornecem medições intermitentes durante os períodos de campanha, porém são caros para construir e lançar. Por outro lado, embora as medições via sensoriamento remoto por satélite forneçam cobertura global da variabilidade associada com ondas de gravidade atmosféricas, eles não são boas para acompanhar a

evolução do tempo ao longo de um determinado local e eles orbitam em alta altitude para fazer medições em um único ponto (Kafle 2009).

### **CONSIDERAÇÕES FINAIS**

O estudo da flutuação da temperatura no sistema troposfera-estratosfera, utilizando os dados coletados pelos balões meteorológicos lançados pelo CLBI e sua comparação com os dados do modelo MSIS-90, torna possível a determinação de parâmetros associados às perturbações atmosféricas típicas das ondas de gravidade.

Parâmetros tais como frequência ( $\omega$ ), período ( $\tau$ ) e comprimento de onda vertical ( $\lambda_z$ )

Nos casos estudados os períodos das ondas de gravidade apresentam valores aproximados da ordem de 6 – 28 min. Compatíveis, mais uma vez, com os resultados clássicos de Hines (1960) que mostrou que as ondas de gravidade possuem períodos mínimos da ordem de 5 min podendo chegar a horas.

Para esses eventos foi rodado o modelo MSIS-90 para a região da cidade de Natal/RN e verificou-se que ele reproduz, com boa aproximação, o perfil troposférico e estratosférico, em condições não perturbadas. Contudo, em relação à temperatura e à altitude da tropopausa se observou, em média, diferenças aproximadas da ordem de 5 K e 2 km, respectivamente. Tal resultado está de acordo com o trabalho de Bishop et al. (2006) que também obteve diferenças semelhantes relativas a estes parâmetros.

Desse modo, verificou-se, ainda, que, utilizando técnicas simples, como sondagens com balões, foi possível obter resultados consistentes como os existentes na literatura em relação a propagação de ondas de gravidade na estratosfera, bem como estimar, não somente, seus parâmetros físicos mas a taxa de energia, por unidade de massa, associada a esse tipo de perturbação. Contudo, questões como a climatologia das ondas de gravidade estratosféricas, para a região aqui estudada, ainda está em aberto, bom como as influências do clima troposférico e do clima espacial sobre a morfologia dessas perturbações estão sendo temas de estudos e encontram-se aguardando novos resultados.

## 5 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ALLEN, S. J.; VINCENT, R. A. Gravity wave activity in the lower atmosphere: Seasonal and latitudinal variations. *Journal of Geophysical Research: Atmospheres*, v. 100, n. D1, 1995.
1. BISHOP, R. L.; APONTE, N.; EARLE, G. D.; SULZER, M.; LARSEN, M. F.; PENG, G. S. Arecibo observations of ionospheric perturbations associated with the passage of Tropical Storm Odette. *Journal of Geophysical*, v. 111, 2006.
  2. , E. P. Estudos de distúrbios ionosféricos propagantes de larga escala (LSTID's) na região equatorial durante grandes tempestades magnéticas: estudo de casos. Universidade Federal do Rio Grande do Norte – UFRN (Dissertação de Mestrado em Ciências Climáticas). Natal, 2014.
  3. FORBES, J. M.; HAGAN, M. E.; ZHANG, X.; HAMILTON, K. Upper atmosphere tidal oscillations due to latent heat release in the tropical troposphere. *Annales Geophysicae - Atmospheres Hydrospheres and Space Sciences*, v.15, n.9, 1997.
  4. FORBES, J. M. Wave coupling between the lower and upper atmosphere: case study of an ultra-fast Kelvin Wave. *Journal of Atmospheric and SolarTerrestrial Physics*. v.62, 17-18, 2000.
  5. FRITTS, D. C.; ALEXANDER, M. J. Gravity wave dynamics and effects in the middle atmosphere. *Reviews of Geophysics*, v. 41, n. 1, 2003.
  6. HEDIN, A. E. Extension of the MSIS thermosphere model into the middle and lower atmosphere. *Journal of Geophysical Research: Space Physics (1978–2012)* 96, 1991.
  7. HINES, C. O. Internal atmospheric gravity waves at ionospheric heights. *Canadian Journal of Physics*, v.38, n.11, 1960.
  8. KELLEY, M. C., The earth's ionosphere. 2. Ed. Elsevier Science (USA), 2009.
  9. LASTOVICKA, J. Observations of tides and planetary waves in the atmosphere-ionosphere system, *Adv. Space Rec.*, 20(6), 1997.
  10. MACDOUGALL, J. W.; ABDU, M. A.; BATISTA, I.; BURITI, R.; MEDEIROS, A. F.; JAYACHANDRAN, P. T.; BORBA, G. L. Spaced transmitter measurements of medium scale traveling ionospheric disturbances near the equator. *Geophysical Research Letters*, Vol. 38, 2011.
  11. NAPPO, C. J. An introduction to atmospheric gravity waves. 2. Ed. Elsevier Science (USA), 2002.
  12. SOBRAL, J. H. A.; ABDU, M. A.; TAKAHASHI, H.; TAYLOR, M. J.; DE PAULA, E. R.; ZAMLUTTI, C. J.; DE AQUINO, M. G.; BORBA, G. L. Ionospheric plasma bubble climatology over Brazil based on 22 years (1977-1998) of 630 nm airglow observations. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, Vol. 64, 2002.
  13. TAKAHASHI, H.; BATISTA, P. P.; BURITI, R. A.; GOBBI, D.; NAKAMURA, T.; TSUDA, T.; FUKAO, S. Response of the airglow OH emission, temperature and mesopause wind to the atmospheric wave propagation over Shigaraki, Japan. *Earth Planets and Space*, v.51, n.7-8, 1999.

14. TAYLOR, M. J.; HAPGOOD, M. A. Identification of a thunderstorm as a source of shortperiod gravity-waves in the upper-atmospheric nightglow emissions. *Planetary and Space Science*, v.36, n.10, 1988.
15. TSUDA, T.; NISHIDA, M.; ROCKEN, C.; WARE, R. H. A global morphology of gravity wave activity in the stratosphere revealed by the GPS occultation data (GPS/MET). *Journal of Geophysical Research: Atmospheres* (1984–2012), 105(D6), 2000.
16. VARGAS, F. A. Investigação do fluxo de momento das ondas de gravidade na alta atmosfera através da aeroluminescência. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE (Tese de Doutorado). São José dos Campos, 2007.
17. WRASSE, C. M. Estudo de geração e propagação de ondas de gravidade atmosféricas. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE (Tese de Doutorado). São José dos Campos, 2004.

## O Uso da Meteorologia Aeroespacial para apoio às Operações de Lançamento

Alexandre Santos de Souza<sup>1</sup>,

Antonio Paulo de Queiroz<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Instituto de Aeronáutica e  
Espaço, São José dos Campos,  
Brasil

### Resumo

A Divisão de Ciências Atmosféricas (ACA) é uma das divisões do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE). Ela é responsável pelas atividades de Meteorologia Aeroespacial e realiza pesquisas, desenvolvimento e inovação tecnológica. A ACA presta o apoio meteorológico para o projeto, desenvolvimento, teste de motores realizados na Usina Coronel Abner (UCA) em São José dos Campos (SP) e aos lançamentos de veículos aeroespaciais desenvolvidos no IAE e lançados no Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI) em Parnamirim (RN) e no Centro de Lançamento de Alcântara (CLA), em Alcântara/MA. Este trabalho tem como objetivo divulgar as principais atividades de pesquisa da ACA para o apoio às Operações de Lançamento de Veículos Aeroespaciais. Dentre os muitos trabalhos desenvolvidos na ACA apresentam-se aqui a utilização do Banco de Dados Climatológico (BDC) para confecção de relatórios e apoio ao planejamento das Operações de Lançamento. Destaca-se a pesquisa em Previsão Numérica de Tempo, especificamente o parâmetro vento utilizando-se o Modelo WRF (Weather Research and Forecasting) nas Operações de Lançamento, Raposa (2014) e São Lourenço (2015), realizadas no CLA.

**Palavras Chaves:** meteorologia aeroespacial, veículos aeroespaciais, centros de lançamento.

## 1 Introdução

“Meteorologia Aeroespacial” é um termo introduzido em março de 1966, na Sexagésima Conferência de Meteorologia Aplicada, que foi realizada em Los Angeles nos Estados Unidos. Este termo engloba todas as atividades relacionadas às ciências ambientais e atmosféricas, que possam influenciar nas operações de lançamentos de veículos aeroespaciais (VAUGHAN e JOHNSON, 2011).

O Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), é uma Organização Militar do Comando da Aeronáutica, que está subordinado ao Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA). É a instituição de pesquisa e desenvolvimento responsável pela fabricação de veículos aeroespaciais. Uma dentre diversas divisões do IAE é a Divisão de Ciências Atmosféricas (ACA), tem a competência para realizar pesquisas, desenvolvimento e inovação tecnológica em Meteorologia Aeroespacial (Queiroz, 2015).

As atividades de lançamento de foguetes requerem conhecimento apropriado das condições meteorológicas, tais como a direção e velocidade dos ventos, ocorrência de precipitação, atividades convectivas próximas com descargas elétricas, nebulosidades, etc (FISCH, 1999).

Fenômenos meteorológicos influenciam significativamente nos vôos dos Veículos aeroespaciais. Estes veículos, normalmente não são projetados para suportar condições meteorológicas adversas, tais como tempestades severas, relâmpagos e descargas elétricas, ventos e cisalhamentos intensos e etc (MARQUES, 2005).

Os foguetes de sondagens e veículos lançadores de satélite são desenvolvidos no IAE/DCTA, com a realização de testes na Usina Coronel Abner (UCA) em São José dos Campos e são lançados no Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI) em Parnamirim-RN e no Centro de Lançamento de Alcântara-MA (CLA) (QUEIROZ, 2015), figuras 1 e 2.



Figura 1 - Centros de Lançamentos em Parnamirim-RN (esquerda) e Alcântara-MA (direita)  
(Fonte: website do CLBI e CLA)



Figura 2 - Teste de queima na UCA (Fonte: website do CLA)

## 2 Linhas de Pesquisa

A Meteorologia Aeroespacial, por sua grande complexidade, exige constantes investimentos tecnológicos e de recursos humanos. A ACA possui 34 servidores envolvidos no trabalho de Meteorologia Aeroespacial, sendo 7 com a titulação de doutorado, 2 de mestrado e 2 de especialização.

A ACA em seu organograma possui 3 Subdivisões: ACA-A que é responsável pela área de administração da Divisão, ACA-E é responsável pelos Experimentos e Instrumentação Meteorológica e a ACA-M responsável pelas linhas de pesquisa em Meteorologia Aeroespacial, como as listadas abaixo:

Dispersão Atmosférica que estuda as características da camada limite superficial na região do Centro de Lançamento de Alcântara (CLA) por meio de medições *in situ*, análises estatísticas e modelagem da turbulência atmosférica e dispersão de gases tóxicos.

Eletrociadade Atmosférica que estuda as características da atividade elétrica atmosférica na região dos Centros de Lançamento Nacionais e do Vale do Paraíba, por meio do monitoramento, registro e análise do campo elétrico atmosférico e das descargas elétricas atmosféricas.

Sistemas Meteorológicos que estuda os sistemas atmosféricos que atuam sobre o CLA do ponto de vista observacional.

Banco de Dados Climatológicos (BDC) que disponibiliza informações coletadas no CLA (superfície, torre anemométrica e ar superior) e realiza controle de qualidade nos dados.

Modelagem Atmosférica que simula realisticamente os sistemas de tempo atuantes no CLA com o uso do modelo regional WRF.

Essas duas últimas linhas de pesquisa são abordadas a seguir com suas aplicações para o apoio às Operações de Lançamento Raposa(2014) e São Lourenço(2015) realizadas no CLA.

### 3 Banco de Dados Climatológicos da ACA (BDC/ACA) .

A ACA recebe mensalmente dados climatológicos (superfície, torre anemométrica e ar superior) oriundos dos Centros de Lançamento de Alcântara e Barreira do Inferno os quais são armazenados em repositório específico. Os dados são Pré-processados e após são carregados no Banco de Dados Climatológicos (BDC), onde são utilizados para gerar relatórios e sumários climatológicos para apoiar pesquisas (Figuras 1 e 2). O (BDC) do IAE/ACA tem por objetivo prioritário armazenar, gerenciar e summarizar todos os dados meteorológicos provenientes da costa norte / nordeste do Brasil, onde estão localizados o Centro de Lançamento de Alcântara (CLA) e o Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI). O BDC/ACA agregou informações de diversas estações meteorológicas no Brasil, oriundas do Banco de Dados Climatológicos do Instituto de Aeronáutica e Espaço (BDC/ICEA). Embora o BDC contenha informações de estações de diversas regiões, são as informações das estações de São Luís, CLA, CLBI, São José dos Campos e de Cachimbo que mais interessam para as pesquisas desenvolvidas pela ACA.



Figura 1. Esquema do Banco de Dados Climatológico da ACA.

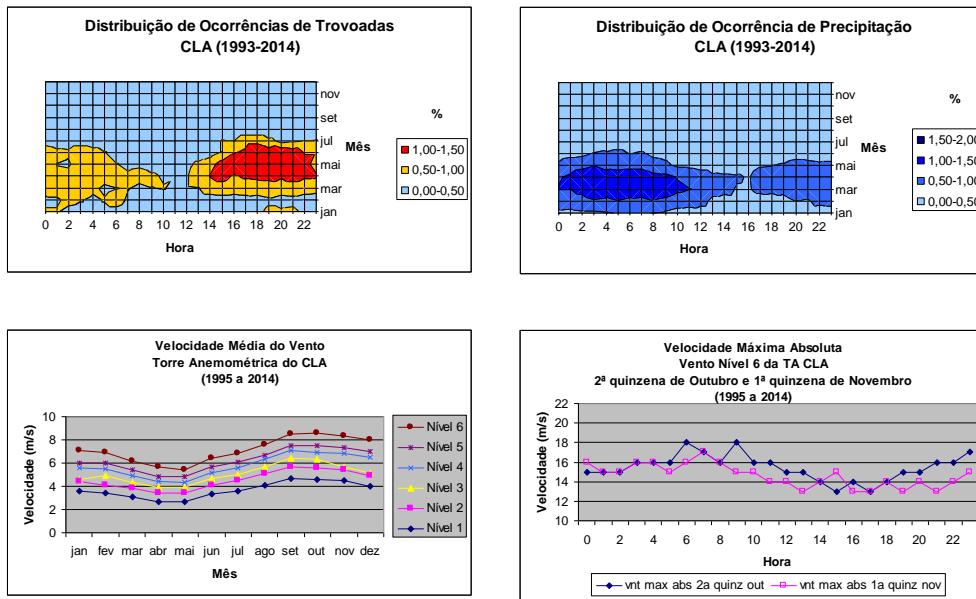


Figura 2 – Gráficos Climatológicos para apoio no planejamento das Operações de Lançamento.

As informações disponibilizadas pelo BDC são de extrema importância para o planejamento das operações de lançamento. O BDC disponibiliza informações que auxiliam o planejamento do cronograma de atividades, indicando as melhores condições climatológicas para o lançamento dos veículos aeroespaciais, por exemplo, as distribuições de ocorrências indicam maior concentração de trovoadas e precipitações no primeiro semestre, enquanto os ventos tornam-se mais intensos no segundo semestre especialmente pela manhã, como pode ser visto nos gráficos da figura 2.

O BDC também pode ser utilizado para estudos mais específicos como, por exemplo, o cálculo do vento médio para a Camada da Superfície e 5000m nos Centros de Lançamento. Estes dados são importantes para que a Segurança de Voo calcule o vento balístico utilizado no ajuste do lançador conforme afirmou FISCH 1999:

"Os dados de vento também são necessários para o cálculo da trajetória dos foguetes. Por exemplo, até 1000 m de altitude, 88% da influência na trajetória são devidas ao vento, enquanto que, acima de 5000 m de altitude, a influência do vento na trajetória é de 3 %."

#### 4 Modelagem Atmosférica.

A ACA possui um Grupo de Pesquisa em Modelagem Numérica de Tempo que tem como objetivo simular realisticamente os sistemas de tempo atuantes no CLA com o uso do modelo regional WRF.

Para tal a ACA possui um computador dedicado à Modelagem Numérica de Tempo, o qual utilizou o modelo WRF, com sua grade centrada no CLA.

SILVA 2014, avaliou a capacidade do modelo WRF-ARW (versão 3.2.1) em prever o vento na região do Centro de Lançamento de Alcântara, visando aplicá-lo operacionalmente em ocasiões de lançamentos no CLA. Fez ajustes de diferentes parâmetros dinâmicos e físicos, como tamanhos de domínios, número de níveis verticais e parametrizações de Camada Limite Planetária e chegou à conclusão de que o modelo se mostrou razoável para representar o perfil vertical do vento no CLA.

A ACA utilizou Operacionalmente a previsão do modelo WRF nas Operações de Lançamento Raposa (ago-set 2014) e São Lourenço (out-nov 2015). As simulações foram feitas para 72hs de previsão e os dados foram utilizados pelo previsor meteorológico no CLA a partir de 24hs de sua inicialização. O modelo WRF foi utilizado com bom desempenho nessas duas últimas operações de lançamento realizadas no CLA.

Os produtos de modelagem do tempo especialmente utilizados foram para a previsão dos ventos, devido às operações terem sido realizadas no segundo semestre, caracterizado pela estação seca e ventos mais fortes.

Os dados de ventos observados obtidos pela Torre Anemométrica de 70 m e Radiossondagens de ar superior foram comparados aos dados de previsão do modelo WRF. Verificou-se que a previsão de 72 horas disponibilizada pelo modelo WRF foi bastante realística e de extrema utilidade para apoio às operações de lançamento, tanto para o acompanhamento ao cronograma de montagem e transporte como nas cronologias simuladas e de lançamento dos veículos aeroespaciais, o que pode ser observado nos gráficos da figura 3.

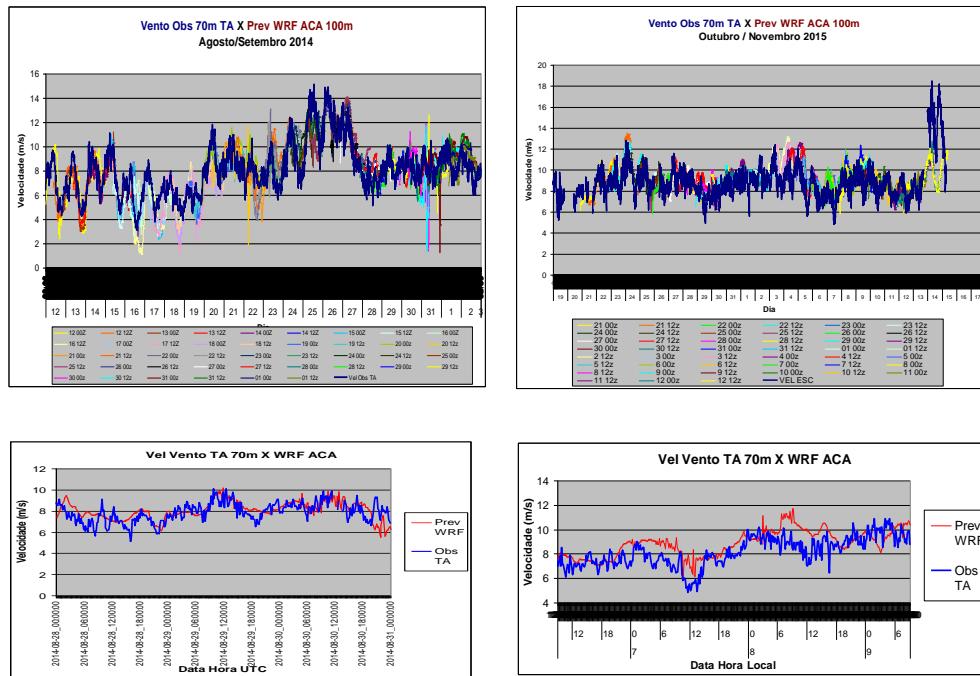


Figura 3 - Gráficos comparativos de Velocidade do Vento previsto pelo Modelo WRF e observado pela Torre Anemométrica do CLA. À esquerda gráficos da Operação Raposa (ago-set 2014) e à direita gráficos da Operação São Lourenço (out-nov 2015).

## 5 Considerações Finais.

A Meteorologia Aeroespacial no Brasil tem avançado com a aquisição de novos equipamentos de meteorologia nos centros de lançamento, como exemplos o Perfilador de Vento, a Torre Meteoanemométrica de 100m do CLA e também a reativação do radar meteorológico Doppler banda X de dupla-polarização do CLA. Para um contínuo avanço da meteorologia aeroespacial é importante a inserção de novos dados no BDC e a implementação de um sistema capaz de integrar dados meteorológicos observados com dados de previsão numérica de tempo, os quais agilizam o trabalho de avaliação dos modelos atmosféricos e previsão do tempo. Estes serão avanços significativos na melhoria da previsão de tempo para apoio às missões de lançamento de veículos aeroespaciais.

## 6 Referências.

FISCH, G. "Características do Perfil Vertical do Vento no Centro de Lançamento de Foguetes de Alcântara (CLA)". Revista Brasileira de Meteorologia, v.14, n.1, 11-21, 1999.

MARQUES, R. F.; FISCH, G. "As atividades de Meteorologia Aeroespacial no Centro Técnico Aeroespacial (CTA)". Bol. da Soc. Bras. Meteorol., vol. 29, no. 3, pp. 21-25, 2005.

QUEIROZ, A. P.; CORRÊA, C. S. "METEOROLOGIA AEROESPACIAL NO INSTITUTO DE AERONÁUTICA E ESPAÇO (IAE)", V Fórum de Pesquisa e Inovação do CLBI, 2015.

SILVA, A. F. G. Avaliação do Modelo WRF para a Previsão do Perfil do Vento no Centro de Lançamento de Alcântara, Revista Brasileira de Meteorologia, v.29, n.2, 259 - 270, 2014.

VAUGHAN, W. W.; JOHNSON D. L. "Aerospace Meteorology: Some lessons learned from the development and application of NASA terrestrial environment design criteria". Bol. Am. Meteorol. Soc., vol. 92, no. 9, pp. 1149-1157, 2011.

# Estimativa do Vapor d'água Integrado Utilizando Dados de Estações GNSS Terrestres Para Aplicações na Troposfera Sobre a cidade de Mossoró-RN.

Gilvan Lutero de Carvalho Filho<sup>1</sup>, Ricardo Bruno de Araújo Ternório<sup>2</sup>  
Mario Pereira da Silva<sup>3</sup>

<sup>123</sup>Universidade Federal do Rio Grande do Norte,  
Natal-RN, Brasil

## Resumo

A técnica de análise de sinais GNSS (Global Navigation Satellite System) emitidos por satélites tem sido largamente utilizada no campo da geodinâmica e da geodesia, como sensor para medidas de velocidades e deslocamentos de placas tectônicas e da representação da forma e da superfície da Terra. No entanto, o sinal proveniente do satélite sofre atrasos ao atravessar a atmosfera terrestre, especificamente em duas das suas camadas: (a) a camada ionosférica, na qual o sinal sofre atraso pela presença de átomos ionizados nesta região, e (b) a camada troposférica, onde o atraso acontece devido à presença de vapor d'água na região, sendo este fortemente relacionado à quantidade de vapor d'água precipitável presente na mesma. Neste trabalho apresenta-se uma análise de dados de sinais GNSS, coletados na estação receptora de superfície, visando aplicações relacionadas ao cálculo da quantidade de vapor d'água na troposfera. Os dados dos sinais GNSS foram obtidos diretamente do IBGE (Instituto Brasileiro de Geografia e Estatística) através da RBMC (Rede Brasileira de Monitoramento Contínuo dos Sistemas GNSS). O processamento dos dados foi realizado utilizando-se o software GIPSY, do JPL-NASA (Jet Propulsion Laboratory), que processa os dados observados dos satélites e fornece os valores de ZTD (Zenital Tropospheric Delay) ou Atraso Zenital Troposférico. A partir do conhecimento da temperatura e da pressão na posição da antena receptora dos sinais, determinou-se o IWV (Integrated Water Vapor), Vapor d'água Integrável na coluna atmosférica, que pode ser relacionado a pluviometria local. A aplicação foi feita para a cidade Mossoró e das séries temporais obtidas para os parâmetros ZWD, IWV e Pluviometria foram realizadas as correlações entre as variáveis acima, partindo de análises estatísticas por meio do software R.

## 1 Introdução

O advento e a disseminação de técnicas modernas de espaço-geodésia, em particular de *Global Positioning System* (GPS), Sistema de posicionamento Global, tem revolucionado completamente metodologias e técnicas em muitos campos científicos. Diversos estudos têm sido feitos acerca da propagação de sinais do *Global Navigation Satellite System* (GNSS), Sistema de Navegação Global por Satélites, sendo tais sinais fortemente influenciados pela presença da atmosfera terrestre. A influência nos sinais se

Filho, G. L. C.

VI FoPI

dá basicamente de dois modos diferentes: na Ionosfera (camada que se estende de 50km até 1000km) e na Troposfera (camada que inicia no solo e estende-se até cerca de 17km). Tendo em vista que as grandes quantidades de gases presentes na atmosfera localizam-se na troposfera, os geodesistas denominam os efeitos que ocorrem nesta região como troposféricos. (SPILKER *apud* SILVA *et al.*, 1999).

Nos dias atuais, esse é um instrumento bem estabelecido e já utilizado em diversos países, para medir conteúdo de vapor d'água na atmosfera (DAVIS *et al.*, 1985). Centros como NOAA, ECMWF e JMA, nos EUA, União Europeia e Japão, respectivamente, utilizam produtos advindos dos sinais GNSS há cerca de 15 anos.

Neste trabalho analisa-se os valores do *Integrated Water Vapor* (IWV), vapor d'água integrado, a partir da análise de dados provenientes do atraso que sofrem os sinais emitidos pelos satélites, ao atravessarem a troposfera sobre estação GNSS localizada na cidade de Mossoró, no estado do Rio Grande do Norte (RN), Brasil.

A escolha dessa região justifica-se por nunca antes este estudo ter sido feito para a região da cidade de Mossoró, que apresenta clima semiárido. A estação de Mossoró (RNMO), localiza-se no Campus da Universidade Federal Rural do Semi-Árido (UFERSA). Os resultados provenientes dos dados da estação foram utilizados para correlações do parâmetro IWV com a pluviometria dessa cidade, utilizando-se séries de tempo adquiridas durante os anos 2010 a 2015.

## 2 Materiais e Métodos

Denominado de ZTD, que é o atraso causado pela presença da atmosfera no caminho de propagação dos sinais de radiofrequência. Este atraso pode causar erros nas coordenadas finais, caso seja negligenciado (MONICO, 2000). No entanto, ele vem sendo minimizado com o emprego de modelos desenvolvidos empiricamente.

O ZTD divide-se em duas componentes. Sabendo-se os valores do ZWD que é a componente úmida do ZTD, é possível encontrar os valores do IWV utilizando dados de temperatura e pressão de superfície, os quais são do INMET, em escalar horárias, assim como os dados de pluviometria que foram correlacionados.

## 3 Resultados

As correlações foram feitas demonstram que há sem dúvida correlações positivas e significativas estatisticamente. Conclui-se que é possível quantificar o vapor d'água a partir da análises desses dados, demonstrando-se assim ser essa uma técnica eficiente e que aumenta sua eficácia conforme a escala de tempo vai sendo reduzida.

## Referências

DAVIS, J. L.; HERRING, T. A., SHAPIRO I., ROGERS, A. E., ELGENED, G. **Geodesy by interferometry: Effects of atmospheric modeling errors on estimates of base line length radio.** *Radio Science*, v. 20, n. 6, p. 1593-1607, 1985

MONICO, J. F. G. **Posicionamento pelo GNSS Descrição, fundamentos e aplicações.** São Paulo: Editora da UNESP, 2º edição. p. 217, 2007.

SPILKER JR, J. J. **Tropospheric Effects on GPS.** American Institute of Aeronautics and Astronautics. Vol 1. pg 517-546, 1994.

## Proposta para avaliação de incerteza de um gerador de umidade

Marcos Cavalcante de Melo<sup>1</sup>, Ruy Morgado de Castro<sup>2</sup>, Erik Valter de Almeida<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Instituto de Fomento e Coordenação Industrial (IFI),

<sup>2</sup>Instituto de Estudos Avançados (IEAv)

São José dos Campos, Brasil

### Resumo

Este trabalho realizou um estudo das características metrológicas e do funcionamento do gerador de umidade *Thunder 2500*, que é um padrão utilizado para realizar a calibração de sensores de umidade. A reprodutibilidade e o comportamento de suas medições foram avaliados para que fosse proposta uma forma de avaliação das suas incertezas.

### 1 Introdução

Realizar de maneira confiável medições de umidade relativa do ar tem suma importância em muitas áreas da Ciência e na Indústria. Para que tal confiabilidade seja alcançada é necessário realizar a calibração dos sensores de umidade, comparando-os com padrões que possuem rastreabilidade metrológica.

No Instituto de Fomento e Coordenação Industrial (IFI), o padrão utilizado para realizar a calibração de sensores de umidade, no âmbito da Força Aérea Brasileira (FAB), é um gerador de umidade do fabricante *Thunder Scientific Corporation*, cujo modelo é 2500, cujo princípio de funcionamento é o método da “dupla pressão”, em que a umidade relativa do ar é obtida por medições de pressão e temperatura [1]. No entanto, este equipamento deve ser também calibrado periodicamente, e para isso deve-se primeiramente conhecer suas características metrológicas e avaliar as suas incertezas, sendo este o objetivo deste trabalho.

Primeiramente foram verificadas a repetitividade e reprodutibilidade das medições de pressão e temperatura, fornecidas pelo gerador. Após isso, foi feita a avaliação da incerteza na umidade (RH) utilizando a Lei da Propagação de Incertezas [2], sendo que a incerteza expandida especificada pelo fabricante para umidade é de 0,5%.

## 2 Resultados

Os testes de repetibilidade e reproduzibilidade na umidade relativa realizados ao longo de vários dias apresentaram uma variação de 0,07% nas faixas de 40, 50, 60 e 70 % (típicas em calibrações de termohigrômetro), o que é uma indicação da boa repetitividade e reproduzibilidade do gerador.

Após isso, foi realizada a avaliação do tipo A e B das incertezas nas medições de pressão e temperatura, sendo propagadas para a umidade relativa. Na Tabela 1, se pode observar o resultado das incertezas para cada ponto relativo para três dias de medição, bem como as incertezas combinadas.

Tabela 1: Resultados da avaliação de incertezas para a umidade relativa (RH).

13 Ago.2015	<i>RH (%)</i>	39,7	50,0	60,2	70,4
	<i>uRH</i> (k=2)	0,3	0,3	0,4	0,5
17 Ago.2015	<i>RH (%)</i>	39,9	50,0	60,1	71,0
	<i>uRH</i> (k=2)	0,3	0,3	0,4	0,5
19 Ago.2015	<i>RH (%)</i>	39,7	50,0	60,2	70,4
	<i>uRH</i> (k=2)	0,3	0,3	0,4	0,5

## 3 Conclusão

O gerador de umidade *Thunder 2500* apresentou dados bem reproduzíveis. A avaliação de incerteza aqui proposta partiu do princípio de que as variáveis de entrada eram estatisticamente independentes. Com isto a avaliação de incerteza proposta neste trabalho se mostrou compatível com a especificada pelo fabricante, menor que 0,5%.

## Referências

- [1] HASEGAWA, S.; LITTE, J.W. The NBS Two-Pressure Humidity Generator, Mark 2. **Journal of Research Of The National Bureau of Standards. A. Physics and Chemistry**. Washington, p. 81-88. jan.1977.
- [2] Bureal International des Poids et Mesures. JCGM 100:2008: Evaluation of measurement data – Guide to the expression of uncertainty in measurement. 1: JCGM,2008.134p.

## **Design de matriz de detecção solar para automatização de fotômetro**

J. C. Rocha Júnior<sup>1</sup>, J. H. Fernandez<sup>1</sup>, Carlos Eduardo da Silva<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Universidade Federal do Rio Grande do Norte  
Natal, Brasil

### **Resumo**

O objetivo deste projeto foi de aprimorar a aquisição de dados atmosféricos coletados por fotômetro em solo, através do desenvolvimento e implementação de uma matriz de detecção do sol que compõe um sistema automático de rastreio solar para automação de fotômetro manual desenvolvido na UFRN.

Para este fim foi desenvolvida uma Matriz Circular de Detecção, aqui batizada de MCD. O design da MCD, elemento essencial para automação do fotômetro, é aqui descrito em seus detalhes, desde a etapa de concepção e projeto até a prototipagem. Este componente é de extrema importância para uma vasta gama de estudos atmosféricos e climáticos.

### **1 Introdução**

O crescimento populacional tem demandado uma quantidade cada vez maior de recursos naturais, assim como novas áreas para produção de alimentos e mineração, e que, por consequência, vem acompanhado de um aumento do parque industrial mundial. A China, que participava há algumas décadas atrás, minimamente na emissão de poluentes atmosféricos, hoje já ultrapassa os Estados Unidos da América. O setor de transporte, na imensa maioria dos países, está fortemente apoiado no uso do petróleo. Sem este combustível fóssil, que tem papel fundamental na matriz energética mundial, toda a economia do planeta entraria em colapso. A degradação da qualidade do ar já é sentida nas grandes cidades ao redor do mundo, atingindo níveis alarmantes em determinadas épocas do ano(IPCC,2007).

Diante deste quadro, esforços estão sendo realizados nas áreas das ciências e tecnologia da atmosfera e do clima para o aprimoramento das técnicas de controle ambiental, de modo a acompanhar estas fortes transformações no cenário mundial. A evolução das técnicas de monitoramento ambiental em solo atingiu um razoável nível de excelência, mas sua área de cobertura é limitada devido à impossibilidade de instalação em todos os pontos do planeta, por razões técnicas e econômicas. Os satélites de monitoramento ambiental foram um avanço enorme no que se refere à área monitorada, cobrindo as lacunas de dados devido à ausência de equipamentos em solo. Entretanto, alguns parâmetros ainda carecem de algoritmos mais precisos, que estão em constante evolução, sendo seus dados balizados por sensores em solo.

**Joelson Carvalho, N. P.**

**VI FoPI**

O fotômetro é um dispositivo capaz de medir a intensidade de energia radiante, radiação que se propaga na forma de ondas eletromagnéticas. Tendo em vista que cerca da metade da energia solar emitida para nosso planeta é dada na forma de luz visível, faz-se necessário realizar a coleta desses dados a fim de auxiliar em uma gama de estudos climáticos e atmosféricos.

Este projeto explicita o desenvolvimento do design de uma matriz de detecção solar, MCD, um dos elementos que compõe um sistema automático de rastreio solar para automação de fotômetro desenvolvido na UFRN (Tese de doutoramento de João Gualberto Cerqueira Júnior), objetivando manter a coleta de dados desse instrumento estável, uma vez que o mesmo estará automatizado.

## 2 Materiais e Métodos

A Matriz Circular de Detecção foi desenvolvida com auxílio do software Creo Parametric da empresa PTC. O material utilizado na confecção da MCD foi o PLA (Ácido Polilático) através do processo de prototipagem rápida em impressora 3D. Adotou-se como diâmetro solar aparente na abóboda celeste  $0,5^\circ$ .

## 3 Resultados e Discussões

Sabendo-se que o diâmetro solar aparente na abóboda celeste é de  $0,5^\circ$ , adotou-se como FoV(Fiel of View), campo de visão, para cada cilindro de elemento sensor de  $2^\circ$ , correspondendo a uma região de detecção de 4 diâmetros solares, o diâmetro de um LDR de 4mm (R).Obteve-se como comprimento inicial do tubo ( $L \cong 115mm$  ).

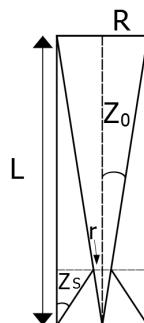


Figura 1: Concepção do tubo da matriz de sensores.

Notou-se que o comprimento deste tubo foi muito grande em relação ao seu diâmetro, o que comprometeria o processo de impressão 3D com qualidade, portanto foi necessário adicionar o parâmetro  $Z_s$  ( $\cong 1^\circ$ ) ao tubo, alterando a geometria do tubo para a de um tronco cônico, permitindo a conservação do FOV do tubo e a redução de seu comprimento em aproximadamente 50% ( $L_{novo} = 60mm$ ), características que facilitaram na prototipagem rápida em plástico resistente e na proporcionalidade do modelo.

**Joelson Carvalho, N. P.**

**VI FoPI**

Uma vez tendo dimensionado cada tubo de forma individual, outro problema encontrado foi o de ter mais de um sensor localizando o sol ao mesmo tempo, havendo a necessidade portanto de se inclinar os eixos dos cilindros, pois como o sol se encontra à milhões de quilômetros de distância da base: se todos os cilindros estivessem com eixos paralelos, estariam apontando para uma mesma direção no céu algo que dificultaria a implementação do algoritmo de apontamento fino.

A fim de sanar esta problemática desenvolveu-se a MCD(Matriz Circular Detetora), composta por 25 tubos dispostos em círculos concêntricos na superfície de uma calota esférica. Os parâmetros calculados abaixo dizem respeito ao raio da seção transversal(X), distância do centro da esfera suporte(teórica) até o início da MCD (d), o tamanho de flecha (F) e o FoV sólido da matriz( $FOV_S$ ). Os resultados obtidos foram:  $X=34,87\text{mm}$ ,  $F=1,22\text{mm}$  e  $FOV_S = 0,0153\text{strad}$ , conforme figura abaixo.

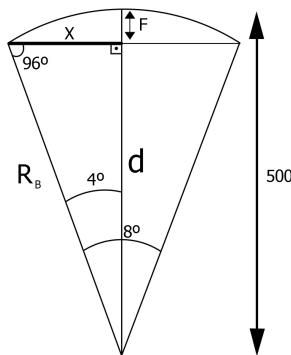


Figura 2: MCD.

Posteriormente calculou-se a distância entre cada camada de tubos da MCD, medida entre centros (S), na condição do apontamento indicado por um único tubo. Conforme a figura abaixo o valor encontrado para S foi de 8,7mm.

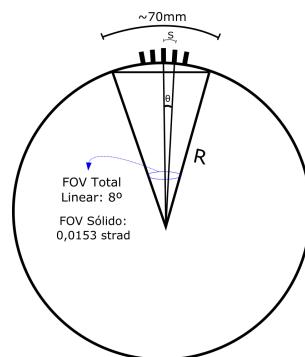


Figura 3: MCD corte lateral.

Para garantir a mesma funcionalidade e FoV, cada tubo apresenta um orifício de 1mm. Por fim, desenvolveu-se o modelo da MCD no software Creo Parametric. As figuras 4.a, 4.b e 4.c representam o modelo desenvolvido.

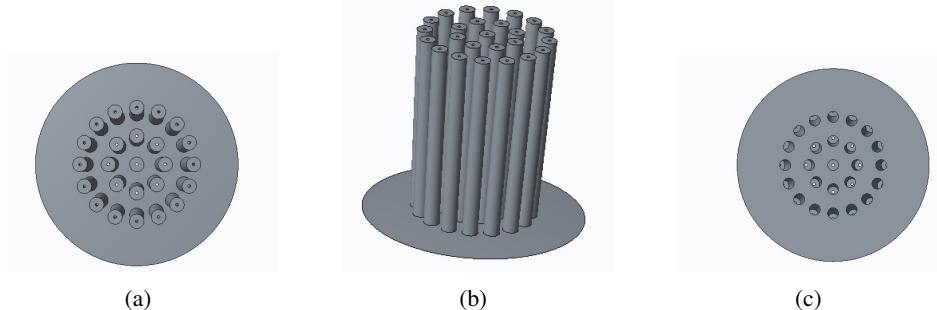


Figura 4: (a) Vista superior. (b) Vista lateral esquerda. (c) Vista inferior

## 4 Conclusões

O design da Matriz Circular de Detecção foi concluído com êxito, bem como sua impressão em plástico resistente. Posteriormente será realizada a etapa de testes em campo, a submissão de patente de design, bem como a publicação na revista internacional Sensors.

## Referências

- [1] Dubovik, O., Holben, B., Eck, T. F., Smirnov, A., Kaufmann, Y. J., King, M. D., Tanre, D., Slutsker, I., Variability of Absorption and Optical Properties of Key Aerosol Types Observed in Worldwide Locations, AMS, J. Atmosph. Sciences., Vol 59, 590- 608,2002.
- [2] Holben B. N., Eck, T. F., Slutsker, I., Tanre, D., Buis, J.P., Setzer, A., Vermote, E., Reagan, J. A., Kaufman, Y., Nakagima, T., Lavenu, F., Jankowiak, I., Smirnov, A.; AERONET – A federated instrument network and archive for aerosol characterization, Rem. Sens. Environ., 66, 1-16, 1998.
- [3] IPCC. INTERGOVERNMENTAL PANEL ON CLIMATE CHANGE. 2007 Reports.
- [4] Cerqueira Jr., J. G. et al., Langley method applied in study of aerosol optical depth in the Brazilian semiarid region using 500, 670 and 870 nm bands for sun photometer calibration. Advances in Space Research, 54, 1530-1543, 2014. DOI: 10.1016/j.asr.2014.06.006.
- [5] Cerqueira Jr., J. G. et al., Estudo da variabilidade da coluna de água precipitável (PWC) no semiárido brasileiro para calibração de fotômetro solar, Holos, 4, 1-18, 2014. DOI: 10.15628/holos.2014.2065

Mauro Froes Meyer

FoPI

7 a 9 de novembro

Parnamirim, RN,

## COMO MINIMIZAR OS IMPACTOS AMBIENTAIS DECORRENTES DO DESMONTE DE ROCHAS ORNAMENTAIS

Meyer, M. F. (1); Pontes, J. C. (2); Silva, P. A. S. (3); Sales, L. R. (4);

<sup>1,2,3 e<sup>4</sup></sup>Instituto Federal de Ciência e  
Tecnologia do Rio Grande do Norte -  
IFRN , Natal - RN, Brasil

### Resumo

A atividade de mineração no Brasil nos últimos anos apresenta um progresso expressivo em sua atividade, passando a ser um dos setores responsáveis por gerar riquezas no país. Como toda a atividade antropológica resulta em impactos ambientais, a mineração não está isenta disto, por isto é vital que se tenha um estudo detalhado dos impactos gerados por tal atividade, principalmente quando envolve a população do entorno das operações. A maximização do benefício socioeconômico está vinculada a localização do empreendimento mineiro em relação ao mercado consumidor, por isso, deve-se buscar o equacionamento do problema gerado entre a incompatibilidade da produção econômica do material desmontado e a segurança da população do entorno da pedreira. Com este artigo obteve como resultado as medidas preventivas, mitigadoras, potencializadoras e compensatórias que contribuiram para uma melhor gestão nessa atividade.

**PALAVRAS-CHAVE:** desmonte, rochas ornamentais e impactos ambientais

Mauro Froes Meyer

## INTRODUÇÃO

O Brasil está entre os cinco maiores produtores de rocha ornamental no mundo, empregando diretamente 100 mil pessoas, sendo seus produtos utilizados principalmente na construção civil. (Setec, 2007) Assim o estudo resultou de um levantamento bibliográfico e da experiência profissional sobre o tema, objetivando mostrar os efeitos maléficos para o meio ambiente decorrente da atividade do desmonte de rocha utilizando substâncias explosivas e abordar vários procedimentos que devem ser adotados para minimizar tais impactos.

Os impactos decorrentes do desmonte de rocha na pedreira, associados a uma demanda estimulada pela especulação imobiliária e competição pelo uso e ocupação do solo, geram diversos conflitos sócio-ambientais cujas complexidades se devem à falta de metodologias de intervenção, que reconheçam a pluralidade dos interesses envolvidos. Os conflitos gerados por esta atividade, inclusive em várias regiões metropolitanas no Brasil, devido à expansão desordenada e sem controle dos loteamentos nas áreas limítrofes, exigem uma constante evolução na condução dessa atividade para evitar situações de impasse.

A maximização do benefício socioeconômico está vinculada a localização do empreendimento mineiro em relação ao mercado consumidor, por isso, deve-se buscar o equacionamento do problema gerado entre a incompatibilidade da produção econômica do material desmontado e a segurança da população do entorno da pedreira. A falta de planos diretores dos municípios ou de sua aplicação efetiva, e muitas vezes a falta de interesse dos órgãos encarregados da fiscalização das atividades minerárias e/ou de expansão urbana, resultou num quadro atual marcado por uma relação pouco amigável entre a comunidade das áreas vizinhas às frentes de extração, os órgãos governamentais de controle ambiental e as pedreiras.

## CARACTERÍSTICAS GERAIS DA MINERAÇÃO E O MEIO AMBIENTE

A mineração é um dos setores básicos da economia do país, contribuindo de forma decisiva para o bem estar e a melhoria da qualidade de vida das presentes e futuras gerações, sendo fundamental para o desenvolvimento de uma sociedade equânime, desde que seja operada com responsabilidade social, estando sempre presente os preceitos do desenvolvimento sustentável.

Diferentemente de outras atividades industriais a mineração possui rigidez locacional. Só é possível minerar onde existe minério. Esta assertiva, apesar de óbvia, sempre gera polêmicas entre mineradores e ambientalistas. “A solução da questão passa por estudos que contemplam os benefícios e problemas gerados pela mineração local versus os benefícios e problemas decorrentes da mineração não local”. Em geral, a mineração provoca um conjunto de efeitos não desejados que podem ser denominados de externalidades.

Mauro Froes Meyer

Algumas dessas externalidades são: alterações ambientais, conflitos de uso do solo, depreciação de imóveis circunvizinhos, geração de áreas degradadas e transtornos ao tráfego urbano.

Para a identificação dos aspectos e avaliação dos impactos ambientais associados a determinado empreendimento, deve-se procurar, inicialmente, selecionar todas as atividades, produtos e serviços relacionados à atividade produtiva, de modo a separar o maior número possível de impactos ambientais gerados sejam reais ou potenciais, benéficos ou adversos, decorrentes de cada aspecto identificado, considerando, sempre, se são significativos ou não (Sánchez, 2001).

## **PROBLEMAS AMBIENTAIS DECORRENTE DO USO DE EXPLOSIVO**

Os principais efeitos ambientais se fazem sentir através do ultralançamento de fragmentos, da geração de vibrações no terreno, de sobrepressão atmosférica, da emissão de materiais particulados (poeira) na atmosfera, do aumento dos níveis de ruído, do assoreamento de áreas e/ou de drenagens adjacentes às minerações, além da alteração visual e paisagística.

### **Ultralançamento**

A Associação Brasileira de Normas Técnicas, em sua norma NBR 9.653, define ultralançamento como o “arremesso de fragmentos de rocha decorrente do desmonte com uso de explosivos, além da área de operação” (ABNT, 2005).

O ultralaçamento é um dos efeitos maléficos resultante do desmonte e apresenta o principal risco de acidente envolvendo os trabalhadores e a população do entorno. As causas dos ultralançamentos citadas por Silva et al. (2000) são as seguintes: afastamento insuficiente ou excessivo, impróprio alinhamento dos furos, ignição instantânea de furos em filas consecutivas, ocorrência de anomalias geológicas, tampão inadequado, fragilização da face livre ou ultraquebras decorrentes de detonações anteriores.

### **Ruído e Sobrepressão Atmosférica**

A poluição sonora provocada pelas atividades de desmonte com explosivos está relacionada aos ruídos das detonações, do trânsito de caminhões e máquinas. O que mais incomoda a população do entorno é o procedimento da detonação secundária dos blocos, e este incomodo sendo realizado de forma continuada provoca danos à saúde e ao bem estar da população exposta.

Definindo sobrepressão atmosférica como toda propagação de uma onda elástica pelo ar, Eston (1998) considera ruído como a sobrepressão situada na faixa de freqüências entre 20 Hz e 20.000 Hz que é considerada desagradável segundo algum critério humano. As sobrepressões com freqüências inferiores a 20 Hz denominam-se infrasons e aquelas com freqüências superiores a 20.000 Hz, ultra-sons.

Mauro Froes Meyer

Sanchez (1995a) e Eston (1998) consideram, entretanto, que as principais fontes de sobrepressão - uma vez que definem ruído como uma sobrepressão em faixa de freqüência audível - em um desmonte de rochas com explosivos estão relacionadas a liberação de gases através de fraturas e da parte superior da coluna de explosivos, como: ejeção do tampão, a detonação de explosivos não confinados, o deslocamento da fração do maciço rochoso sujeita ao desmonte e a refração das ondas sísmicas através da atmosfera.

O limite de pressão acústica admitido pela ABNT é de 134 dB<sub>L</sub> pico no ambiente externo à área de operação da mina, assim entendida como aquela sujeita a concessão, licenciamento ou área de propriedade da empresa.

### Poeiras e Gases Tóxicos

O lançamento de material particulado fino (poeira) para a atmosfera decorre das atividades de desmonte, carregamento e transporte. Além de causar desconforto ambiental, a poeira é também nociva à saúde humana, provocando diversas doenças no sistema respiratório, das quais as mais graves são as pneumoconioses. As pessoas mais afetadas são aquelas que trabalham diretamente junto aos focos emissores de poeira (constituindo uma questão de saúde ocupacional), mas em graus variáveis afeta também os moradores das áreas circunvizinhas às minerações (Rodrigues, 1993; Ribeiro, 1995).



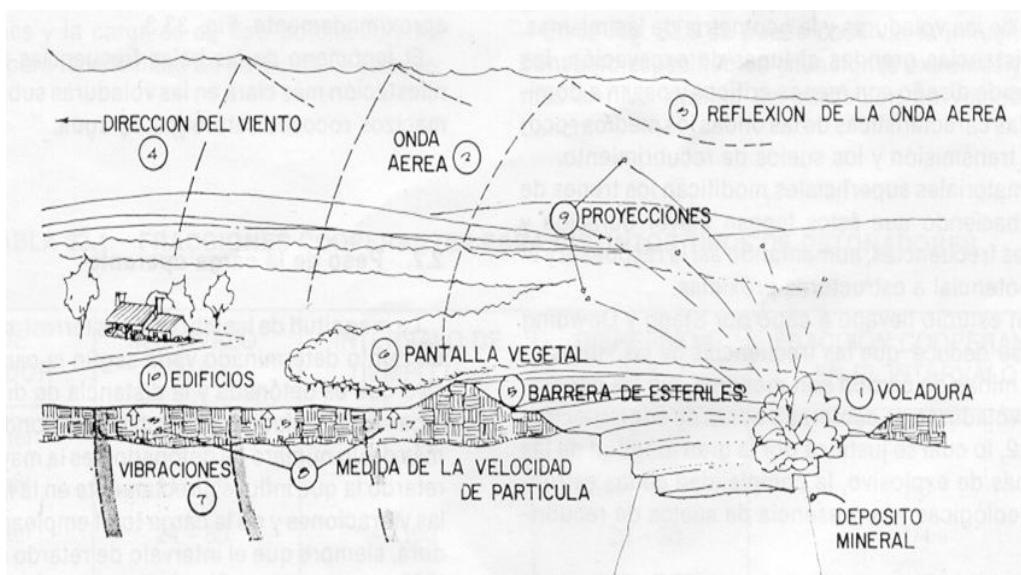
**Figura 1:** Geração de poeira após detonação.

Mauro Froes Meyer

Com a finalidade de minimizar estes impactos ambientais devem ser empregadas as seguintes medidas: evitar sobrecargas nos furos, molhar o material desmontado, evitar uso de explosivo exsudado, não retirar os invólucros dos cartuchos, não adicionar quaisquer substâncias combustíveis, utilizar equipamentos de perfuração dotados de coletores de pó ou a realização de perfuração a úmido, fazer uso de cortina vegetal e realizar as detonações em condições atmosféricas que facilitem a dispersão da poeira minimizando seus efeitos maléficos sobre a população.

### Vibrações Propagadas Pelo Terreno

O desmonte de rocha com explosivos produz ondas sísmicas que refletem, causando o fraturamento do maciço rochoso, essas ondas procuram preferencialmente as zonas de menor resistência, ou seja, a superfície, causando vibrações. As ondas se atenuam em decorrência do atrito interno, que se transforma em calor. Esse é um dos cuidados que deve ser priorizado, como também, ter conhecimentos do comportamento das propriedades da rocha a ser trabalhada, pois os resultados das detonações são mais influenciados pelas propriedades do maciço rochoso do que pelas propriedades dos explosivos.



**Figura 2:** Perturbações originadas durante os desmontes de rochas com explosivos.

A parte da energia explosiva que é utilizada no mecanismo de fragmentação, como também, não é usada em trabalho útil, provoca perturbações que se manifestam pela movimentação de suas partículas constituintes em torno de sua posição de equilíbrio, que será tão acentuada quanto maior for à intensidade da perturbação, dentro dos limites elásticos do meio.

Mauro Froes Meyer

Essa movimentação de partículas é transmitida àquelas situadas em seu entorno, e assim sucessivamente, causando a propagação da onda através do maciço. Manifestam-se inicialmente como ondas compressivas, às quais se seguem ondas cisalhantes e sua interação em interfaces com o ar geram ondas de superfície.

Langefors & Kihlström (1978) sustentam que também deveriam ser feitas considerações sobre como tais vibrações são entendidas, já que parte considerável desta animosidade decorre de um falso conceito de risco de danos por parte de leigos, os quais consideram, ainda, que o empreendimento não disponibiliza informações quando ocorre algo desagradável. As principais fontes geradoras de vibração ocorrem geralmente devido ao emprego errôneo da utilização da energia explosiva como: carga máxima de explosivo por espera ocasionando movimento oscilatório do maciço rochoso acima dos limites exigidos pelas normas da ABNT, e consequentemente as ondas de choque geradas pela detonação serão bem maiores.

E para minimizar ou diminuir a vibração deve ser adotado os seguintes procedimentos: reduzir o diâmetro de furação, adotar retardos dentro dos furos, limitar a carga máxima por espera, utilizar retardos de no mínimo 20 ms, reduzindo a quantidade de explosivo que detona simultaneamente.

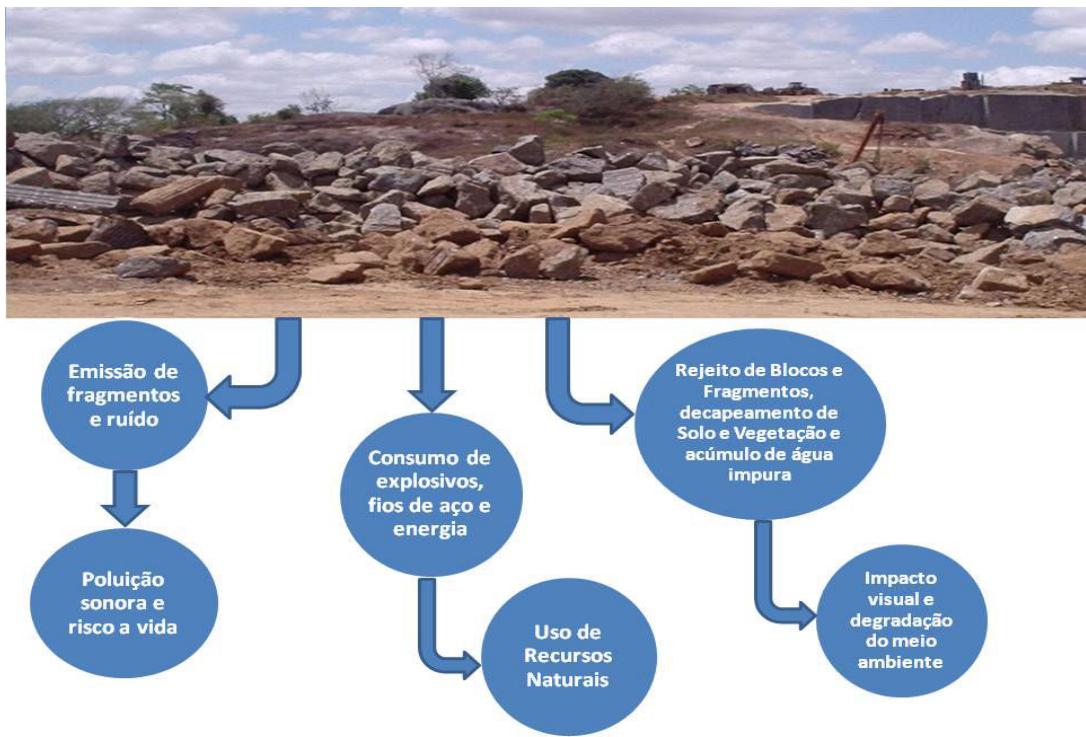
## **ASPECTOS E IMPACTOS AMBIENTAIS**

Os maiores danos ambientais ocorrem na lavra a céu aberto, onde se tem um maior aproveitamento do corpo mineral, gerando maior quantidade de estéril, poeira em suspensão, vibrações e riscos de poluição das águas, caso não sejam adotadas técnicas de controle da poluição.

A lavra de rochas ornamentais, frequentemente, apresenta um alto potencial impactante devido a degradação visual da paisagem, ao abandono das lavras, a poeira, o ruído e a vibração. No entanto, poucos minerais desta classe são tóxicos e o uso de reagentes químicos é limitado.

O desmonte dos blocos através de explosivos resulta em ruídos prejudiciais à tranquilidade pública. Ultralançamentos de fragmentos ocorrem devido ao plano de fogo utilizado, é um tipo de impacto com ocorrência no local (Figura3). Isso requer maior controle da detonação, de acordo com a distância e o tipo de material. A disposição final de rejeitos não constitui o problema mais sério, se destinados aos trabalhos de recuperação das áreas. Entretanto, quando esses depósitos ficam muito volumosos, tornam-se instáveis e sujeitos a escorregamentos localizados.

Mauro Froes Meyer



**Figura 3:** Rejeito do Desmonte de Rocha Ornamental.

## CONSIDERAÇÕES FINAIS

A avaliação dos impactos ambientais acarretados pelo desmonte de rocha utilizando substâncias explosivas constitui-se numa atividade técnico-científica essencial para a instalação do empreendimento mineiro, para monitoramento dos seus efeitos ambientais, fornecendo instrumentos para uma correta gestão ambiental por parte da empresa, da administração pública e da comunidade envolvida.

Os problemas ambientais e o encaminhamento para soluções geralmente não são suficientes para permitir uma convivência harmônica entre as minerações e as populações do entorno, porém, fornece subsídio sobre o qual será efetuada a avaliação dos benefícios econômicos e sociais.

É necessário o uso de tecnologias adequadas, para que se conheça a relação existente entre o projeto e a execução do plano de fogo, levando-se em consideração a relação causas com os efeitos, procurando sempre controlar os danos ao meio ambiente.

A aplicação contínua das medidas mitigadoras, objetivando reduzir os efeitos maléficos da atividade do desmonte de rocha utilizando substâncias explosivas, torna o uso dos recursos natural mais eficiente minimizando a poluição ambiental e os riscos para a saúde humana.

Mauro Froes Meyer

---

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ABNT - ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS. **NBR 9.653. Guia para avaliação dos efeitos provocados pelo uso de explosivos nas minerações em áreas urbanas.** São Paulo, 11 p., 2005

ESTON, S. M. **Uma análise dos níveis de vibração associados a detonações.** São Paulo, 1998, 125 p. Tese (LivreDocência) - Escola Politécnica, Universidade de São Paulo.

RIBEIRO, J. T. M. **Curso básico sobre medição, prevenção e controle da poluição na mineração (poeira e ruído).** São Paulo: DNPM/CECOPOMIN, 28 p., 1995.

RODRIGUES, G. L. **Efeitos ambientais na produção de brita em áreas urbanas (poluição atmosférica e vibração).** São Paulo, 1993. 78 p. Dissertação (Mestrado) - Instituto de Geociências, Universidade de São Paulo.

SÁNCHEZ, L. E. **Sistemas de gestão ambiental.** Apostila didática de aulas. Curso ministrado na Escola Politécnica, Universidade de São Paulo. Pós-Graduação, ano letivo 2001.

SÁNCHEZ, L. E. Os estudos de impacto ambiental como instrumentos de planejamento em pedreiras. SEMINÁRIO INTERNACIONAL SOBRE MINERAÇÃO EM ÁREAS URBANAS, **Anais...**, São Paulo, DNPM/Pró-Minério. p. 31-35. 1989.

SILVA, V. C. ; ANTONINI, A. ; KOPPE, J. ; FLOYD, J. ; CERELLO, L. ; CROSBY, W. ; HOGAN, T. **Problemas gerados pelas detonações.** Rio Claro: Instituto de Geociências e Ciências Exatas, Universidade Estadual Paulista, 165 p., 2000. (Apostila).

## **Desenvolvimento de um programa em interface gráfica para visualização e tratamento de eventos oceânicos/atmosféricos**

Ricardo Bruno de Araújo Tenorio<sup>1</sup>, Mario Pereira da Silva<sup>2</sup>

<sup>1</sup>PPGCC\*-Universidade Federal do Rio Grande do Norte

<sup>2</sup>DGEF\*\*/PPGCC-Universidade Federal do Rio Grande do Norte

\*Programa de Pós-Graduação em Ciências Climáticas, \*\*Departamento de Geofísica  
Natal, Brasil

### **Resumo**

Among several factors that influence artificial satellite positioning of GNSS (Global Navigation Satellite System), the Zenithal Tropospheric Delay (ZTD) stands out, it is basically the sum of two components, the hydrostatic (ZHD - Zenithal Hydrostatic Delay) influenced predominantly by nitrogen and oxygen, and wet component (ZWD - Zenithal Wet Delay) influenced by the water vapour in the Troposphere. These components could be calculated from GNSS signals observations. The wet component has strong relation with IWV (Integrated Water Vapour) in the atmosphere, which is could have direct influence in precipitation since IWV is an equivalent of PWV (Precipitable Water Vapour). This study aims to develop a guide user interface that enable generation of databases of IWV obtained through radiofrequency signals of any GNSS station, and relate it with oceanic variables. This software enable generating time series and maps of spatial distribution of these variables, other than that enable statistics treatments of results such as imputations and correlations, among others. Tests were performed using GNSS-RNNA station data and meteorological Natal-A304 station, both in Natal - RN, in UFRN campus.

### **1 Introdução**

O Zenithal Thopospheric Delay (ZTD) é um dos resultados meteorológicos (MONICO, 2007) obtidos através de processamento de dados de sinais GNSS, e é composto basicamente por duas componentes: a componente hidrostática que representa 90% do atraso total, e a componente úmida que associada com parâmetros de superfície como Pressão e Temperatura possibilita a quantificação do Integrated Water Vapour-Vapor d'Água Integrado (IWV) que é a quantidade de vapor d'água em uma coluna

<sup>1</sup>[ricardo\\_tenorio@hotmail.com](mailto:ricardo_tenorio@hotmail.com)

1

atmosférica em kg/m<sup>2</sup>.

Vários trabalhos envolvendo monitoramento de Vapor d'água Precipitável através de sinais GNSS vêm sendo realizados, o que tem contribuído positivamente nas análises atmosféricas de previsão numérica do Tempo (BEVIS et al. 1994; ROFFATO et al, 2012; SAPUCCI et al, 2007; BENEVIDES et al, 2015). Mesmo esta técnica tendo se mostrado viável no refinamento de caracterização do estado da atmosfera, ainda não há disponibilidades de banco de dados de IWV estimados através das estações de GNSS da RBMC (Rede Brasileira de Monitoramento Contínuo).

Neste trabalho, procura-se desenvolver um programa em interface gráfica (Figura 01) em linguagem MATLAB® que de forma interativa permita que um usuário elabore a geração de bancos de dados de IWV estimados através do atraso zenital e, além disso, seja possível quantificar a associação dessa variável com variáveis oceânicas como vento e TSM (Temperatura da superfície do Mar), sobre a cidade de Natal – RN, por meio de métodos estatísticos.

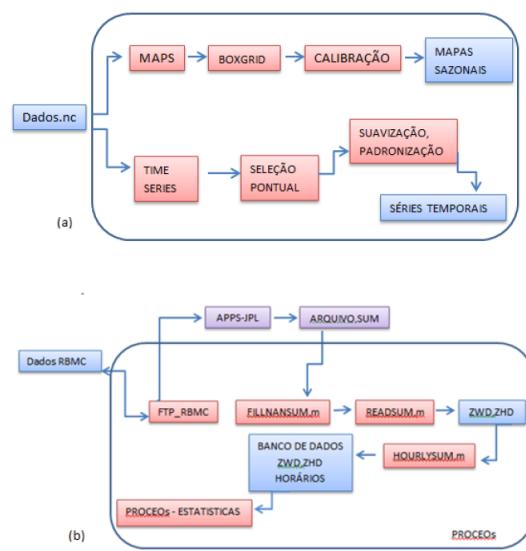
## 2 Materiais e Métodos

A estação NATAL-RNNA pertencente à RBMC está localizada no Campus da UFRN - Universidade Federal do Rio Grande do Norte-, no prédio do INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais- com latitude -05° 50' 10,1062" e longitude -35° 12' 27,7485".

Os dados meteorológicos utilizados com resolução temporal horária foram obtidos através do Instituto Nacional de Meteorologia (INMET), os dados da Rede brasileira de Monitoramento Contínuo (RBMC) compreende o mesmo período de 01 de janeiro de 2010 a 31 de dezembro de 2014. Desenvolvido para visualização de variáveis oceânicas e extração de pontos para análise de séries temporais de dados de reanálise disponibilizadas pelo European Centre for Medium Range Forecasts (ECMWF) o Programa de Caracterização de Eventos Oceânicos/Atmosféricos (PROCEOs) (TENÓRIO, 2014) foi elaborado em interface gráfica para otimização no tempo de tratamento desse tipo de dados e não exigisse conhecimento em programação para utilizá-lo.

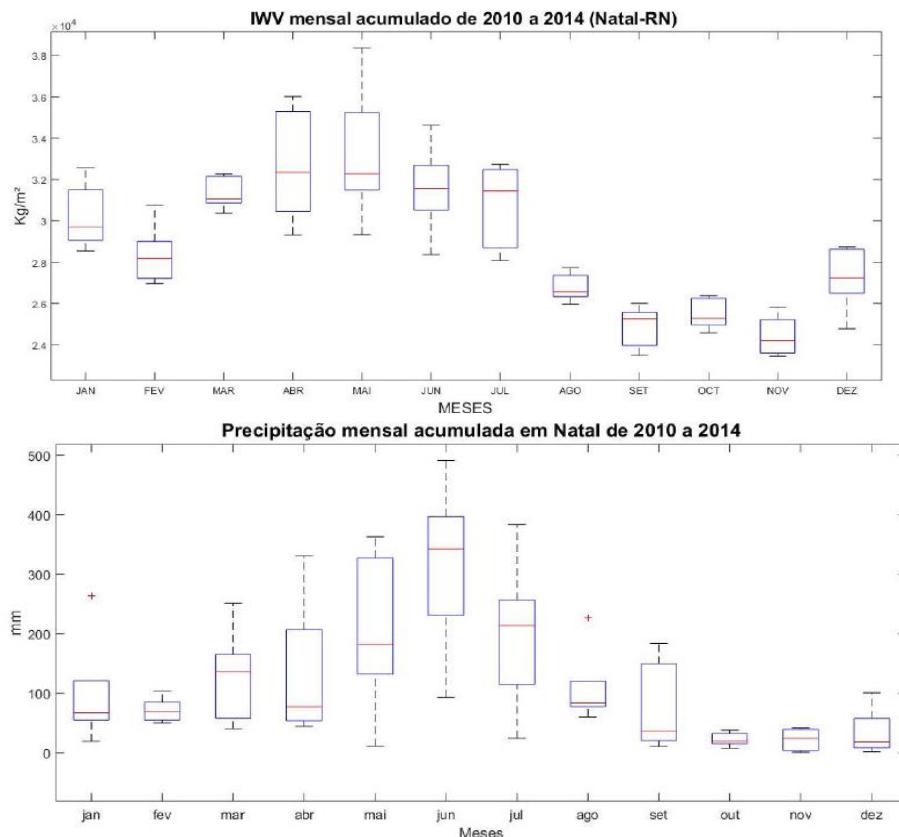
## 3 Resultados Preliminares

Na Figura 02, pode-se observar uns resultados preliminares obtidos com o PROCEOs, os boxplots de IWV e precipitação mensais sobre Natal-RN.



**Figura 1.** Fluxograma da estrutura do PROCEOs (a) Fluxo de Processamento de dados de reanálise do era Interim. (b) Fluxo de processamento dos dados pertencentes à RBMC.

Com uma análise deste resultado é possível identificar o atraso entre as variáveis estudadas, sendo o IWV antecipando eventos de precipitação, para compreender melhor esses eventos é necessário compreender os processos advectivos da região.



**Figura 2.** Boxplots do acumulado mensal de IWV e da Precipitação sobre Natal-RN (2010-2014).

## 4 Considerações Finais

A ferramenta PROCEOs, permitiu a otimização no tempo de tratamento de dados de reanálise e de estações GNSS terrestres. Os resultados preliminares obtidos mostrou a forte relação entre o IWV e a Precipitação sobre Natal-RN, sendo apresentado através dos boxplots um comportamento de atraso entre o IWV e a pluviometria. Sendo portanto necessário para trabalhos futuros uma análise do processo advectivo de vapor sobre Natal.

## 5 Referências

- [1] MONICO, João Francisco Galera (2007). **Posicionamento pelo GNSS Descrição, fundamentos e aplicações.** 2 Ed. São Paulo: Editora da UNESP. pp. 150-160.
- [2] BEVIS, M. G. et al. (1994.) **GPS Meteorology: Mapping zenith wet delays into precipitable water.** Journal of Applied Meteorology, v. 33, p. 379-386,
- [3] ROFATTO V. F.; J. F. G. MONICO; L. F. SAPUCCI. (2012) **Estimativa do vapor d'água integrado utilizando dados de estações gnss terrestres e estações meteorológicas: aplicações nowcasting.** III Simpósio Brasileiro de Geomática, Presidente Prudente: 2012. Artigos, v.1, p. 338-343.
- [4] SAPUCCI et al., (2007). **A Intercomparison of integrated water vapor estimates from multisensors in the amazonian region.** Journal of Atmospheric and Oceanic Technology, v. 24, p. 1880-1894.
- [5] BENEVIDES, P.; CATALAO, J.; MIRANDA, P. M. A. (2015). **On the inclusion of GPS precipitable water vapour in the nowcasting of rainfall.** Natural Hazards and Earth System Sciences, v. 15, n. 12, p. 2605-2616.

## DESENVOLVIMENTO DE UM MAGNETÔMETRO DIGITAL UTILIZANDO LINGUAGEM LABVIEW PARA ESTUDOS EM CLIMA ESPACIAL

**SILVA JÚNIOR, J. P.** [1]; BORBA, G. L. [1]; ARAÚJO, J. H. [1]; CAZUZA, E. P. [1];  
BARBOSA, A. A. X. [1]; OLIVEIRA, A. L. P. [1] MENDES, D. [1]

[1] Universidade Federal do Rio Grande do Norte - UFRN,  
Endereço, Av. Senador Salgado Filho, 3000, Lagoa Nova, Natal, RN - CEP: 59078-970;

### RESUMO

No presente trabalho foi desenvolvido um dispositivo para aquisição de dados do campo geomagnético na região de Natal-RN. O magnetômetro fluxgate digital, construído na UFRN, possui sensores magnéticos comerciais e não possui componentes eletrônicos, utiliza somente um osciloscópio digital e um computador para fazer a leitura, o tratamento e o armazenamento dos dados. A comunicação entre esses dois equipamentos, é feita através de um programa elaborado em linguagem Labview. Produzido em 1986, o Labview é um software comercial que possui como aplicações a realização de medidas e automação. O aplicativo registra em uma planilha o período do sinal de saída de dois sensores e em seguida essas informações são tratadas em um programa feito em linguagem Java. Os resultados obtidos possuem grande importância para estudos em clima espacial, pois a variação do campo geomagnético pode ser a assinatura de uma tempestade magnética.

**Palavras-chave:** Fluxgate; Campo Geomagnético; Tempestades magnéticas;

### ABSTRACT

In This work has been developed a device for data acquisition of the geomagnetic field in Natal-RN. The digital fluxgate magnetometer, built in the UFRN, has commercial magnetic sensors and has not electronic components, uses only a digital oscilloscope and a computer to do the reading, the treatment and save the data. The communication between these devices, is made through of program elaborated in Labview language. Produced in 1986, it is a commercial software and its applications a realization of measures and automation. The app has recorded in a spreadsheet the period of the sign out of two sensors, then this information are treated in a program made in Java language. The results are of great importance for studies in space weather, because the variation of geomagnetic field can be the signature of a magnetic storm.

**Key-words:** Fluxgate; Geomagnetic Field; Magnetic Storm;

## 1 INTRODUÇÃO

A humanidade vem utilizando aplicações magnéticas há muito tempo. Os primeiros dispositivos magnéticos foram construídos pelos chineses, que utilizavam as propriedades magnéticas para desenvolver instrumentos de orientação chamados de bússola. Atualmente com o avanço científico-tecnológico foram desenvolvidos novos sensores magnéticos para diversas aplicações, engenharias, medicina e ciências geoespaciais. Na área científica os sensores são usados com magnetômetros, estes são equipamentos capazes de medir ou mensurar um determinado campo magnético. Os dispositivos mais indicados para medir campos magnéticos de baixa intensidade são os de fluxo saturado, possuem grande sensibilidade, baixo ruído e baixo custo financeiro. Estes funcionam a partir da variação de fluxo magnético através da saturação do material ferromagnético utilizado como núcleo do sensor e são usados principalmente em pesquisas associadas às medidas do campo geomagnético, pesquisas aeroespaciais, entre outras.

A Terra é um dos planetas do sistema solar que possui um intenso campo magnético, que envolve todo o planeta inclusive a lua. O campo geomagnético se estende por uma ampla região do espaço tendo seu limite superior a magnetosfera. Imersa nessa cavidade magnética, o planeta está protegido dos eventos típicos do clima espacial. Quando o Sol ejeta plasma da sua atmosfera externa, radiação e partículas altamente energéticas que compõe esse vento solar, podem atingir a magnetosfera da Terra. Este impacto promove mudança na geometria do campo geomagnético, causando variações na sua intensidade, esse fenômeno é chamado de tempestade magnética, podendo causar correntes induzidas na superfície, afetando assim transformadores de transmissão de energia elétrica e até a proteção de dutos de petróleo.

Uma tempestade magnética é dívida em três diferentes fases e pode durar até cinco dias (SALOMONI, 2008). Na fase principal ocorre um aumento na intensidade do campo geomagnético devido à compressão das linhas de campo no lado do dia. Após a fase inicial acontece a intensificação da corrente de anel, causado pelo acréscimo das partículas aprisionadas (GONZALEZ, 1994) nesta corrente, gerando assim um campo magnético com sentido oposto ao do campo geomagnético, esta é a fase principal da tempestade, que pode ser identificada pela diminuição da intensidade total do campo geomagnético. A próxima fase é chamada de fase de recuperação, onde a corrente de anel é reduzida e assim o campo geomagnético recupera a intensidade anterior a tempestade magnética.

## 2 MATERIAIS E MÉTODOS

O magnetômetro fluxgates desenvolvido utiliza dois sensores comerciais fabricados pela Speake&Co, o FGM – 3h. Cada dispositivo emite um sinal de corrente alternada, no qual o período depende da intensidade do campo magnético que causa a saturação do material usado como núcleo. Os sensores são ligados a um osciloscópio digital onde o sinal pode ser medido, porém, não é possível armazenar as informações de maneira automática, sendo assim, foi criado um programa em linguagem Labview. O Labview é um ambiente de programação com sintaxe gráfica e possui como aplicações a aquisição de dados através de instrumentos, processar dados e analisá-los, além de controlar dispositivos equipamentos.

O osciloscópio digital é conectado a um computador e é reconhecido pelo Labview como um hardware periférico, sendo assim, foi possível criar um algoritmo que interpretasse os dados de cada sensor e armazená-los em planilhas. O programa criado também possibilita ao usuário visualizar em tempo real, o sinal de saída do sensor na tela do computador utilizando o painel frontal do programa, nesta mesma função é possível modificar o intervalo de tempo da aquisição dos dados, interromper temporariamente as medidas e observar quantas já foram realizadas. As medidas são

feitas a cada minuto e cada planilha é criada com seis horas de aquisição. O ambiente de programação do Labview é chamado de diagrama de blocos. É onde o usuário constrói todo algoritmo, podendo escolher vários elementos de programação como filtros, calculadoras, controladores de tempo, geradores de arquivos, entre outros.

Também foi criado um programa em linguagem Java para tratar os dados armazenados, este aplicativo é responsável em fornecer ao usuário o valor para cada componente do campo geomagnético a partir do valor do período do sinal de saída de cada sensor, além da intensidade total, o erro relativo entre a medida experimental e a esperada pelo modelo de referência e construir gráficos para melhor visualização.

### 3 RESULTADOS E CONCLUSÕES

O aparato funciona no departamento de física teórica e experimental da UFRN, em Natal-RN, iniciou a realização das medidas em 2015. O projeto foi financiado pela Agência espacial brasileira pelo programa Uni-espaço.

Em junho de 2015 foram detectadas variações na intensidade total do campo geomagnético que possuem assinaturas de tempestades magnéticas, esses dados foram comparados com o índice Dst disponibilizados no sitio da LASP (Laboratory for Atmospheric and Space Physics) e da EMBRACE – INPE, também utilizando o índice Kp disponível no sítio do NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration). Ao comparar com os índices e com a literatura foi possível determinar que as variações medidas ocorreram por causa de tempestades magnéticas. Desse modo verificou-se que o dispositivo é capaz de identificar as mudanças na intensidade do campo geomagnético que são causadas pelas modificações no ambiente espacial, devido a interação Terra-Sol.

Serão estudadas formas de criar um banco de dados onde será disponibilizado em plataforma livre através da internet para que outras pessoas possam fazer pesquisas com o campo geomagnético nesta região, além de colaborar para os modelos de referência.

### AGRADECIMENTOS

Ao Centro de Lançamento da Barreira do Inferno; Ao Programa de Pós-Graduação em Ciências Climáticas da Universidade Federal do Rio Grande do Norte; A Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior pela bolsa de doutorado, A Agência Espacial Brasileira pelo financiamento desse trabalho e ao grupo de pesquisas em Clima Espacial da UFRN.

**UFRN**  
**CLBI**  
**PPGCC**  
**AEB**  
**CAPES**

### REFERÊNCIAS

ACUÑA, M. H.; SCEARE, C.S.; SCHEIFLE, J. **The MAGSAT Vector Magnetometer – A precision fluxgate magnetometer for the measurement of the geomagnetic field.** NASA Technical Memorandum 79:656, 1978.

VI

7 a 9 de novembro

Parnamirim, RN,

BERTAGNOLLI, S. F.; ANDRIGHETTO, E.; TRIVEDI, N. B.; SCHUCH, J. **Estudos experimentais visando o desenvolvimento de instrumentação para medidas geomagnéticas - Magnetômetro de núcleo saturado.** Santa Maria: INPE, 2006. 101p.

BREDESON, C.; CONNORS, M. **Enhancing the study of the aurora using low-cost magnetometers.** *Canadian Undergraduate Physics Journal*, V. 2, n. 2, p. 9-13, 2004.

ESSICK, J. **Hands-On Introduction to LabView for Scientists and Engineers.** Oxford, England: Oxford University Press, 2013. 601 p.

GONZALES, C. A.; KELLEY, M. C.; FEJER, B. GF.; VICKREY, J. F.; WOODMAN R. F. **Equatorial Electric Fields During Magnetically Disturbed Conditions, 2. Implications of Simultaneous Auroral and Equatorial Measurements.** *Journal of Geophysical Research*, v.84,n.A6, p. 5803-5812, 1979.

FINLAY, C. C.; MAUS, S.; BEGGAN, C. D.; BONDAR, T. N.; CHAMBODUT, A. **International Geomagnetic Reference Field: the eleventh generation.** *Geophysical Journal International*, v.183, p.1216- 1230, 2010.

KABATA, W. **Magnetômetros fluxgate para satélites científicos.** São Jose dos Campos: 2000. 167f. Tese (Mestrado em Engenharia Eletrônica) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, ITA, São Jose dos Campos.

KABATA, W.; ICARO, V.; BANIK, M.; TRIVEDI, N. B. **Magnetômetros fluxgate amorfos robustos para pesquisa em sondagens geomagnéticas profundas no Brasil.** *Revisa de Física Aplicada e Instrumentação*, v.17, n. 3, p. 99 – 109, 2004.

KABATA, W.; VITORELLO, I. **Configurações alternativas para magnetômetros “fluxgate” com núcleo amorfos.** *Revista Brasileira de Geofísica*, V. 25, n. 2, p. 159-169, 2007.

LENZ, J. E. **A review of magnetic sensors**, Proc IEEE vol. 78, p. 973–989. 1990.

MERRIL, R. T.; McELHINNY, M. W.; McFADDEN, P. L. **The Magnetic Field of the Earth-Paleomagnetism, the core, and the deep mantle.** USA: Academic Press, 1996. 547p.

MUSMANN, G.; AFANASSIEV, Y. **Fluxgate Magnetometers for Space Research:** salzgittered, Germany : Books on Demand, 2010. 280 p.

PRIMDAHL, F. **The fluxgate magnetômetro.** *Journal of Physics E: Scientific Instruments*, V. 12, n. 4, p. 242-253, 1979.

RIPKA, P. **Magnetic Sensors and Magnetometers.** London: Artech House, 2001, 511p.

VI

7 a 9 de novembro

Parnamirim, RN,

**SILVA JUNIOR, J. P.** **Desenvolvimento de um Magnetômetro Fluxgate para Estudos de Clima Espacial e Aeroespacial.** 2015. 87 p. Dissertação (Mestrado em Ciências Climáticas) - Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal.

WAHEED, O. T., REHMAN, A. **Design and Development of a Fluxgate Magnetometer for Small Satellites in Low Earth Orbit.** Journal of Space Technology, Vol 1, N. 1, p.78-82, 2011.

# Tecnologia Aeroespacial

10	Projeto Multi Vant: A Arquitetura de Rede Comunicação do Sistema de Varredura de Área de Impacto de Foguetes <i>Silva, M.R.</i> .....	55
11	Efeitos da temperatura sobre o desempenho de células fotovoltaicas com substrato de silício monocristalino – Uma Análise de elementos finitos <i>Neta, B.S.S.; Souza J.F</i> .....	64
12	Arquitetura de Hardware Embarcado em Carga Recuperável Ejetável para Veículo Aéreo Não Tripulado <i>Dantas, J.C.J. et al.</i> .....	66
13	Análise de Alternativas para Geração de Energia Elétrica a partir da Captação da Radiação Solar em Veículos Aeroespaciais <i>Costa, M.G.V.</i> .....	75
14	Testes Elétrico-Funcionais do Transponder de Coleta de Dados para Nano-Satélite do SBCDA <i>Ourique, A.C. S. et al.</i> .....	85
15	Descrição do Subsistema de Determinação e Controle de Altitude do Projeto CONASAT <i>Rodrigues, A. U. et al.</i> .....	93
16	Projeto de Suportes Mecânicos para VANTs do Tipo Penguin-B <i>Carneiro. R. et al.</i> .....	97
17	Determinação das Propriedades Termodinâmicas no Demonstrador Tecnológico Scramjet VHA-14X S <i>Pereira, M. V. S.; Fernandez, J. H.; Toro, P. G. P.</i> .....	102
18	A Atuação da Segurança de Voo nos Lançamentos de FTB <i>Mata, H.O.; Lindo, N.C.</i> .....	106
19	Estudo sobre a Relação entre a Atividade Geomagnética e Cintilações de Sinais de GPS em Natal-RN(Brasil) <i>Barbosa, A.A. X.; Bonelli, E.; Borba, G.L.</i> .....	117
20	Desenvolvimento de Motor-Foguete no Ensino da Engenharia Aeroespacial Utilizando o Método da Aprendizagem Baseada em Problemas(PBL) <i>Trubiene, C.S. et al.</i> .....	122
21	Projeto PHILo- Sistema de Diagnóstico <i>Oliveira, A.C. et al.</i> .....	130





# PROJETO MULTI VANT: A ARQUITETURA DE REDE COMUNICAÇÃO DO SISTEMA DE VARREDURA DE ÁREA DE IMPACTO DE FOGUETES

## Resumo

Este trabalho apresenta a especificação da arquitetura de rede para uma esquadrilha de Veículos Aéreos Não Tripulados a serem utilizados na varredura da área de impacto de foguetes. São apresentadas as principais características das redes de comunicação para sistemas Multi VANT e as especificidades da aplicação abordada neste projeto. Dentro deste contexto, é proposta uma arquitetura de rede com base em módulos Xbee Pro 900HP S3B, integrados em uma plataforma de hardware controlada por computador embarcado, modelo Raspberry Pi 2B, equipado com GPS e placa controladora Ardupilot. É estabelecido um plano de testes para avaliar o desempenho da arquitetura de rede proposta em termos de robustez, confiabilidade e economia de energia. Para aferição do desempenho nos possíveis cenários de formação da esquadrilha de VANTS são utilizados softwares de gerência de rede com o Protocolo Simples de Gerência de Rede (SNMP), assim como IPERF, visando medir a largura de banda (throughput), perda de pacotes e outros indicadores de desempenho nos links de comunicação entre os diferentes nós da rede.

**Palavras-chave**— Sistema Multi VANT, Rede de Comunicação, Performance de Rede.

## 1 Introdução

Nos últimos tempos, Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTS) vêm sendo utilizados em diversas aplicações civis e militares. Particularmente, sistemas Multi VANTS são uma alternativa eficiente e econômica para aplicações em que é necessário varrer uma grande área para fins de monitoramento. Na cronologia de lançamento de foguetes no Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI - Natal - RN - Brasil), antes do lançamento, é necessário realizar uma varredura da provável área de impacto no mar, para monitorar a presença de possíveis embarcações e evitar lesões ou prejuízos à pessoas que estejam nestas áreas. Por razões de segurança, só é autorizado o lançamento do foguete se a área de impacto estiver livre de embarcações.

Atualmente, o procedimento de varredura da área de impacto é executado no CLBI por meio de aeronave tripulada, procedimento custoso e demorado, sendo então sugerido a utilização dos VANTS como uma forma mais econômica e segura. Em lançamentos de Foguete de Treinamento Básico (FTB), cujo alcance e raio da

provável área de impacto são de poucos quilômetros, um único VANT seria capaz de realizar a varredura, monitorar a superfície do mar e identificar embarcações em tempo razoável. Porém, em lançamentos de foguetes de maior porte, onde o alcance é maior e a área a ser varrida mais extensa, um único VANT pode não atender ao cronograma da missão, devido a uma maior demanda de tempo e autonomia de voo para realizar a varredura.. Nestes casos, um sistema Multi VANT, constituído por uma esquadrilha de aeronaves autônomas, permitiria que uma grande área seja varrida de forma eficiente e em tempo hábil, possibilitando o aumento do raio de alcance da comunicação por meio da criação de uma rede de comunicação *Mesh*, *Ad Hoc*, entre os VANTS, também conhecido como *FANET (Flying Ad hoc Network)*, transmitindo de forma confiável a informação entre as aeronaves e a estação base. Neste contexto, o presente trabalho visa desenvolver uma solução utilizando uma Rede de VANTS para varredura da área de impacto de foguetes lançados em direção ao mar pelo CLBI, de forma que a sondagem desta área seja feita de maneira eficiente e confiável, reduzindo custos e tempo de varredura.

Após comparar as características, vantagens e desvantagens de diversas alternativas apresentadas na literatura para redes de comunicação em sistemas Multi VANT, é definida uma arquitetura de redes adequada para esta aplicação particular, baseada em dispositivos que suportam o protocolo 802.15.4 (*Zigbee*). Define-se também um plano de testes para avaliar o desempenho da arquitetura de rede proposta em termos de robustez, confiabilidade e economia de energia. Para isto, conta-se com o suporte de um software de gerenciamento de redes que valide a qualidade e o desempenho dos pontos, bem como a confiabilidade dos links de comunicação entre os mesmos, aferindo qualidade de sinal, perda de pacotes, latência, jitter, consumo de energia, etc.

As próximas seções discutem a arquitetura de rede de comunicação proposta. A seção 2 apresenta as características das principais soluções de redes de comunicação para sistemas Multi VANT. A seção 3 apresenta a arquitetura de rede proposta para a aplicação abordada, a arquitetura de hardware e software necessária para dar suporte à rede e o protocolo de testes de validação proposto para avaliar o desempenho da rede de comunicação Multi VANT. As considerações finais são apresentadas na seção 4.

## **2      Redes de Comunicação para VANTS**

Redes de comunicação para sistemas Multi VANTS (FANETs) apresentam características e requisitos bastante específicos, ao contrário de outras redes sem fio, como por exemplo as Redes *Ad Hoc Veiculares* (VANETs - *Vehicular Ad-Hoc Networks*) ou Redes Móveis *Ad Hoc* (MANET - *Mobile Ad hoc Networks*). [1,2,4]

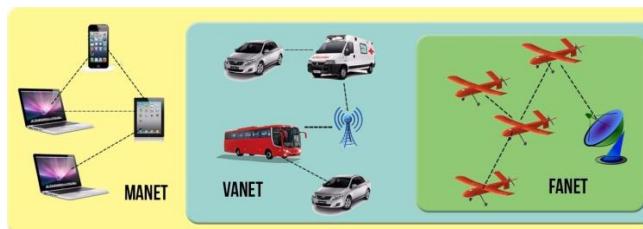
## 2.1 Comparando características de redes sem fio MANET, VANET e Rede para Sistemas Multi VANTs (FANET).

MANET é uma rede composta por plataformas móveis na qual os nós não dependem de infraestrutura ou ponto de acesso para operar. O movimento dos nós é lento e aleatório (menos de 3 m/s) estando conectados em uma rede *Ad Hoc*. A mudança da topologia é dinâmica com os nós entrando e saindo na rede de forma imprevisível.

VANET é uma rede composta por carros que se comunicam com outros carros ou pontos de acesso próximos às estradas. Os nós se movimentam a uma velocidade de 20-30 m/s em rodovias e 6-10 m/s em áreas urbanas. O movimento é previsível, limitado ao traçado da pista, condições de tráfego e regras de trânsito. A topologia é definida como uma rede em estrela entre os pontos de acesso e *Ad hoc* entre os veículos. A topologia muda de forma mais dinâmica que na rede MANET, apresentando movimentos lineares em função das rodovias.

FANET é uma rede composta por aeronaves não tripuladas que se comunicam entre si e com a estação base de controle. A velocidade dos nós (aeronaves) pode variar entre zero e a pouco mais de 100 m/s com movimentos em duas ou três dimensões de acordo com a missão. A topologia pode ser fixa ou ocorrer mudanças lentas ou muito rápidas, com movimentação desordenada ou sincronizada, dependendo do objetivo.

Redes MANETs estão associadas à distribuição de informação, formando uma estrutura de comunicação de dados para casos emergenciais, publicidade, eventos com pontos de acesso à Internet, etc. As VANETs são utilizadas para o transporte de informações de tráfego, informações climáticas, avisos de emergência, serviços de localização e entretenimento [1]. A figura 1 ilustra uma MANET, VANET e FANET com sua composição e topologia.



**Figura 1. Composição das redes de comunicação MANET, VANET e FANET. Adaptado de [1].**

Numa FANET, o projeto da arquitetura de rede leva em consideração um protocolo de roteamento com capacidade de se reorganizar em casos de falha de um VANT. Os protocolos com algoritmos pró ativos ou reativos podem não funcionar devido à baixa capacidade de processamento e memória dos nós. Na presença destes fatores, a FANET deve ser capaz de encaminhar pacotes entre um nó fonte e um nó destino, otimizando a métrica escolhida, incorporando mecanismos para economizar energia e maximizando a vida útil da rede.

## **2.2 Caracterizando a Rede de VANTS (FANET).**

Uma rede de VANTS pode ser definida quanto à sua aplicação, sendo categorizada em três grupos distintos, apresentando características como rota e velocidade do voo, tipo e quantidade de dados a ser transportados, bem como impacto na falha ou perda de conexão entre os nós da rede.

### **2.2.1 Rede de VANTS como infraestrutura de acesso à Internet.**

Nesta categoria enquadram-se redes de VANTS planejadas para servir de infraestrutura como ponto de acesso à Internet. Este tipo de rede exige pouca e lenta movimentação dos VANTS. A infraestrutura de comunicação deve ser estável e suportar uma quantidade de banda e acesso para que seus usuários possam utilizar a rede [3,4]. Sánchez-Garcia et al. (2016) demonstra estratégias para um plano de rotas de VANTS para criação de uma FANET visando fornecer infraestrutura de rede em cenários de desastres.

### **2.2.2 Rede de VANTS para localização e ataque com fins militares**

Nesta categoria enquadram-se redes de VANTS projetadas para que um nó localize um alvo, seguido pela execução do ataque, com a possibilidade de deixar a área imediatamente logo após o ataque ou executar auto detonação para eliminar o inimigo. O objetivo é procurar um alvo, de forma que não é necessário fazer a varredura total da área. Os VANTS sobrevoam a área em alta velocidade com movimentos não coordenados e devem possuir capacidade de captura e processamento de imagens com técnicas de visão computacional. Como exemplo da aplicação desta técnica, [6] demonstra um estudo utilizando VANTS para encontrar um alvo e realizar o ataque.

### **2.2.3 Rede de VANTS para sensoriamento remoto ou varredura**

Nesta categoria enquadram-se Redes de VANTS para o sensoriamento e monitoramento de determinada área, utilizando-se técnicas de visão computacional para que toda a área a ser monitorada seja coberta. A capacidade de captura e processamento de imagens é um fator limitante para a velocidade do voo. No comportamento de voo típico desta categoria, os VANTS executam rota similar coordenada a velocidade constante, sendo possível determinar pontos futuros e realizar o planejamento do voo na rede. Em casos de falha de um nó, a rede deve ter capacidade de se rearranjar de modo que a área onde houve a falha seja monitorada por outros nós da rede, resultando numa completa varredura da área em análise. [4]

## **2.3 Transporte de dados e estratégia de roteamento.**

Segundo Gupta et al., (2015) [4], ainda não foi estabelecido qual é a melhor arquitetura para uma FANET. Primeiramente deve-se analisar o objetivo da rede, o plano de voo e as rotas das aeronaves, para então ser adotado uma estratégia de roteamento. Uma rede onde o roteamento é feito por aeronaves, fatores como localização dos nós, economia de energia, maior robustez frente a links intermitentes e mudança de topologia devem estar presentes para que haja uma melhor

qualidade no serviço. Projetar a camada de rede para sistemas Multi VANT ainda é uma tarefa desafiadora [1].

Os principais protocolos de roteamento em redes sem fio entre dispositivos móveis podem ser categorizados como protocolos de Roteamento Estático, Pró Ativos, Reativos, Híbridos, Geográficos 2D e 3D, todos têm problemas na aplicação de redes VANTs. [4]

O conhecimento das características de uma rede de VANTS aplicada para varredura de área tais como a movimentação sincronizada e velocidade constante dos seus nós, possibilita definir um protocolo de roteamento adequado. Em uma FANET, recursos como armazenamento, potência do sinal e largura de banda são limitados. A taxa de entrega é afetada pela quantidade de saltos, interferência e condições da rede em função da distância e movimentos dos nós. Neste trabalho considera-se que o roteamento tem características determinísticas, em função da velocidade e da rota prevista, considerando que movimentos futuros e ligações são conhecidas. A topologia da rede não muda frequentemente. Algoritmos de roteamento determinístico são baseados na formulação de um modelo dependente do tempo, onde é possível definir um plano de voo que mantenha a distância ideal entre os VANTS para que não ocorram problemas de perda do sinal, utilizando métricas com técnicas otimizadas de entrega de pacotes fim-a-fim, com pacotes *Unicast*. Assim, este tipo de roteamento proporciona um bom desempenho com menor consumo de recursos em relação à técnicas de roteamento estocástico [7].

### **3 Sistema Proposto**

Por questões de segurança, para cada lançamento de foguete balístico em direção ao mar, de acordo com o seu alcance, determina-se um ponto de impacto previsto, estabelecendo-se uma área de exclusão aérea e marítima em torno do mesmo, dentro da qual existe uma probabilidade significante do foguete vir a cair. Nesta seção apresenta um sistema para varredura da área de exclusão por meio de um sistema Multi VANT, de forma que a área possa ser monitorada, ao mesmo tempo minimizando o consumo de energia das aeronaves e garantindo o estabelecimento de uma rede de comunicação confiável entre os diversos nós do sistema.

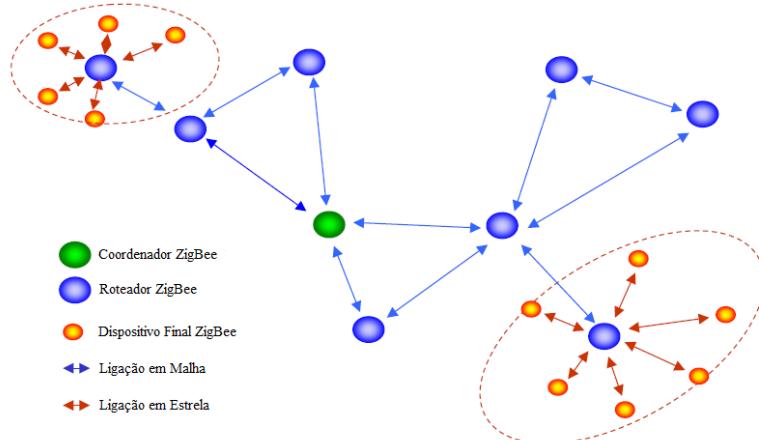
De acordo com as considerações feitas na seção anterior, a rede de comunicação deve ser constituída com um pequeno número de aeronaves ou nós. Na varredura da área de impacto, com base na estratégia em que a mesma não é subdividida, os nós têm comportamento de voo coordenado, executando rotas similares e a velocidade constante, sendo possível determinar pontos futuros e prever o comportamento da rede. Os Algoritmos de roteamento determinístico são baseados na formulação de um modelo dependente do tempo. Assim, com a estratégia de varredura proposta é possível definir um plano de voo que minimize a distância entre os nós da rede para evitar problemas de perda de sinal e usar técnicas otimizadas de entrega de pacotes fim-a-fim, com pacotes *unicast*.

Para os primeiros testes será adotado um plano de voo com todos os nós próximos, em formação, fazendo a varredura em

conjunto da área completa seguindo um padrão em espiral (como são poucas aeronaves, não é grande a diferença do trajeto entre o VANT mais externo e o mais interno da espiral). O voo em formação compacta aumenta a segurança no transporte de dados, diminui a perda de sinal e proporciona um bom desempenho, com menor consumo de recursos, para que a informação seja transmitida até a estação base a partir do VANT hub.

### 3.1 Arquitetura da Rede.

De acordo com a estratégia de varredura adotada e os requisitos de comunicação da esquadrilha, foi escolhido o padrão para comunicação e roteamento dos dados ZigBee IEEE 802.15.4, desenvolvido pela Alliance ZigBee em conjunto com ao IEEE (Institute of Electrical and Electronics Engineers). Esta tecnologia possui características adequadas para atender uma rede de sensores sem fio com baixo consumo de energia [8]. O padrão ZigBee é uma evolução do padrão IEEE 802.15.4, com camadas de rede e segurança, estrutura de controle e criptografia. O padrão Zigbee possibilita configurar redes auto organizáveis, capazes de se adaptar às diversas topologias, conectividade entre nós e as condições de tráfego, possibilitando transmissão de dados em tempo real. O padrão permite configurar redes com topologias em Estrela, Malha (rede Mesh) e Árvore. Os nós em uma rede Zigbee são classificados com as funções logicas: Coordenador, Roteador e Dispositivo Final. Um Coordenador é o nó inicial da rede e está sempre em modo ativo para efetuar o controle da rede. É o nó com maior consumo de energia. O nó Roteador é utilizado na topologia mesh e cluster (árvore) para dar maior robustez a rede. O Roteador possui tabelas de roteamento e permite encontrar o menor caminho para um pacote chegar ao destino, dando à rede a características de autor regeneração caso ocorra queda das funcionalidades de outros nós roteadores na rede. Os Dispositivos finais são nós folhas das topologias estrela e cluster. A Figura 7 ilustra uma rede ZigBee com os seus componentes e diferentes topologias.



**Figura 2. Uma Rede ZigBee.**

### **3.2 Arquitetura de Hardware e Software.**

Para fins de testes iniciais, a rede do sistema Multi VANT proposta será fisicamente construída com base em módulos *Xbee Pro 900HP S3B*, conectados a microcomputadores do tipo *Raspberry Pi* com Sistema Operacional Linux, embarcados em veículos aéreos quadrirotor, equipados com GPS e placa controladora *Ardupilot*. Os módulos *Xbee* utilizado possuem alcance de até 6,5 km a 200kbps de taxa de transmissão para o transporte de dados em uma rede 802.15.4 (*Zigbee*) com 2050 mW de potência e baixo consumo de energia. A estação base será um Servidor executando em um computador pessoal. No sistema operacional Linux haverá suporte ao protocolo de gerenciamento SNMP, software IPERF Tools para testes de performance, e suporte a uma aplicação em C, no modelo cliente-servidor para troca de mensagens de controle da área monitorada e envio de dados de telemetria e imagens.

### **3.3 Testes de Validação.**

Para avaliar a arquitetura de rede proposta para o sistema Multi VANT, a mesma será implementada usando uma esquadrilha de helicópteros quadrirotores, nos quais será embarcada a arquitetura de hardware correspondente. Para testes iniciais, será adotada a estratégia de varredura em espiral sem subdivisão da área monitorada e com velocidade de voo constante. Neste caso, os VANTS voarão em formação compacta, conforme descrito na seção 3.2, de forma a que a distância entre os nós será definida pela altura do voo e pela abertura da câmera, que registrará as imagens com uma sobreposição de 10% sobre a imagem capturada pelo nó vizinho. Posteriormente, será testada a estratégia baseada em subdivisão da área monitorada, aplicando o método proposto por Marro and Gonçalves, (2013) [5], onde pode ser necessário planejar velocidades diferentes para cada VANT, de maneira a manter as aeronaves da esquadrilha a um alcance de comunicação entre si adequado. Para ambas estratégias de varredura, será analisado até qual a distância de afastamento os nós têm uma comunicação, além do tempo para reorganização da rede em caso de perda de um nó. A troca mensagens entre a estação base e os nós, se dará por intermédio de um único nó (*hub*) eleito como Coordenador *ZigBee* em uma rede ponto a ponto. Nos outros VANTS, os módulos *XBee* serão configurados como Roteadores *ZigBee*, formando uma rede *Mesh* para enviar dados até o nó Coordenador, o qual será responsável por encaminhar as mensagens para a estação base e dela para a esquadrilha. Os nós folhas também serão configurados como dispositivo finais *ZigBee*. O objetivo será a avaliação do desempenho da rede através de testes de transmissão de dados, assim como o consumo de energia de cada VANT.

Para monitoramento da rede, no Sistema Operacional dos computadores embarcados, serão instaladas aplicações com suporte ao protocolo SNMP e o software IPERF para testes e análise de métricas de desempenho, tais como intensidade do sinal (RSSI – Radio Signal Strength Indicator, relacionado com a distância entre os nós), latência (tempo de atraso), taxa de transmissão (velocidade do link), taxa de perda de pacotes, jitter (variação da latência) e overhead (tempo para encontrar um nó). Além

disso, será avaliado o consumo de energia (quanto maior o uso da rede maior o consumo de energia). Será desenvolvido um programa monitor em linguagem C para a troca de mensagens e coleta de dados que serão armazenados em banco de dados. Desta forma, será possível analisar o desempenho da rede de comunicações, bem como a sua confiabilidade e capacidade de reorganização quando ocorrer adição ou remoção de nós.

Os testes serão executados utilizando os protocolos de transporte TCP e UDP, sendo o programa monitor responsável pelo controle de pacotes, detecção e correção de erros, retransmissão de pacotes, envio e recepção de mensagens, que podem ser de três tipos: controle, dados e confirmação. As mensagens de controle contêm informações de comando e telemetria dos VANTS. As mensagens de dados são usadas para transmitir imagens, informações de localização e outras informações obtidas quando um barco é detectado. As mensagens de confirmação transmitem a resposta do recebimento de mensagens de controle ou dados. Como as mensagens e seu tamanho são conhecidas é possível ter controle sobre os dados que serão transmitidos na rede, evitando fragmentação de pacotes em camadas inferiores e a aplicação pode utilizar métodos de detecção e correção de erros diminuindo a retransmissão de pacotes.

Será realizada uma série de experimentos para cada estratégia de varredura variando a distância entre os nós, a altura e velocidade dos VANTS, assim como a alcance máximo para que a rede tenha usabilidade, com o consumo aceitável de bateria. Serão feitos ensaios de transmissão de pacotes de controle, pacotes de dados e pacotes de confirmação, variando a taxa de transmissão até o limite de 200 kbps suportado pelo módulo *Xbee Pro*. Os dados coletados serão utilizados para definir a distância máxima de separação dos nós da rede e prever o tempo de vida de baterias utilizadas na aplicação para cada estratégia de varredura de área, o que auxiliará na definição de quais características serão definitivamente implantadas na rede de VANTS para monitoração da área de impacto de foguetes.

## 4 Considerações finais

Neste artigo foram apresentados os estudos iniciais para especificação da arquitetura de rede de comunicação para um sistema Multi VANT que será aplicado na varredura de área de impacto de foguetes lançados a partir do CLBI, com a finalidade de detectar embarcações invasoras da área de exclusão marítima estabelecida durante a cronologia de lançamento.

Foram apresentadas as principais características das redes moveis MANET, VANET e FANET. Apesar dos avanços nos últimos tempos nos estudos relacionados à redes de comunicação para sistemas Multi VANT, não existe uma arquitetura de rede que atenda de forma satisfatória às necessidades e características de aplicações de natureza diversa, uma vez que as diferentes aplicações destes sistemas apresentam requisitos variados e ainda existem muitos problemas em aberto. No caso específico de aplicações na varredura da área de impacto de foguetes, onde estão presentes fatores tais como a propagação e a atenuação dos

sinais de radiofrequência sobre a superfície do mar, que apresentam características muito peculiares, o desafio é ainda maior.

Para validar o sistema proposto, foi definida uma arquitetura de rede baseada em tecnologia Zigbee, para o enlace e roteamento de mensagens de controle, de dados e de confirmação entre os nós e a estação base. Correntemente está sendo implementada a arquitetura de hardware e software que dará suporte à rede de comunicação, a qual será embarcada em uma esquadrilha de helicópteros quadrirotor. Com esta infraestrutura serão realizados testes experimentais que permitirão validar a arquitetura de rede proposta, assim como escolher qual será a melhor alternativa entre as duas estratégias de varredura de área apresentadas.

## Agradecimentos

Os autores agradecem ao CNPq pelo apoio financeiro fornecido para a realização deste trabalho

## Referências Bibliográficas

- [1] Bekmezci, I., Sahingoz, O. K. and Temel, S. (2013). "Flying Ad-Hoc Networks (FANETs): A survey," *Ad Hoc Networks*, pp. 1254-1270.
- [2] Li, Y., St-Hilaire, M. and Kunz, T. (2012). "Enhancing the RGR Routing Protocol for Unmanned Aeronautical Ad-hoc Networks," Carleton University, Systems and Computer Engineering, Technical Report SCE-12-01.
- [3] Sánchez-García, J., García-Campos, J. M., Toral, S. L., Reina, D. G., and Barrero, F. (2016). "An Intelligent Strategy for Tactical Movements of UAVs in Disaster Scenarios," *International Journal of Distributed Sensor Networks*.
- [4] Gupta, L., Jain, R., Vaszkun, G. (2015) Survey of Important Issues in UAV Communication Networks In *IEEE Communications Surveys and Tutorials*. Volume:PP , Issue: 99.
- [5] Marro, A. A., and Gonçalves M. G., L. (2013) "A Path Planning Method for Multi-UAV System," *Robotics Symposium and Competition (LARS/LARC)*, 2013 Latin American, Arequipa, pp. 129-135.
- [6] Ruini, F., Cangelosi, A., and Zetule, F., (2009) "Individual and cooperative tasks performed by autonomous MAV teams driven by embodied neural network controllers," in *Proceedings of the International Joint Conference on Neural Networks (IJCNN '09)*, pp. 2717-2724, Atlanta, Ga, USA.
- [7] Cardei, I., Liu, C. and Wu, J. (2013) "Routing In Wireless Networks With Intermittent Connectivity" *Encyclopaedia of Wireless and Mobile Communications*.
- [8] ZigBee Alliance, ZigBee Pro, [Online] [Visitado 04/05/2016] <http://www.zigbee.org/zigbee-for-developers/network-specifications/zigbeepro/>

VI FoPI

7 a 9 de novembro

Parnamirim, RN,

## Efeitos da temperatura sobre o desempenho de células fotovoltaicas com substrato de silício monocristalino – Uma Análise de elementos finitos

Beatriz da Silva Souto Neta<sup>1</sup>, Jair Fernandes de Souza<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>IFRN – Campus Zona Norte, Natal, Brasil

<sup>2</sup>INCT-NAMITEC, Natal, Brasil

### Resumo

Este trabalho apresenta uma Análise de Elementos Finitos (FEM) realizada em uma célula fotovoltaica, projetada com o auxílio de uma ferramenta computacional (CAD). Os efeitos da temperatura de operação da célula foram estudados, observando-se significativa melhoria de desempenho quando em temperaturas inferiores a temperatura ambiente (eficiência de 24,97% em -50 °C), enquanto que para temperaturas superiores o desempenho é reduzido (eficiência de 5,85% em +100 °C).

### 1 Introdução

A utilização da energia solar fotovoltaica tem se expandido em nível nacional e mundial, seu uso abrange diversos sistemas elétricos, dentre os quais podemos citar as telecomunicações, sistemas de aviação, e satélites. A principal razão para tal expansão é a possibilidade de conversão direta de energia luminosa em electricidade de forma sustentável e economicamente viável.

Neste trabalho uma célula fotovoltaica foi projetada mediante uso de uma ferramenta CAD (*computer-aided design*) e usando-se FEM os efeitos da variação de temperatura sobre o desempenho do dispositivo foram estudados.

### 2 Metodologia

Com o auxílio da ferramenta TCAD da SILVACO, modelos multifísicos foram aplicados tanto no desenvolvimento das etapas críticas do processo de fabricação (implantação e difusão de dopantes), como também quando do levantamento dos parâmetros relevantes e das figuras de mérito do dispositivo projetado.

Como substrato foi utilizado uma lâmina de silício monocristalino dopado com Boro (tipo P), as junções PN foram obtidas pela formação de ilhas N usando-se o processo de implantação e difusão de Fósforo, os eletrodos foram construídos pela deposição e remoção seletiva de um filme de óxido de zinco, enquanto que a camada antirefletora foi obtida pela deposição de um filme fino de TiO<sub>2</sub>.

Autor, Beatriz da Silva Souto Neta

VI FoPI

Uma vez construída a estrutura do dispositivo, usando-se a própria ferramenta CAD, parâmetros importantes e figuras de mérito foram levantados e analisados em uma faixa de temperatura de -50 °C a +100 °C.

### 3 Resultados e discussões

Os parâmetros levantados, bem como os dados das diversas figuras de mérito obtidas encontram-se sintetizados na Tabela 01, confirmando dados da literatura [1] observa-se nitidamente que o desempenho da célula fotovoltaica melhora para temperaturas inferiores a temperatura ambiente, enquanto que para temperaturas superiores o desempenho é prejudicado.

Tabela 01 - Síntese dos parâmetros para a célula em uma faixa de temperatura de -50 a +100 °C.

Temperatura (°C)	Eficiência (%)	Fator de forma (%)	Vmáx (V)	Voc (V)	Isc (A)	Imáx (A)	Pmáx (W)
-50	24.97	84.19	-0.52	-0.60	1.301e-9	1.240e-9	6.573e-10
-25	21.60	82.57	-0.46	-0.53	1.299e-9	1.236e-9	5.686e-10
0	18.31	79.05	-0.40	-0.47	1.297e-9	1.205e-9	4.820e-10
25	15.04	76.40	-0.33	-0.40	1.295e-9	1.199e-9	3.958e-10
50	11.85	70.97	-0.27	-0.34	1.293e-9	1.155e-9	3.120e-10
75	8.76	66.17	-0.20	-0.27	1.290e-9	1.098e-9	2.306e-10
100	5.85	59.84	-0.14	-0.20	1.287e-9	1.027e-9	1.540e-10

Fonte: Elaboração própria.

### 4 Conclusão

Os estudos realizados permitiram verificar que para a faixa de temperatura observada, ocorreram significativas modificações nas figuras de mérito da célula projetada, bem como em seus parâmetros I-V e rendimento quântico. A melhoria de desempenho observada para temperaturas inferiores a temperatura ambiente comprova a viabilidade da utilização das células fotovoltaicas para o suprimento de energia em sistemas de telecomunicações instalados na Estratosfera, ou seja em temperaturas da ordem de -45 °C [2].

### Referências

- [1] PINHO, J, GALDINO, M. (2014). Manual de Engenharia para Sistemas Fotovoltaicos. Rio de Janeiro: CEPEL -CRESESB, pp. 103-146.
- [2] SHIGUEMORI E. H.. Recuperação de Perfis de Temperatura e Umidade da Atmosfera a Partir de Dados de Satélite - Abordagens por Redes Neurais Artificiais e Implementação em Hardware. 2007. 179 f. Tese (Doutorado em computação aplicada) - INPE, São José dos Campos, São Paulo.

# **Arquitetura de Hardware Embarcado em Carga Recuperável Ejetável para Veículo Aéreo Não Tripulado**

Jaime Cristalino Jales Dantas<sup>1</sup>, Pablo Javier Alsina<sup>1</sup>,  
Clodoaldo Carneiro de Souza Júnior<sup>1</sup>, Iago Henrique Lima Santiago<sup>1</sup>,  
Josielson do Nascimento Ramos<sup>1</sup>, João Batista Dolvim Dantas<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Universidade Federal do Rio Grande do Norte,  
Natal, RN, Brasil

<sup>2</sup> Centro de Lançamento da Barreira do Inferno  
Parnamirim, RN, Brasil

## **Resumo**

Esse trabalho apresenta o desenvolvimento de uma arquitetura de hardware embarcada em carga recuperável ejetável em veículos aéreos não tripulados (VANTs). A carga pode ser usada para transportar suprimentos e equipamentos para localizações remotas e possui um paraquedas e um sistema de sinalização para facilitar sua identificação e recuperação quando ejetada. Foram propostos o uso de um microcontrolador Atmel ATmega328 e um conversor de tensão buck para que a eficiência do sistema seja a maior possível.

## **1 Introdução**

Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) são aeronaves não tripuladas usadas geralmente em aplicações de resgate e de rastreamento de objetos em ambientes de difícil acesso. Esse tipo de aeronave é controlada à distância ou de forma autônoma. O Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI), em parceria com a Universidade Federal do Rio Grande do Norte, está desenvolvendo um VANT autônomo para procura de embarcações em áreas de ponto de impacto de foguetes lançados a partir do Centro de Lançamento da Barreira do Inferno e para suporte à vida em resgates em áreas remotas. O modelo de VANT usado foi o Pinguin B da fabricante UAV Factory. Esse modelo tem uma autonomia de mais de 26 horas de voo contínuo e pode levar uma carga útil total de até 10 kg. O VANT também possui um gerador de tensão contínua de 12V e possui uma bateria para uso dos sistemas embarcados.

O VANT foi embarcado com um microcomputador para controle da aeronave, um

**Dantas, J. C. J.**

**VI FoPI**

transmissor em banda S e receptor em VHF, e um sistema de rastreio de embarcações composto por duas câmeras e um microcomputador dedicado desenvolvido por (Silva et al., 2015), (Dantas et al., 2015) e (Tavares et al., 2013). O controle da aeronave é feito de forma manual a partir de uma estação terrestre ou de forma automática. Uma das principais aplicações do VANT desenvolvido é de suporte em missões de resgate em regiões remotas. Para atender esse objetivo foi criada uma carga ejetável que pudesse ser carregada com suprimentos ou equipamentos necessários para uma determinada missão. A carga embarcada tem capacidade volumétrica de 1,5 litros ou 3kg de carga útil e fica acoplada no dorso da aeronave por meios de travas mecânicas.

Quando o VANT encontra o alvo desejado, seja uma embarcação em situação de emergência, ou uma pessoa perdida em uma floresta remota, o operador aciona a liberação da carga do VANT. Quando o microcomputador de bordo identifica o comando de liberação da carga, o mesmo aciona um servo motor que libera duas travas mecânicas que prendem a carga. Após as travas de acoplamento serem liberadas, a carga se solta da aeronave e segue em queda livre. Existe um sensor do tipo switch, interligado com o microcomputador de bordo, que indica se a carga foi ou não liberada com sucesso. Caso um erro ocorra, e a carga não seja liberada, o microcomputador de bordo irá acionar o servo motor que libera as travas mecânicas novamente. A carga possui um paraquedas embarcado que é acionado somente 3 segundos após o desacoplamento da carga do VANT. Esse tempo é necessário para que a carga se afaste o suficiente da hélice do VANT, que se encontra na parte traseira da aeronave, para que não ocorram acidentes. As necessidades da arquitetura do hardware embarcado na carga ejetável eram:

- Um sistema de hardware que tivesse elevado tempo de funcionamento contínuo alimentado por uma bateria comum de 9V
- Um sistema de hardware que fosse de tamanho reduzido e de fácil manutenção
- Um sistema de hardware que acionasse a com porta do paraquedas
- Um sistema de hardware que mantivesse dois LEDs de alta intensidade luminosa piscando
- Um sistema de hardware que acionasse um sinal sonoro de alta intensidade

A solução proposta para o sistema de hardware que atendesse todos os requisitos acima mostrados foram de:

- Implementação de um microcontrolador ATmega328 do fabricante Arduino modelo Mini
- Um servo motor modelo TowerPro SG90 para o acionamento do paraquedas
- Dois LEDs de alta luminosidade de cor branca
- Buzzer ativo para o sinal sonoro
- Conversor de tensão buck para converter de 9V para 5V

**Dantas, J. C. J.**

**VI FoPI**

O fluxograma da figura 1 descreve os estados e requisitos do sistema de hardware de forma mais detalhada.

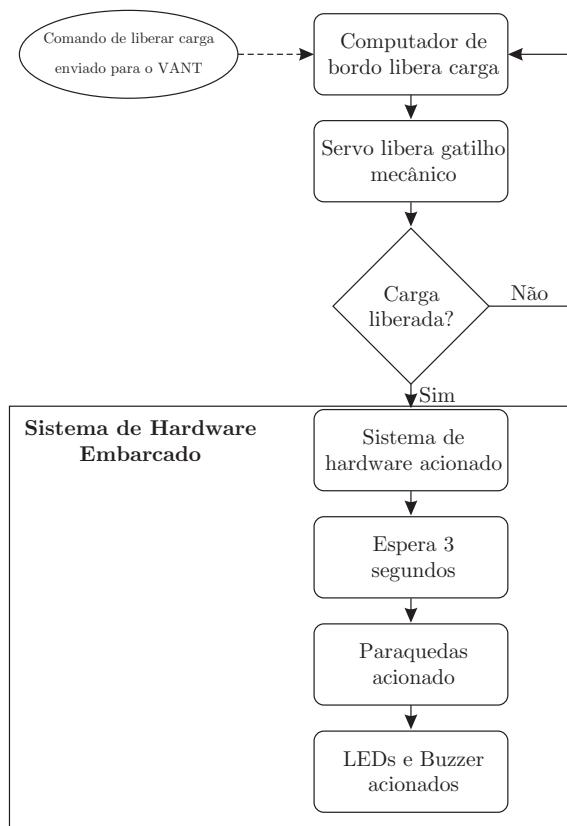


Figura 1: Fluxograma de Funcionamento do Sistema de Hardware

## 2 Metodologia

### 2.1 Conversor de Tensão Buck

Um dos requisitos do sistema era a utilização de uma bateria comum de 9V do tipo alcalina como alimentação do sistema. Entretanto, a tensão entregue pela bateria é de 9V e todos os componentes envolvidos operam com 5V. Além disso, devido às exigências de eficiência do sistema de hardware, não foi usado regulador linear de tensão pois ele apresenta uma baixa eficiência de conversão de energia. Em média, um regulador de tensão linear apresenta uma eficiência de 35% enquanto conversores de tensão buck apresentam eficiências superiores a 80%. Um outro problema dos reguladores lineares de tensão são a necessidade do uso de dissipadores de calor quando usados com correntes elevadas. Para contornar esse problema dos reguladores de tensão, foi desenvolvida uma fonte chaveada abaixadora de tensão contínua usando o princípio de um conversor buck.

Conversor buck, conhecido também como conversores "*step-down*" de tensão, são soluções relativamente baratas e fáceis de serem implementadas e que apresentam uma

Dantas, J. C. J.

**VI FoPI**

eficiência muito superior à das fontes que usam transformadores e reguladores lineares de tensão. Para o sistema de hardware desenvolvido, onde ruídos provenientes de frequências produzidas na fonte de alimentação não afetam o funcionamento do sistema diretamente, o conversor de tensão buck se adequou perfeitamente a esse cenário.

Uma das exigências do projeto era a criação de uma arquitetura de hardware de baixo volume e peso pois existem limitações físicas de espaço na carga. Não era possível criar uma fonte de conversão de tensão com muitos componentes, então foi necessário otimizar ao máximo o espaço disponível e projetar um circuito com poucos componentes. Uma das muitas vantagens de um conversor buck é a baixa quantidade de componentes necessários para sua construção.

São necessários apenas um circuito integrado que realize o chaveamento da tensão, dois capacitores para evitar ripples de tensão e filtrar o sinal de saída, um diodo para bloquear picos de tensão negativa, um indutor como armazenador de energia, e dois resistores para ajustar o sistema de *feedback* do circuito integrado. O circuito integrado usado para o desenvolvimento foi o Buck DC/DC Converter AP1506 devido ao seu baixo custo e alta eficiência em baixas diferenças de conversões de tensão, que no nosso caso foi de 9V para 5V. Além disso, o AP1506 possui uma eficiência muito boa para cargas com baixo consumo de corrente elétrica. Esse circuito integrado trabalha com uma frequência de chaveamento de 150kHz. O indutor usado foi um de  $47\mu H$  com núcleo de ferrite. Foram realizados testes em laboratório para determinar na prática quais os valores de capacitores mais adequados para o sistema, e escolheu-se C1 e C2 de 16V e  $10\mu F$ , cada.

A figura 2 abaixo mostra o circuito criado. A tensão de entrada do conversor buck pode variar de 5V até 12V, e a tensão de saída se manterá sempre em 5V, não importando a carga do sistema, pois o sistema de *feedback* ajustará a tensão de saída de acordo com a carga.

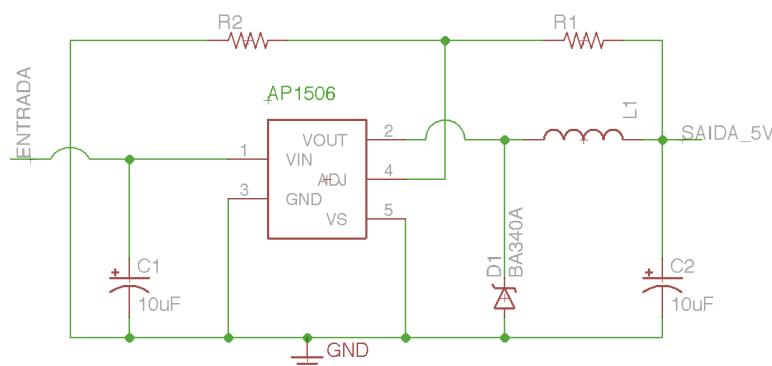


Figura 2: Circuito do Conversor de Tensão Buck

Quando a bateria está com pouca energia armazenada, ou seja, está descarregada, a tensão de saída da bateria cairá para valores próximos de 5V. Como o conversor buck projetado é capaz de operar com a tensão de entrada de 5V, e a corrente consumida pelo sistema de hardware é relativamente baixa, isso permitirá que o sistema de hardware fique ativo por mais alguns minutos.

**Dantas, J. C. J.**

**VI FoPI**

Os resistores R1 e R2 são usados para controlar o sistema de *feedback* e a tensão de saída. O circuito integrado AP1506 foi usado na configuração de conversor variável de tensão de saída, onde os valores de R1 e R2 são calculados para que a tensão de saída seja de 5V para uma tensão de entrada de 9V (5V a 12V). A equação abaixo mostra o cálculo desses resistores.

$$V_{saída} = V_{feedback} \times \left(1 + \frac{R1}{R2}\right) \quad (1)$$

onde

$$R2 = 1k\Omega \sim 3k\Omega$$

O valor escolhido para R2 foi de  $1k\Omega$  e o valor de R1 foi calculado em aproximadamente  $360\Omega$ . Em testes de laboratório, foram usados os valores de resistores calculados e os resultados obtidos ficaram dentro do esperado.

## 2.2 Microcontrolador

Foi escolhido como microcontrolador o ATmega328 Arduíno Mini devido ao seu tamanho reduzido e baixo custo. Outra vantagem do Arduino Mini é a facilidade de modificações futuras no código e na arquitetura do sistema. Um dos requisitos principais era que o sistema de hardware deveria ficar ativo por, no mínimo, meia hora funcionando continuamente. Algumas técnicas foram usadas para aumentar a eficiência do sistema. Os dois LEDs presentes no sistema ficam inativos em 75% do tempo e ativos somente durante 25% do tempo. Isso permitiu aumentar um pouco a intensidade da corrente do pulso de energia enviado para o LED. Foi calculado um valor de resistor para que a corrente enviada para o LED fosse de 12mA. O servo motor é ativado somente na abertura da comporta do paraquedas, pois, depois de aberto, o sinal PWM não é mais enviado a ele e o mesmo não fica em modo de espera consumindo energia. Quanto ao buzzer sonoro, ele é ativado em intervalos de 1 segundo para cada segundo de repouso, para preservar energia.

Como o Arduíno Mini não possui um chip de gravação interno, foi necessário gravar o código usando um conversor de sinal USB para nível TTL.

## 2.3 Diagramas e Esquemáticos

O conversor buck foi montado em uma placa de circuito impresso de formato quadrado de 80mm de lado. Também foram acoplados na placa o Arduino Mini e os conectores para interligar os componentes externos. Escolheu-se usar conectores em vez de soldar diretamente os fios na placa para facilitar o processo de manutenção. A placa é fixada por quatro parafusos. A figura 3 abaixo mostra o design da placa e seus respectivos componentes externos, que são a bateria de 9V, o buzzer ativo, o servo motor, dois LEDs e um switch que liga o sistema. Além do switch que ativa o sistema, foi adicionado uma chave para desligar a alimentação do sistema durante a realizações de manutenções.

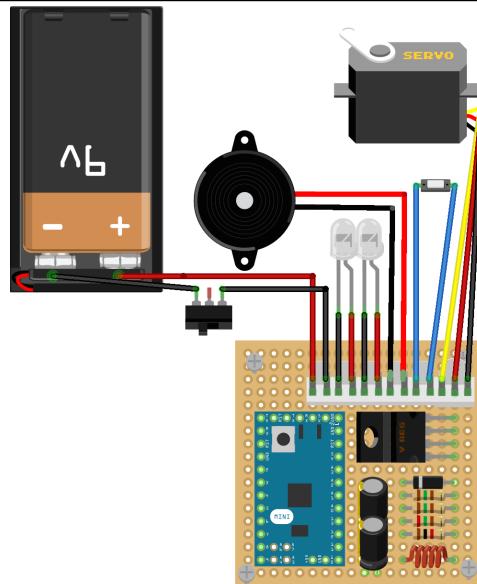


Figura 3: Ligações elétricas

O compartimento em que o sistema de hardware ficará é dividido em dois andares. O primeiro andar é de alumínio e tem 105mm de diâmetro. O servo motor ficará localizado no primeiro andar, e ele acionará uma alavanca mecânica de alumínio que liberará a comporta, ejetando o paraquedas de forma automática, pois ele possui uma mola que o pressiona contra a comporta. Nesse estágio também ficaram localizados a bateria de 9V e o switch que ativa o sistema, ou seja, ele identifica quando a carga foi liberada da aeronave. A figura 4 abaixo mostra a localização dos componentes em escala.

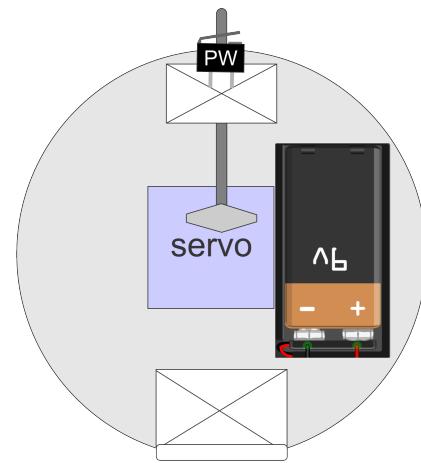


Figura 4: Componentes Montados no Primeiro Estágio

Os fios foram removidos das figuras para facilitar a visualização. O segundo estágio ficará localizado a 40mm do primeiro estágio e será uma placa de plástico de 87mm de

**Dantas, J. C. J.**

**VI FoPI**

diâmetro. A placa tem uma abertura circular de 5mm de diâmetro por onde passarão os cabos elétricos. o segundo estágio é totalmente isolado para que seja possível a imersão total em água sem danificar os componentes eletrônicos. Todos os orifícios foram selados com espuma expansível e cola quente de silicone para garantir uma perfeita vedação do segundo estágio. A figura 5 mostra a placa do circuito sobre o segundo estágio em escala.

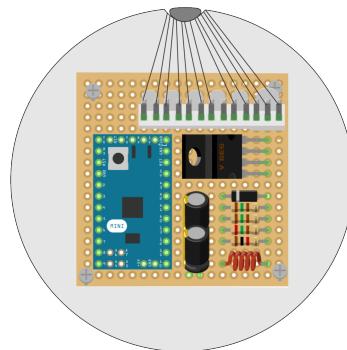


Figura 5: Placa do Circuito Montado no Segundo Estágio

A vedação total do primeiro estágio não foi possível pois existem componentes mecânicos para a liberação da comporta. Entretanto, a bateria e os dois switches foram isolados com plástico e cola quente para protegê-los contra a água e garantir o funcionamento do sistema quando a carga estiver imersa em água salgada ou doce.

A mesma vedação contra água foi aplicada nos LEDs e no buzzer sonoro. Os LEDs ficaram localizados um em cada extremidade da carga para garantir a visibilidade da carga caso a mesma caia com uma de suas extremidades contra o chão. O buzzer ficou localizado em uma das extremidades da carga.

A figura 6 abaixo mostra uma melhor visualização da disposição dos componentes nos dois estágios em escala real.

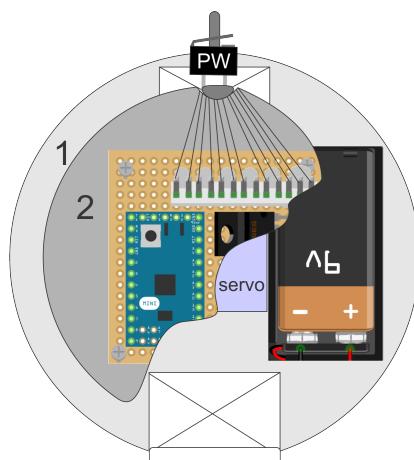


Figura 6: Visualização da Montagem do Sistema

Dantas, J. C. J.

**VI FoPI**

### **3 Resultados**

Foram realizados testes em laboratório e medidos os valores de consumo médio em regime permanente do sistema. O consumo total médio do Arduíno Mini em regime permanente, ou seja, após o acionamento do paraquedas, foi de aproximadamente 48mA. Esse consumo aumenta um pouco quando todos os LEDs e buzzer estão ativos. Já quando o paraquedas é acionado, o servo motor consome uma quantidade muito grande de corrente, chegando a um pico de 720mA. Felizmente esse consumo excessivo de corrente tem duração de menos de 1 segundo e, por esse motivo, o servo motor foi ligado diretamente na fonte de alimentação de 5V, que pode entregar teoricamente até 3A de corrente na sua saída.

Uma bateria de 9V do tipo alcalina, da fabricante ELGIN, foi usada em testes em labortório. Baterias comuns fornecem uma corrente por unidade de tempo que varia dependendo do fabricante e do tipo. Geralmente essa capacidade varia entre 400mAh até 1200mAh. Recomenda-se o uso de uma bateria de alta capacidade e alcalina para garantir que ela forneça um pouco mais de 720mA por um curto período de tempo, para que o servo motor abra a comporta do paraquedas de forma adequada.

Foram realizados testes de eficiência do conversor buck e comparados com um regulador linear de tensão LM7805. O circuito criado com o conversor buck apresentou uma eficiência de aproximadamente 80%, um valor mais de duas vezes superior à do regulador linear de tensão testado. Um dos problemas apresentados pelo regulador linear de tensão foi a alta temperatura atingida por ele quando o servo motor é acionado e a corrente de saída chega a seu valor máximo. Já no conversor buck isso não ocorreu pois o mesmo faz o chaveamento da tensão de forma otimizada, não dissipando muita energia na forma de calor. Como a energia perdida em forma de calor implica em diminuição da autonomia do sistema sinalizador, fazia-se necessário a implantação de um sistema com a menor perda térmica possível, isso mostra a importância de se usar um conversor buck em lugar de um simples regulador de tensão.

### **4 Conclusões**

Nesse trabalho foram apresentados uma arquitetura de hardware com base em um microcontrolador ATmega328 para cargas ejetáveis em VANTs com o uso de uma fonte de conversão de tensão do tipo buck. A fonte de conversão de energia apresentou resultados bem satisfatórios e se mostrou de primordial importância para aumentar a duração da vida útil da bateria. Além disso, a otimização implementada no sistema em que foram desligados alguns componentes durante grande parte do tempo também ajudou a economizar energia.

### **Agradecimentos**

Os autores agradecem ao Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI) pelo apoio e pela troca de conhecimento e a Universidade Federal do Rio Grande do Norte.

**Dantas, J. C. J.**

**VI FoPI**

## **Referências**

- [1] Dantas, J. B. D., Santos, C. C. d. C. et al. (2015). Scanning rocket impact area with an uav: First results, *Proceedings of the 21st ESA Symposium - European Rocket Balloon Programmes and Related Research*.
- [2] Silva, B. R. F., Nogueira, M. B. et al. (2015). Sis- tema de visão computacional para detecção de embarcações por veículo aéreo não tripulado, *Anais do XII Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente – SBAI 2015*.
- [3] Tavares, J. V. A., Alsina, P. J. et al. (2013). An uav to scan rocket impact area for safety procedures, *Proceedings of the 21st ESA Symposium - European Rocket Balloon Programmes and Related Research*.

# **Análise de Alternativas para Geração de Energia Elétrica a partir da Captação da Radiação Solar em Veículos Aeroespaciais**

Matheus Giovanni Vieira da Costa<sup>1</sup>, Nome do Segundo Autor<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Universidade Federal do Rio Grande do Norte - UFRN,

<sup>2</sup>Centro de Lançamento da Barreira do Inferno - CLBI

Natal, Brasil

## **Resumo**

Fontes de energia para satélites e veículos espaciais devem ser compactas, leves, robustas e confiáveis para longas vidas de serviço sob as severas condições ambientais do espaço sideral (Zahl & Ziegler 1960). O foco principal do presente artigo é apresentar e analisar algumas alternativas para conversão da energia solar em potencial elétrico no meio aeroespacial. Para isto serão abordados os princípios termodinâmicos de conversão de energia, bem como as novas tecnologias que estão sendo desenvolvidas para esse fim comum.

## **1 Introdução**

“É um pequeno passo para um homem e um grande salto para a humanidade”, disse o famoso astronauta Neil Armstrong (1930) ao atingir um dos maiores feitos propostos pelo homem, que foi chegar à lua. Desde a segunda metade do século XX tem-se uma intensa busca por novas tecnologias no setor aeroespacial, com a então chamada corrida espacial, movimento esse que teve início na guerra fria e, hoje, perpetua-se pelo desejo de conhecer o desconhecido e de quebrar novas fronteiras, as quais antes pareciam beirar o impossível. A cada dia novos desafios surgem e novas soluções aparecem, e, através de tecnologias inovadoras, o homem pode ir além sem precisar ir muito longe, estudando corpos celestes a milhares de anos-luz, através de satélites e sondas lançadas a alguns milhares de quilômetros da terra. Deste modo, todo veículo que pretende cruzar a mesopausa precisa também ser utilizado para embarcar um crescente número de novas tecnologias destinadas aos mais diferentes fins de pesquisa. Isso tem levado à necessidade de um potencial energético crescente nos veículos espaciais.

A energia solar se apresentou como uma fonte imprescindível para geração de potencial elétrico nos veículos, estações espaciais e satélites que circulam pelas camadas mais elevadas de nossa atmosfera. Isso se dá pelo seu caráter inesgotável e sua alta disponibilidade na termosfera, onde circulam a maioria dos satélites e também a ISS (International Space Station). Dessa

### Autor, N. P.

### VI FoPI

forma, existe um crescente esforço para se otimizar a captação de radiação solar e aumentar a eficiência dos dispositivos que convertem essa energia em eletricidade útil.

Desde o seu primeiro uso para fins espaciais com o satélite americano Vanguard 1 (1958), as células fotovoltaicas representam uma ótima alternativa na conversão de radiação solar. Porém largas matrizes solares são necessárias devido à baixa eficiência das células e à dependência do ponto de temperatura de máxima potência. As células solares, no entanto, não são o único conceito de conversão de energia solar existente atualmente.

Nos últimos anos vem ganhando força o uso de ciclos de potência termodinâmicos para conversão de energia em aeronaves e satélites. Os ciclos de Rankine e os ORCs (Organic Rankine Cycles) se apresentam como alternativas interessantes para tal fim, bem como os Power-MEMS (Power Micro Electro-Mechanical Systems) que vem sendo desenvolvidos pelas mais respeitadas universidades e laboratórios de engenharia do planeta. Estas alternativas demonstram largos benefícios e ainda alguns obstáculos a serem superados, os quais serão abordados neste presente artigo.

## 2 Células FotoVoltaicas

Em 1839 o físico francês Edmond Becquerel descobriu por acaso que a exposição à luz de eletrodos de prata ou de platina, quando mergulhados em um eletrólito, produzem uma diferença de potencial chamado atualmente de efeito fotovoltaico. Assim foi dado o primeiro passo na concepção da tecnologia que revolucionou o ramo energético. Em 1954, o laboratório Bell lançou a primeira célula fotovoltaica comercial, com apenas dois centímetros quadrados de área e uma eficiência de 6%, gerando 5 mW de potência elétrica. Não demorou muito para essa tecnologia chegar às missões espaciais, quando em 1958 o satélite americano Vanguard I utilizou as células solares como fonte geradora de energia alternativa.

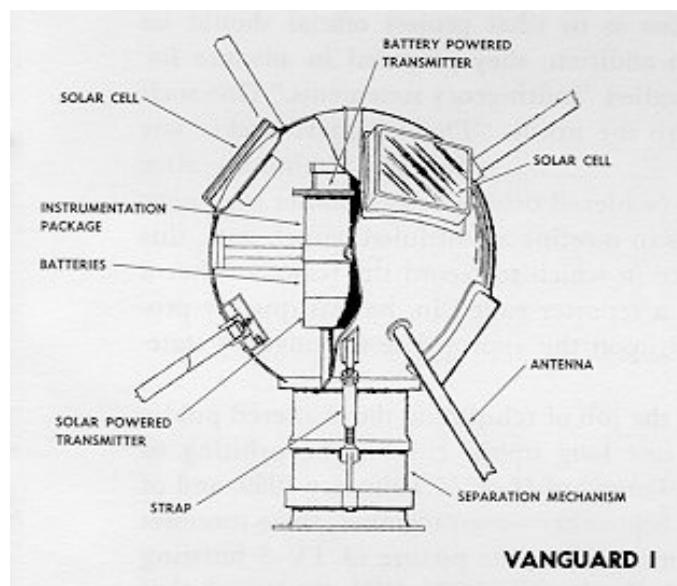


Figura 1: Vanguard I Satellite. Fonte: Wikipedia.org

**Autor, N. P.**

**VI FoPI**

Hoje em dia as células seguem o mesmo princípio de funcionamento e as tecnologias usadas nos módulos solares se diferenciam principalmente pela eficiência de conversão energética (Lopez Angarita 2014), sejam elas feitas de silício cristalino, monocristalino ou policristalinos. Basicamente tem-se duas placas de silício com composições diferentes “sandwichadas” de modo a formar um polo positivo e outro negativo. Geralmente, para se criar a carga positiva, o silício é combinado com fósforo (P), e para criar a carga negativa, ele é combinado com boro (B). Ocorre que, quando um fóton proveniente da radiação solar atinge a célula, gera-se um fluxo de elétrons da camada positiva para a negativa, formando uma corrente elétrica e uma diferença de potencial. Assim, várias células de silício integradas em uma placa fotovoltaica podem converter energia solar em energia elétrica com eficiências que variam entre 9 e 21%[2].

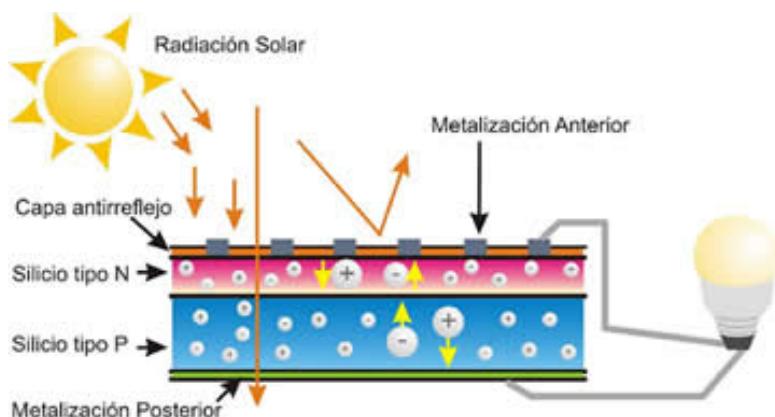


Figura 2: Funcionamento Célula de Silício. Fonte: [energias.bienescomunes.org](http://energias.bienescomunes.org)

Em 1990 as células fotovoltaicas utilizadas para fins aeroespaciais deixaram de ser fabricadas com a tecnologia do silício cristalino e passaram a ser fabricadas com semicondutores a base de arseniato de gálio que chegam a trabalhar com uma eficiência de 33,9%[3]. Hoje, porém, tais células evoluíram para a moderna tecnologia de multijunção. Tal célula se utiliza de várias junções para captar diferentes faixas ou bandas da radiação solar que não eram captadas pelas células simples. Assim, essa tecnologia permite se alcançar níveis de eficiência de até 40%, representando quase o dobro da eficiência das células normalmente usadas hoje em dia.

As células solares se apresentam como uma solução direta e poderosa na conversão de energia solar. No entanto, elas possuem algumas limitações que podem pesar na hora do projeto.

Segundo Lopes, R.A.A. (2014), na escolha dos módulos fotovoltaicos o coeficiente de temperatura é um fator decisivo, pois a eficiência das células decresce com o aumento da temperatura do módulo solar [4]. Quando a mensuração da eficiência do módulo é realizada em laboratório, assim como a aferição do ponto de máxima potência (MMP), geralmente se toma como base uma temperatura superficial das células de 25°C. Porém, para aplicações espaciais de veículos orbitais, se trabalha geralmente com temperaturas bem mais elevadas, uma vez que a maioria deles circula pela termosfera, onde se registram temperaturas dos gases em suspensão na ordem dos milhares de graus celsius [5]. Mesmo que as trocas de calor por convecção não sejam significantes em tal atmosfera, devido a baixa densidade de gases, a radiação solar intensa faz com que as placas solares atinjam temperaturas elevadas, fazendo-se necessário o uso de largas matrizes solares para compensar a baixa eficiência das células.

**Autor, N. P.**

**VI FoPI**

### **3 Energia Solar Térmica**

Em detrimento dos limites da tecnologia fotovoltaica outras opções de conversão de energia solar se apresentam como promissoras no setor aeroespacial.

O aproveitamento da energia solar térmica se diferencia da energia solar fotovoltaica por transformar a radiação do sol em fluxo de calor em ciclos termodinâmicos para gerar potência, e posteriormente, geração de eletricidade. A utilização dos ciclos termodinâmicos combinados, onde um coletor solar aquece um fluido que é usado como fonte de calor para alimentar ciclos a vapor, já é uma realidade bem disseminada em sistemas domésticos. No entanto tal princípio pode encontrar seu lugar também nas aplicações aeroespaciais.

#### **3.1 Ciclo de Rankine Orgânico**

O ciclo de Rankine orgânico (ORC) é um ciclo de geração de potência que funciona com os mesmos princípios do ciclo de Rankine convencional. A diferença principal está no uso de um fluido orgânico como fluido de trabalho ao invés da água. Os processos ideais fundamentais que formam os ORCs são:

- Compressão isentrópica.
- Fornecimento de calor a pressão constante.
- Expansão isentrópica.
- Rejeição de calor a pressão constante.

Tal tipo de ciclo é ideal para aproveitar fontes de calor de médias e baixas temperaturas, como a energia geotérmica, a energia solar térmica e fontes de calor residual.[6]

Fluidos orgânicos, nomenclatura advinda da química do carbono, como hidrocarbonetos e refrigerantes, fornecem ao ciclo alterações e vantagens que podem ser bem aproveitadas no setor aeroespacial. Tais benefícios são listados a seguir:

- O calor latente de vaporização dos fluidos orgânicos é muito inferior ao da água o que melhora a eficiência do ciclo, já que permite a circulação de uma maior corrente do fluido no circuito(vazão mássica). Isso proporciona um melhor aproveitamento da fonte térmica e uma diminuição do risco de interrupção do funcionamento da instalação[8].
- Uma maior massa volúmica dos fluidos de trabalho na saída das turbinas permite um menor atravancamento o que proporciona o uso de só um estágio de expansão (Quoilin e Lemort,2009), possibilitando assim uma redução dos componentes do ciclo e, consequentemente, uma diminuição dos custos com manutenção e um aumento da vida útil do ciclo.
- Devido ao superaquecimento do fluido de trabalho tem-se uma expansão totalmente seca, possibilitando menores esforços e velocidades nas pás da turbina[7].
- Devido à menor velocidade de rotação do rotor se tem uma reduzida fadiga mecânica dos componentes da turbina[7].

**Autor, N. P.****VI FoPI**

- Muitas vezes não se faz necessário o uso de um redutor devido a possibilidade do acoplamento direto entre o eixo da turbina e o gerador, fato que se torna possível mediante a baixa velocidade de rotação na turbina.[7]

Devido à características como compacticidade, alta eficiência, elevada vida útil e baixa necessidade de manutenção, os ORCs se apresentam como boas alternativas para geração de potencial elétrico no espaço. Assim, suas aplicações são promissoras tanto na conversão da radiação solar como no aproveitamento de energia de fontes de calor residual dos demais sistemas do veículo. Porém nessa primeira finalidade existem ainda algumas barreiras a serem quebradas.

O condensador necessita dissipar o calor do fluido de trabalho para o meio, a fim de que este saia como líquido saturado. Para isso, necessita-se de uma diferença de temperatura finita entre o fluido de trabalho entrando no condensador e o meio externo. Assim, ocorre que, no dimensionamento térmico de todo o sistema, toma-se como base a temperatura externa das paredes do condensador, o que se torna um problema para as aplicações aeroespaciais, à medida que tem-se temperaturas muito elevadas no meio externo. Isso forçaria o ciclo a trabalhar com temperaturas que provavelmente levariam à degradação dos fluidos orgânicos do sistema. Assim, para tal aplicação necessita-se de condensadores que dissipem calor apenas por radiação, a menos que se desenvolvam fluidos orgânicos resistentes a elevadas temperaturas.

### 3.2 POWER - MEMS

MEMS, sigla referente a sistemas microeletromecânicos, é um conceito em alta nos atuais estudos de engenharia. Hoje em dia, tal classificação abrange qualquer dispositivo eletromecânico que se estende da escala micrométrica até a escala milimétrica. Dispositivos menores, da ordem nanométrica, são classificados como sistemas nanoeletromecânicos ou NanoElectroMechanical Systems (NEMS). Ambos sistemas operam visando os mesmos princípios de mecanismo em versões miniaturizadas do clássico maquinário usual. Porém tal miniaturização não é tão simples e não se atém somente à redução espacial dos componentes. No mundo microscópico, os princípios básicos da física clássica nem sempre são aplicáveis. Fatores como peso, inércia e capacidade térmica se tornam menos relevantes quando comparados a forças de contato, como forças de atrito e tensões superficiais.

Na última década, inúmeros laboratórios têm destinado seu esforço no desenvolvimento de microdispositivos na área termodinâmica, principalmente na construção de microssistemas termodinâmicos de conversão de energia térmica em trabalho útil. A esses dispositivos se designa a classificação de Power-MEMS, os quais abrangem microturbinas, bombas, compressores, caldeiras, entre vários outros componentes termodinâmicos que serão utilizados para os mais diversos fins. Seja na geração de potencial elétrico em satélites, sondas e VANTs autônomos, ou até mesmo como uma fonte de energia alternativa para dispositivos portáteis, como laptops e celulares, os Power- MEMS têm um futuro promissor no mundo da engenharia e no nosso dia a dia.

O grupo de pesquisa Epstein no MIT, USA (Jacobson et al. 2006), desenvolveu um chip que é um Power-MEMS composto por 5 microchapás, microusinadas, ligadas de modo a formar uma microturbina.

O processo de fabricação deste dispositivo envolve o uso de cinco microchapás, 16 máscaras e 9 microgravuras em silício, assim como gravuras de Íon Reativo ou deep reactive, ion etching

**Autor, N. P.**

**VI FoPI**

(DRIE), e gravuras a Laser ou Laser-Assisted-Etching (LAE). Materiais cerâmicos como Carbeto de Silício (SiC) e Nitreto de Silício (Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>) são usados na construção desses chips.

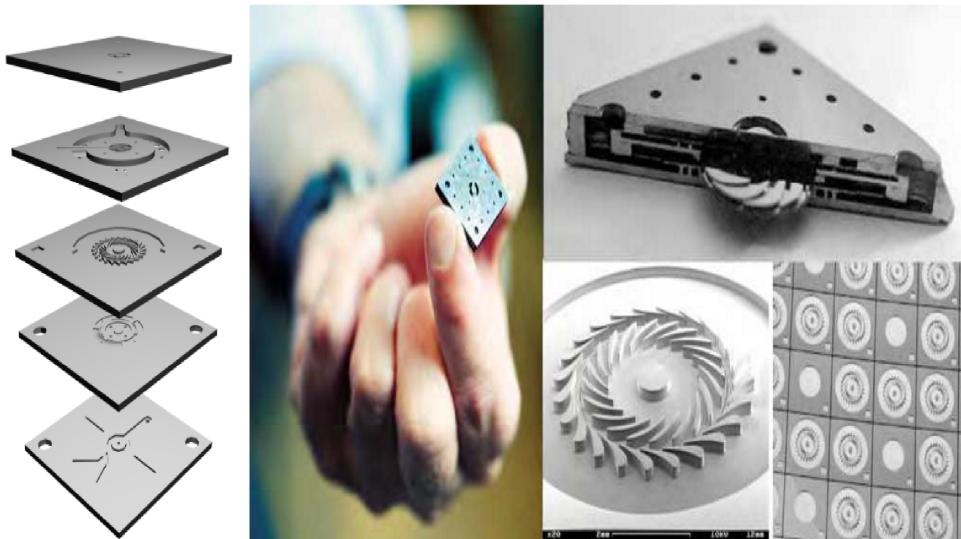


Figura 3: Vista Explodida das 5 placas e dos microanéis de rolamento(parte a); e produto montado e finalizado(Parte b). Fonte: Epstein 2004.

Esse microdispositivo se vale do ciclo Brayton, que é um processo termodinâmico composto pelas seguintes etapas: compressão isoentrópica do comburente; adição de combustível e combustão a pressão constante da mistura na câmara de combustão; expansão na turbina isoentrópica gerando trabalho; e exaustão dos gases residuais. O Hidrogênio (H<sub>2</sub>) foi escolhido como primeiro fluido combustível.

A Figura 4 esquematiza o posicionamento de cada componente bem como os processos termodinâmicos através de um corte transversal no chip montado. Rolamentos axiais posicionados na linha de centro e micropistões na traseira do compressor suportam as cargas axiais. A velocidade tangencial do compressor é de 500 m/s e a rotação do seu rotor é igual a 1,2 Mrpm. Com um compressor e uma turbina radial de eixos iguais de 8mm e 6mm de diâmetro, respectivamente, a unidade foi dimensionada para alcançar uma vazão mássica de ar igual a 0,36 g/seg, produzindo 17 W de potência de eixo.

Outro grande exemplo de Power-MEMS em desenvolvimento vem do Departamento de Engenharia Mecânica da Columbia University, USA (Frechette, 2004), onde um dispositivo operando com um Ciclo de Rankine fechado foi projetado com o objetivo da conversão de calor de fontes térmicas residuais em trabalho e posteriormente em potencial elétrico.

Similar ao dispositivo desenvolvido pelo grupo Epstein no MIT, trata-se de um ciclo termodinâmico embarcado em um chip em que uma microturbina a vapor aciona uma bomba logo após o fluido ser condensado no condensador. A microbomba então eleva a pressão do líquido saturado até a pressão do evaporador que, em seguida, é expandido na turbina, gerando trabalho de eixo. O ciclo está esquematizado na Figura 5, onde tem-se um corte na seção transversal do dispositivo.

Autor, N. P.

VI FoPI

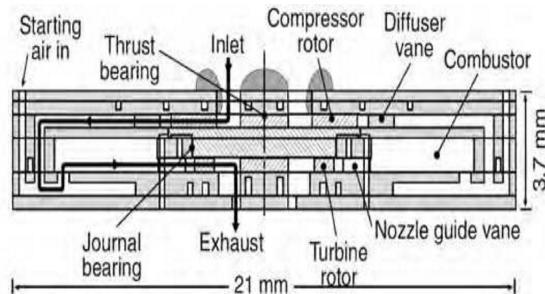


Figura 4: Corte transversal do chip montado e fluxograma dos processos. Fonte: Epstein 2004.

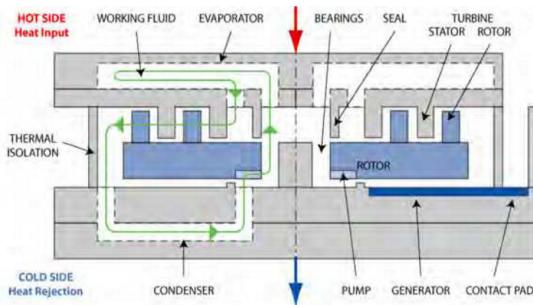


Figura 5: Corte transversal do chip montado e fluxograma dos processos.

Como já citado anteriormente, um dos principais problemas da utilização do Ciclo de Rankine orgânico em veículos orbitais são as altas temperaturas nas camadas mais elevadas da nossa atmosfera, principalmente na Termosfera, o que causa degradação de qualquer fluido orgânico e impede trocas de calor por convecção no condensador. Porém o grupo de pesquisa do Centro Espacial Alemão DLR, Bremen (Danie Schubert, 2012), apresentou um conceito de condensador/radiador bem útil nas trocas de calor no espaço.

No projeto de um módulo gerador por microturbina, ou módulo-MTG (Micro Turbine Generator), que usa como princípio de funcionamento o ciclo de Rankine Orgânico, Schubert (2012) utilizou microcomponentes para compor o sistema. O módulo, descrito na Figura 6, é composto por: um coletor solar Cassegrain; um microgerador de vapor; uma microturbina geradora; uma microbomba de alimentação; e um microssistema de dissipação de calor utilizado como condensador.

Esse sistema possui o Tolueno(C<sub>7</sub>H<sub>8</sub>) como fluido de trabalho, o qual possui um baixo coeficiente de degradabilidade e uma baixa temperatura de evaporação quando comparado com a água.

O sistema de condensação é composto por microcanais de transferência de calor, que trocam calor por convecção com o meio, e por um radiador que dissipá o calor através da radiação da energia do fluido. Como já dito anteriormente, na termosfera temos um baixo coeficiente convectivo de transmissão de calor, além de que, em sistemas como o módulo-MTG, onde

Autor, N. P.

VI FoPI

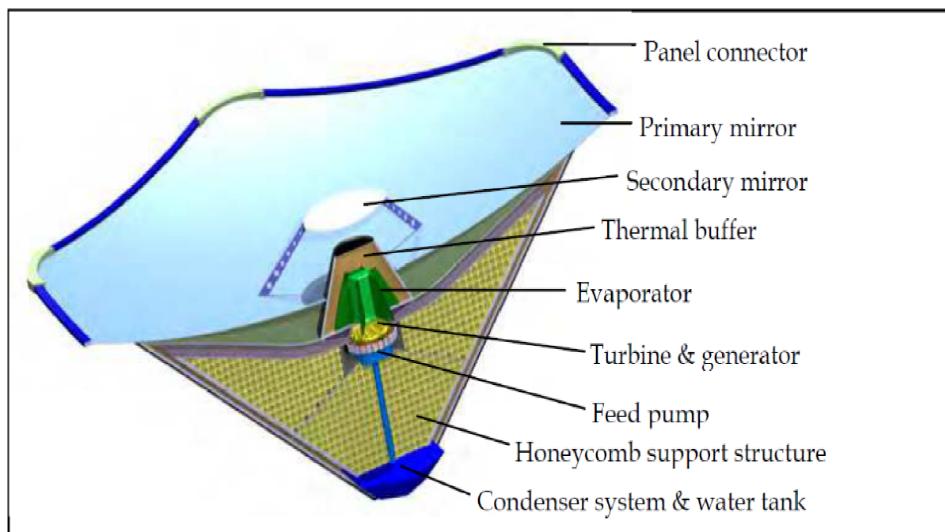


Figura 6: Seção Transversal do Módulo MTG. Fonte: Daniel Schubert (2012).

se trabalha com temperaturas entre 290 e 508 K, tem-se uma inversão do fluxo de calor por convecção, já que na Termosfera impera uma ordem de temperatura bem mais elevada. Assim, resta a dissipação de calor por radiação.

Para superar esse desafio, Schubert propôs o conceito de domo de radiação. Tal estrutura se localiza atrás do módulo, sempre estando em sombra, para melhorar a dissipação do calor do Tolueno. Essas microcúpulas possuem um sistema secundário de fluxo passivo que conduz o calor do condensador para o meio exterior do sistema. Os domos, quando integrados, evitam radiação mútua entre si devido à posição das suas placas de radiação, onde elas sempre se encontram a 90° da placa oposta mais próxima. Isso está bem ilustrado na Figura 7.

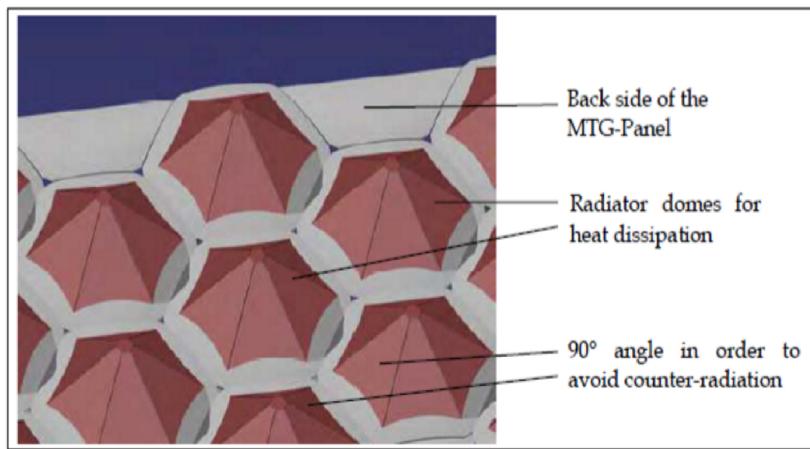


Figura 7: Domos de Radiação. Daniel Schubert (2012). Fonte: Frechette, 2003

**Autor, N. P.**

**VI FoPI**

## **4 Conclusão**

Os POWER-MEMS e os ciclos orgânicos de Rankine oferecem um futuro alternativo promissor no setor de geração de energia no espaço. No entanto, tais conceitos ainda não podem competir com as mais modernas tecnologias de células solares (células de multijunções e células de arseneto de gálio), que ainda possuem para as aplicações espaciais eficiências maiores além de serem mais duráveis e práticas. Trabalhos posteriores provavelmente levarão a uma maior diversificação nesse setor a medida que barreiras como a degradação dos fluidos orgânicos e a dissipação de calor no condensador, forem superadas.

## **Referências**

- [1] López, R.A.A.; Angarita, M.A.G. *Parámetros comparativos de células fotoeléctricas para generación de energía: implementacion de banco de pruebas usando DSP*. Ingeniería Energética Vol. XXXV, 3/2014
- [2] Portal Solar, Célula Fotovoltaica. Disponível em: <http://www.portalsolar.com.br/celula-fotovoltaica.html>; Acesso em 12 de Outubro de 2016
- [3] MIT Technology Review. *Concentrated Solar Startup Sets a New Efficiency Record*. Disponível em: <https://www.technologyreview.com/s/426792/concentrated-solar-startup-sets-a-new-efficiency-record/>. Acesso em: 12 de outubro de 2016.
- [4] Laboratório Fotovoltaico. *Prática 2: A influência da temperatura no desempenho elétrico dos módulos: O comportamento térmico do painel*. Disponível em: <http://www.solar.coppe.ufrj.br/practica2.html>. Acesso em: 14 10 2016
- [5] Owens, J.K. *NASA Marshall Engineering Model-Version 2.0 Thermosphere*. Marshall Space Flight Center, Alabama. Junho de 2002.
- [6] Herreira, E.J.R. *Simulação de um ciclo Rankine Orgânico acionado por energia solar*. 2012. 215 f. Dissertação de Mestrado. PUC-Rio. Rio de Janeiro. 2012.
- [7] Silva, J.A.R. *Projeto de um Ciclo de Rankine Orgânico Para produção de 1MW de Eletricidade*. 2010. 356 f. Dissertação de Mestrado. MIEM, Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto. Porto, Portugal. 2010.
- [8] Carlão, R.L.L. *Projeto de um Ciclo de Rankine Orgânico Para produção de 200kWe*. 2010. 84 f. Dissertação de Mestrado. MIEM, Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto. Porto, Portugal. 2010.
- [9] Jacobson, Epstein, et.al. *Progress toward a microfabricated gas Turbine generator for soldier portable power applications*, Proceedings of 6th Int. Workshop Micro Nanotechnology For Power Generation and Energy Conversion Apps, Berkeley, CA, Novembro de 2006.

**Autor, N. P.**

**VI FoPI**

- [10] Lin, C., Ghodssi, R., Ayon, A., Chen, D., Jacobson, S., Breuer, K., Epstein, A. Schmidt, M.,(2006), *Fabrication and Characterization of a Micro Turbine/Bearing Rig*, Microsystems Technology Laboratories and Gas Turbine Lab, MIT, USA.2006.
- [11] Frechette, L. *Design of a Microfabricated Rankine Cycle Steam Turbine for Power Generation*, Proceedings of IMECE'03, ASME International Mechanical Engineering Congress Exposition, Washington, D.C., Novembro 16-21, 2003.
- [12] Brandner, J., Schubert, K. *Fabrication and testing of microstructure heat exchanger for thermal applications*, Proceedings of ICMM 2005, 3rd International Conference on Microchannels and Minichannels, Canada, 2005.
- [13] Schubert, D. *New Power System for Satellites based on Power-MEMS-Modules using Micro Turbines and the Rankine-Cycle-Process*, Institute of Space Systems, Technical University Berlin, Germany.2006.
- [14] Schubert, D. *Mems-Concept Using MicroTurbines for Satellite Power Supply*, DLR German Aerospace Center, Bremen, Germany.2006.

## TESTES ELÉTRICO-FUNCIONAIS DO TRANSPONDER DE COLETA DE DADOS PARA NANO-SATÉLITE DO SBCDA

ANA C. S. OURIQUE<sup>1</sup>, JOSÉ M. L. DUARTE<sup>1</sup>, JOÃO C. P. RAE<sup>1</sup>, MANOEL J. M. CARVALHO<sup>1</sup>,  
RAFAEL M. ARAÚJO<sup>1</sup>, FELIPE D. SILVA<sup>1,2</sup>.

1. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE  
Caixa Postal 1130, Natal, RN - CEP: 59001-970.

E-mails: jmarcelo@crn.inpe.br, manoel@crn.inpe.br,  
jcprae@crn.inpe.br, anacouriques@crn2.inpe.br, rafaelma@crn2.inpe.br

2. Universidade Federal do Rio Grande do Norte - UFRN  
Caixa Postal 11524, Campus Universitário, Natal, RN - CEP: 59078-970  
E-mails: felipe.dantas@crn.inpe.br

### Resumo

O SBCDA (Sistema Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais) é responsável por coletar dados ambientais para que sejam processados, armazenados e transmitidos em tempo real aos seus usuários. Isso se faz possível através de um conjunto formado por Satélites, Rede de Coleta de Dados e Centros de Missão/Recepção. Com a finalidade de contribuir com este sistema, surgiu o Projeto CONASAT, que concebeu uma missão com nanossatélites no padrão CubeSat para atender ao SBCDA. O equipamento que faz a comunicação entre a Rede de Coleta de Dados e os Centros de Recepção é o Transponder DCS. Este artigo apresenta o Plano de Testes Elétricos e Funcionais do Transponder DCS que será usado pelos CubeSats do CONASAT, juntamente com os resultados destes testes. O Plano de Verificação e Testes deve garantir que o Transponder DCS atenda aos Requisitos de Projeto definidos na Especificação do Produto. Além da descrição dos testes, apresentam-se os principais resultados obtidos.

**Palavras-chave:** Transponder, Nanossatélite, SBCDA, Coleta de Dados, CONASAT, CubeSat.

### 1 Introdução

Atualmente o Sistema Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais (SBCDA) é composto pelos satélites SCD1, SCD2 e CBERS4, pela rede de cerca de 800 Plataformas de Coleta de Dados (PCD), instaladas no território brasileiro, pelos Centros de Recepção, localizados em Cuiabá-MT e Alcântara-MA, e pelo Centro de Missão em Natal-RN. Este sistema tem como objetivo coletar dados ambientais, processá-los, armazená-los e transmiti-los para os usuários, em tempo real. Com estes dados os usuários podem realizar previsões do tempo, estudar as correntes oceânicas, realizar

planejamento agrícola, rastrear embarcações, entre outras aplicações [1].

Para dar continuidade ao SBCDA é necessário o desenvolvimento de novos satélites para compor o segmento espacial. Neste contexto, o INPE desenvolveu o projeto CONASAT, que concebeu uma missão baseada no uso de nanossatélites utilizando novas tecnologias de telecomunicações e processamento digital de sinais, contribuindo para a continuidade do sistema e para a formação, qualificação e capacitação de recursos humanos em áreas estratégicas do setor espacial brasileiro. Entre outras utilidades cada nanosatélite CONASAT deve receber sinais transmitidos pelas PCDs, em UHF, através de um equipamento denominado Transponder [2] que os retransmite na Banda-S às estações de recepção de coleta de dados do INPE, para em seguida enviar a informação ao centro de recepção para processamento, armazenamento e distribuição dos dados.

Para o projeto CONASAT foi desenvolvido o Transponder DCS (Figura 1). O presente artigo é focado na validação do Modelo de Engenharia, mais especificamente no plano de testes elétricos funcionais aos quais o Transponder DCS foi submetido e seus principais resultados. Os testes elétricos funcionais devem evidenciar a capacidade do sistema de atender as especificações [3,4] de funcionamento. Isto inclui verificar a qualidade do sinal, o consumo de energia, a robustez contra interferências, as interferências geradas e o funcionamento das telemetrias e telecomandos.



Figura 1. Foto do Transponder DCS.

## 2 Estrutura Básica do Transponder DCS

Os Sinais das PCDs, que chegam ao nanossatélite através de uma antena UHF, entram no Estágio de Entrada do Transponder DCS, onde são filtrados, amplificados e entregues ao Estágio Processador Digital. Neste estágio, o Conjunto dos Sinais das PCDs é convertido para Banda-Base e digitalizado; em seguida, o conjunto modula em fase, digitalmente, com índice de modulação constante, uma portadora. Este Sinal Modulado é então entregue ao Estágio de Saída, onde é convertido em um sinal analógico, filtrado, rebatido para a Frequência de 2,26756 GHz, para envio à antena de Banda-S e transmissão às Estações de Recepção Terrenas. A Figura 2 apresenta a estrutura do Transponder DCS.

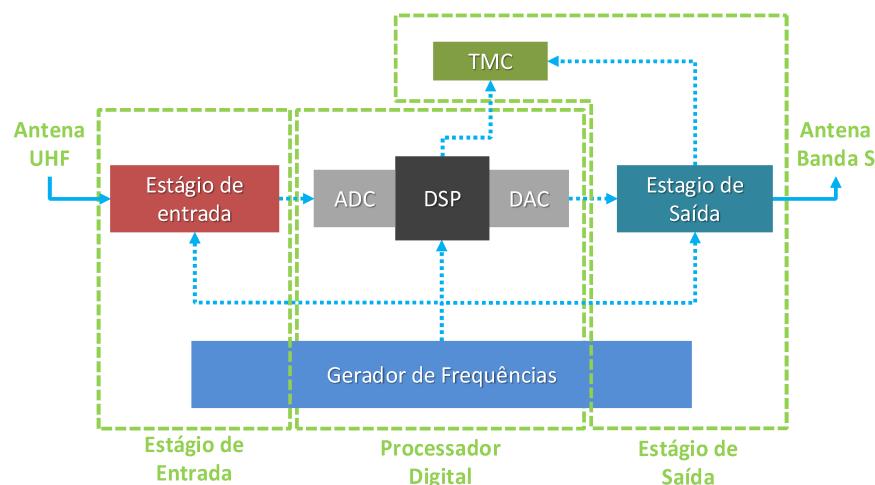


Figura 2. Diagrama de blocos geral do Transponder DCS.

## 3 Testes Elétricos Funcionais

Objetivam verificar a concordância do desempenho do Transponder DCS com o especificado em projeto. É dividido em duas partes: **A** e **B**.

Os testes elétricos funcionais tipo **A** são responsáveis por conferir todos os aspectos especificados no pré-projeto e identificar variações no funcionamento. Neste devem ser realizados testes de:

- Corrente de surto: Medição dos pulsos de corrente requeridos pelo Transponder DCS no momento da energização.
- Consumo de potência: Medição do consumo de potência DC do Transponder DCS para a condição de estágio de saída ligado e desligado.

- Potência de saída: Medição da potência de saída do Estágio de saída DCS.
- Frequência e banda de saída: Medição da frequência e banda de saída com e sem a presença de sinal RF de entrada. Espúrios e harmônicos são verificados no intervalo de 100 MHz a 5GHz.
- Distorção IQ: Medição da distorção IQ do modulador em quadratura do Estágio de saída.
- Índice de modulação: Medição do índice de modulação em fase do sinal de saída, com sinal de entrada RF forte (-98dBm) e um fraco (-128dBm).
- Susceptibilidade: Medição, e verificação de alterações, da banda e saída e do índice de modulação aplicando uma série de frequências aleatórias na entrada.
- Ripple: Medição da variação do ganho do Transponder DCS relacionado à frequência de entrada.
- Linearidade: Medição dos produtos de intermodulação gerados no intervalo de frequência de funcionamento do Transponder DCS.
- Figura de ruído: Estimativa da relação entre o sinal e o ruído do estágio de entrada do Transponder DCS.
- Telemetria da amostragem do ADC: Verificação do funcionamento correto da telemetria feita pelo EGSE (*Electrical Ground Support Equipment*). Verifica-se a presença ou não de espúrios na DFT do sinal amostrado.
- Telemetria do Nível de Saída e temperatura do Estágio de saída: Verificação das telemetrias de potência do sinal de saída, temperatura do estágio de saída e telemando de redução de potência transmitida através do EGSE.

Os testes elétricos funcionais tipo B são mais brandos e analisam apenas aspectos gerais de funcionamento. São responsáveis pela verificação do funcionamento do Transponder DCS após algumas fases dos testes ambientais. Neste devem ser realizados testes de:

- Medição da potência do sinal de saída do estágio de entrada;
- Medição da potência dos sinais chave do Processador Digital (saídas de osciladores e sinal IQ);
- Medição da potência do sinal de saída do Estágio de saída;
- Medição do consumo de potência DC do Transponder DCS para condição de estágio de saída ligado.

## 4 Principais Resultados

A Tabela 1 inclui os principais resultados obtidos nos testes elétricos funcionais do transponder DCS. Os testes foram realizados sob temperatura  $22^{\circ}\text{C} \pm 3^{\circ}$ . Em todas as medições, as perdas dos cabos, conectores e *couplers* utilizados na entrada do Transponder DCS foram compensadas no nível do gerador utilizado.

*Tabela 1. Especificações e resultados obtidos nos testes elétricos funcionais para Transponder DCS.*

Parâmetro	Especificado	Medido
<b>Tempo de ligamento</b>	< 10 s	$\approx 3,6$ s
<b>Consumo de Potência</b> (Pós estabilização)	TBD	4,5W
<b>Frequência e Banda de Saída</b>	2267,52 MHz $\pm$ 625 kHz	2267,52 MHz $\pm$ 625 kHz
<b>Potência de Saída</b> - Saída do Receptor - Saída do Transmissor	$>-47,5$ dBm $\pm$ 1 dB	-47 dBm
	26 dBm $\pm$ 2 dB	25,41 dBm $\pm$ 1,5 dB
<b>Distorção IQ</b> - Vazamento do LO ( <i>Local Oscilator</i> ) - Distorção de Fase e Amplitude, e realimentação da portadora	< -20 dBc	- 20,30 dBc
	< -20 dBc	-24,01 dBc
<b>Índice de Modulação</b> - 401.605 MHz, -98 dBm - 401.635 MHz, -98 dBm - 401.665 MHz, -98 dBm - 401.605 MHz, -128 dBm - 401.635 MHz, -128 dBm - 401.665 MHz, -128 dBm	(1,6 a 2,0) rad	$\approx 1,72$
	(1,6 a 2,0) rad	$\approx 1,66$
	(1,6 a 2,0) rad	$\approx 1,65$
	(1,6 a 2,0) rad	$\approx 1,64$
	(1,6 a 2,0) rad	$\approx 1,78$
	(1,6 a 2,0) rad	$\approx 1,94$
<b>Linearidade</b> - 401.605 MHz, -100 dBm	< -30 dB	-36,41 dB
	< -30 dB	-31,9 dB



- 401.640 MHz, -100 dBm	< -30 dB	-36,54 dB
<b>Ripple</b>	< 2 dB pico-a-pico	1.61 dB
<b>Figura de ruído</b>	< 4 dB	3,211
- 401.605 MHz, -98 dBm	< 4 dB	2.371
- 401.635 MHz, -98 dBm	< 4 dB	1,604
- 401.665 MHz, -98 dBm		
<b>Susceptibilidade</b>	(1,6 a 2,0) rad	OK
- Entrada 10 MHz a 400MHz, -80 dBm	(1,6 a 2,0) rad	OK
- Entrada 400 MHz a 500 MHz, -70 dBm	(1,6 a 2,0) rad	OK
- Entrada 500 MHz a 1400 MHz, -80 dBm	(1,6 a 2,0) rad	OK
- Entrada 1400 MHz a 2400 MHz, -80 dBm	(1,6 a 2,0) rad	OK
<b>Ponto de Saturação do Receptor</b>	> - 90 dBm	- 87,24 dBm
<b>Telemetria da Amostragem do ADC</b>	-	OK
<b>Telemetria do Nível de Saída e Temperatura do Transmissor</b>	-	OK

A Tabela 2 apresenta o quadro comparativo entre alguns parâmetros do Transponder DCS para CubeSat e do Transponder DCS dos satélites CBERS [7].

*Tabela 2. Comparativo Transponder do CEBERS e Transponder DCS para CONASAT.*

<b>Parâmetro</b>	<b>Transponder CEBERS</b>	<b>Transponder DCS</b>
<b>Ripple</b>	2dB	1.61 dB
<b>Distorção IQ</b>	<-40dBc	<- 20,00 dBc
- Vazamento do Lo - Distorção de Fase e Amplitude, e realimentação da portadora	<-40dBc	<-20,00 dBc
<b>Consumo de Potência</b>	18,2W	4,5W

## 5 Conclusões

O transponder DCS foi desenvolvido buscando compor o projeto CONASAT, visando melhorar o desempenho do Sistema de Coleta de dados Ambientais. O procedimento de testes proposto permite o desenvolvimento de estudos e mapeamento de falhas, viando garantir que o modelo final atenda as expectativas do projeto permitindo que o mesmo seja carga útil de uma grande quantidade de satélites, não se limitando apenas ao projeto CONASAT. Os resultados dos testes evidenciam a viabilidade da utilização deste equipamento em questões não apenas de economia, mas de qualidade de sinal.

## 6 Agradecimentos

Pelo auxílio financeiro, material e intelectual que auxilia na criação de produto tecnológico significativo para o Brasil, permitindo ao INPE oferecer este avanço tecnológico para a sociedade:

- ao Ministério de Ciência, Tecnologia e Inovação;
- a Agência Espacial Brasileira;
- ao Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico; e
- a Universidade Federal do Rio Grande do Norte.

## 7 Referências

[1]Tude, E. A. P. et al. Análise do Sistema de Coleta de Dados MECB/SS, São José dos Campos, 96 p. [INPE-3820-NTE/253]. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 1986.

[2]Ippolito Jr, I. J., Satellite communications systems engineering: atmospheric effects, satellite link design, and system performance. Chichester: John Wiley & Sons Ltd, 2008. 376 p.

[3]ESPECIFICAÇÃO DO TRANSPONDER DIGITAL. **CNS-SPC-PY-07-001 -V1.1.** Brasil, 2014

[4]DESCRIÇÃO DO TRANSPONDER DIGITAL. **CNS-DDD-PY-07-001 -V1 .1** Brasil, 2014.

[5]EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION. **Space engineering testing.** Noordwijk, 2012. (ECSS-E-ST-10-03C).

[6]EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION. **Electromagnetic compatibility.** Noordwijk, 2012. (ECSS-E-ST-20-07C\_REV-1\_07FEB2012).

VI

7 a 9 de novembro

Parnamirim, RN

[7] SUBSISTEMA DE COLETA DE DADOS. **OMNISYS grupo Thales.**  
Brasil, 2010. (Em: [http://www.omnisys.com.br/prod\\_dcs.asp](http://www.omnisys.com.br/prod_dcs.asp)) .

VI 7 a 9 de novembro Parnamirim, Natal

# DESCRIÇÃO DO SUBSISTEMA DE DETERMINAÇÃO E CONTROLE DE ATITUDE DO PROJETO CONASAT

A. U. Rodrigues<sup>1</sup>, C.P.Araujo<sup>1</sup>, M. J. M. Carvalho<sup>1</sup>, K. I. P. M. Queiroz<sup>2</sup>

<sup>1</sup>INPE - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, <sup>2</sup>UFRN - Universidade Federal do Rio Grande do Norte  
Natal, Brasil

## Resumo

Este trabalho tem como objetivo apresentar o *hardware* do Subsistema de Determinação e Controle de Atitude (ADCS - do inglês *Attitude Determination and Control Subsystem*) de um nanossatélite destinado a coleta de dados ambientais. Este subsistema faz parte do projeto CONASAT que é uma iniciativa do INPE (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais) junto com a AEB (Agência Espacial Brasileira) e o CNPQ (Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico) que pretende conceber uma solução de baixo custo para o Sistema Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais (SBCD) baseada no uso de nanossatélites (satélites de 1 a 10 kg) e em tecnologias emergentes nos ramos da eletrônica e de telecomunicações.

## 1 Introdução

O projeto CONASAT, Constelação de Nanossatélites Ambientais, está sendo desenvolvido pelo INPE, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, e visa aumentar a disponibilidade de coleta de dados, a quantidade de dados e atualizar o segmento espacial do Sistema Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais (SBCDA). Por ser uma iniciativa de baixo custo, os satélites desse projeto são baseados na tecnologia CubeSat, isto é, satélites de formato cúbico com arestas de 10 cm, comportando todos os componentes eletrônicos necessários para a determinação e controle de atitude. Dado o volume desses satélites, toda a eletrônica também precisa ter massa e dimensões reduzidas.

O enfoque desse trabalho será o Subsistema de Determinação e Controle de Atitude, ADCS, do modelo de engenharia do projeto CONASAT 8U, isto é, uma combinação de oito nanossatélites 1U, cada um com dimensões 10cmx10cmx10cm. Dentro os subsistemas do projeto CONASAT, o ADCS é crucial para qualquer missão espacial em que seja necessário, para alcançar os objetivos da missão, um apontamento preciso. Esse subsistema tem a função de coletar dados referentes à órbita em que o satélite se encontra e o modo como esse se comporta dentro dela, com a finalidade de comparar com o apontamento desejado, e se necessário, aplicar correções de parâmetros a fim de atingi-lo. Essas correções podem ser feitas em tempo real pelo computador de

1

Autores: [alessandraurbanorodrigues@gmail.com](mailto:alessandraurbanorodrigues@gmail.com)&[charlesaraujo@outlook.com](mailto:charlesaraujo@outlook.com)

VI 7 a 9 de novembro Parnamirim, Natal

bordo ou por meio de telecomandos enviados de terra, após a análise dos dados recebidos. No projeto CONASAT, esse subsistema deverá suprir, prioritariamente, as necessidades de apontamento da antena planar utilizada pelo *Payload* para transmissões em Banda-S em direção à Nadir durante as passagens sobre o território brasileiro e realizar o controle térmico para que uma das faces não fique mais exposta ao Sol do que as outras.

## 2 Sistemas de Coordenadas

O controle de atitude adotado pelo satélite tem relação direta com as condições da missão. A missão do CONASAT é realizar a recepção de dados provenientes da terra e enviá-los de volta. Considerando que a única exigência neste aspecto é de que a face do satélite que contém as antenas planares do Transponder DCS (face Z+) esteja apontada para o nadir (que aponta para o centro da terra), torna-se suficiente a realização do controle de atitude em apenas dois eixos (X e Y). No entanto, para garantir maior controle do satélite, será realizado o controle de atitude nos três eixos. Dada essa condição, o sistema de coordenadas do ADCS é definido de tal forma que o momento de inércia dominante esteja no eixo Y, a carga útil esteja no eixo Z, e o eixo X esteja alinhado com o comprimento do satélite. Deste modo, a orientação nominal é equivalente à atitude de referência, ou seja, ângulos *roll*, *pitch* e *yaw* são iguais a zero e assim, o sistema de coordenadas do ADCS coincide com o sistema de coordenadas do satélite. Esse sistema de coordenadas coincidirá com o sistema de coordenadas da órbita, no momento em que o controle levar a atitude para a sua referência.

## 3 Hardware do ADCS

Uma das funções do ADCS é determinar a orientação do satélite no espaço, isto é, encontrar sua atitude. Nesse processo de estimativa da atitude do satélite, são necessários sensores que forneçam informações acerca da localização do satélite com relação a um referencial inercial. O projeto CONASAT utiliza dois tipos de sensores: magnéticos e solares. O primeiro é usado para medir a orientação do campo magnético existente ao redor do satélite, e o segundo, para determinar a direção do Sol quando o satélite encontra-se na parte iluminada da órbita [1]. Esses sensores também seguem o conceito de baixo custo e pequenas dimensões dos CubeSats. Para o sensor solar, são usados seis sensores SLCD-61N8, e para o magnético, é usado um magnetômetro de três eixos, o HCM1053, da *Honeywell*.

A outra função do ADCS diz respeito à fase de controle a qual tem como objetivo orientar adequadamente o satélite para sua posição de referência. Os responsáveis por esse procedimento são os atuadores, sendo um deles, o *CubeWheel LM*. Utilizado como roda de reação, este elemento consiste em um rotor o qual troca de momento angular com o satélite e armazena esse momento, mantendo o satélite rígido, reduzindo os efeitos de distúrbios externos na atitude do satélite e atuando na conservação do momento angular [2].

VI 7 a 9 de novembro Parnamirim, Natal

Outro atuador usado é o *CubeTorquerCoil*, que apresenta duas bobinas de torque de núcleo ferromagnético que são colocadas nos eixos X-Y do *CubeControl*, e uma unidade de bobinas com núcleo de ar no eixo Z, de modo que é possível realizar o controle magnético em três eixos. O campo magnético gerado por esses atuadores interage diretamente com o campo magnético da Terra em uma tentativa de alinhamento [3].

Mais um componente importante do hardware do ADCS é o *CubeControl* que é utilizado como uma interface entre o *CubeComputer* e os atuadores (roda de reação, bobinas de torque ferromagnético e bobina de torque de núcleo de ar), os sensores solares, o sensor de velocidade angular microeletromecânico e o magnetômetro externo. As duas bobinas de torque de núcleo ferromagnético são anexadas à placa. O módulo pode ser configurado para incluir qualquer combinação de atuadores e sensores, dependendo do requisito da missão.

#### 4 Modos de controle e estimação do ADCS

O software de controle de atitude do CONASAT é baseado no design da empresa *Electronics Systems Laboratory*, ESL, e apresenta dois modos de controle, o *Detumbling* e o Y-momentum. O primeiro é responsável por estabilizar o capotamento do satélite após a separação do veículo de lançamento e colocá-lo no estado de rotação Y-Thompson, isto é, quando o satélite rotaciona em torno do momento de inércia alinhado com o vetor momento angular da órbita do satélite. O segundo modo de controle é ativado apenas quando o satélite está na rotação Y-Thompson. Nesse modo, o satélite pára de rotacionar e estabiliza na orientação nominal.

Combinados aos modos de controle atuam os modos de estimação, os quais determinam quais medições dos sensores são utilizadas e qual informação é estimada a fim de determinar a atitude atual. O modelo de engenharia 8U do CONASAT apresenta cinco modos de estimação, responsáveis pela estimação dos ângulos de atitude e da velocidade nos três eixos, fazendo uso de algoritmos de estimação como o Filtro de Kalman, Filtro de Kalman Estendido e TRIAD.

No processo de determinação e controle de atitude há um processamento específico, que realiza a análise das informações colhidas pelos sensores, confronta com o comportamento preestabelecido e, de acordo com o algoritmo desenvolvido para este fim, realiza cálculos e envia comandos para os atuadores que farão as alterações devidas de modo a restaurar o posicionamento do satélite. Todo esse processo acontece no *CubeComputer*.

O *CubeComputer* é responsável pelo controle do tráfego de dados entre os outros subsistemas e gerenciamento de modos de operação e comandos do satélite. O *CubeComputer* foi projetado em uma configuração descentralizada, ou seja, ele pode se comunicar e realizar o processamento de dados independente de um nó central.

VI 7 a 9 de novembro Parnamirim, Natal

O protocolo de comunicação entre o *CubeComputer* e os sistemas restantes é o I<sup>2</sup>C, as mensagens destinadas a um subsistema somente serão interpretadas por este e as mensagens destinadas ao computador de bordo podem ser facilmente identificadas através do endereço do remetente.

## 5 Conclusão

Após a definição de todos os componentes do subsistema de determinação e controle de atitude, o projeto CONASAT encontra-se atualmente na fase de definição detalhada do projeto.

Antes de chegar à fase atual, o projeto CONASAT definiu o objetivo da missão, as restrições impostas, os requisitos iniciais de projeto e a viabilidade. Após a validação dos parâmetros, o projeto teve continuidade. Visando e observando o projeto CONASAT em seu estado completo, a missão está sendo bem direcionada para atingir o objetivo do projeto em questão.

## Referências

- [1] MARKLEY, F. Landis; CRASSIDIS, John L.. **Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control.** New York: Springer, 2014. 486 p.
- [2] WERTZ, James R.. **Spacecraft Attitude Determination and Control.** Holland: Springer Netherlands, Reprint 1978. 858p.
- [3] SIDI, Marcel J.. **Spacecraft Dynamics & Control: A practical engineering approach.** Cambridge: Cambridge University Press, 2006. 409 p.

# **Projeto de Suportes Mecânicos para VANTs do Tipo Penguin-B**

Ramon Carneiro<sup>1</sup>

Matheus Giovanni Vieira da Costa<sup>1</sup>,

Rayla da Silva Dantas<sup>1</sup>,

Deyvid Lucas Leite<sup>1</sup>

Élvis Eugênio Rocha Lima<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Universidade Federal do Rio Grande do Norte - UFRN

## **Resumo**

O projeto desenvolveu suportes mecânicos internos que permite acomodar todos os circuitos eletrônicos, antenas, computadores de bordo, moduladores e câmeras. Os suportes desenvolvidos tiveram que atender diversas exigências como: tamanho, peso, resistência e custo. Para o desenvolvimento foram analisados diversos materiais onde foram considerados todos esses parâmetros. Softwares de simulação foram usados para desenvolver os protótipos. Após os testes dos protótipos feito em simulações foram construídos os suportes definitivo.

## **1 Introdução**

Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) é um termo genérico que identifica uma aeronave que pode voar sem tripulação, normalmente projetado para operar em situações perigosas e repetitivas, em regiões consideradas hostis ou de difícil acesso[1]. Existe uma grande diversidade de tipos de VANTs. Tais veículos foram inicialmente desenvolvidos para aplicações militares, hoje porém, essas aeronaves têm ganhado diversas aplicações nos mais variados setores. Seja na segurança pública, no sensoriamento remoto, no controle de pragas em plantações ou em busca e salvamento de pessoas e animais, os VANTs ganham cada vez mais espaço no céu moderno[5].

A popularização desses veículos aéreos gerou um enorme movimento entre entusiastas e empresários. Empresas vem olhando esse movimento com bons olhos, já que estima-se que esse mercado deve movimentar cerca de 127 bilhões de dólares segundo a empresa de consultoria PricewaterhouseCoopers [6]. Com esse volume de dinheiro empresas gigantes de tecnologia tem investido recurso no desenvolvimento e aperfeiçoamento dessa tecnologia.

O projeto SPACEVANT desenvolve um VANT autônomo para varredura e coleta de dados em áreas de missões espaciais, com tecnologia nacional. Este VANT é utilizado em missões espaciais, antes do lançamento de foguetes balísticos em direção ao mar, para verificar

**Autor, N. P.****VI FoPI**

a presença de embarcações na área de impacto prevista. O sistema de mapeamento utilizado nessas missões também pode ser usado para localização de naufragos, e em possíveis operações de busca e salvamento regulamentadas pelo Comando da Aeronáutica (2011).

O veículo escolhido para o projeto foi o Penguin B por diversos motivos. Dentre estes estão sua alta capacidade de carga que chega até 11,5 kg, incluindo seu tanque de combustível com capacidade de 7,5 litros que possibilita uma maior independência e alcance até 8 horas de voo[7].

O projeto desenvolveu suportes mecânicos internos que permite acomodar todos os circuitos eletrônicos, antenas, computadores de bordo, moduladores e câmeras. Os suportes desenvolvidos tiveram que atender diversas exigências como: tamanho, peso, resistência e custo. Para o desenvolvimento foram analisados diversos materiais onde foram considerados todos esses parâmetros. Softwares de simulação foram usados para desenvolver os protótipos. Após os testes dos protótipos feito em simulações foram construídos os suportes definitivo.

## **2 Materiais Adequados para Utilização Aeronáutica de Tecnologia Embarcada**

O problema central da seleção de materiais em qualquer projeto mecânico é a interação entre função, material, forma e processo de fabricação.

A escolha do material é ditada pelo projeto, porém, às vezes ocorre o contrário. O novo produto, ou a evolução de um já existente, foi sugerido ou possibilitado por um novo material (ASHBY, 1992). Existe uma grande quantidade de materiais disponíveis para escolha dos engenheiros, embora a padronização tente reduzir esse número.

### **2.1 Critérios de Seleção para Projetos Mecânicos na Indústria Aeronáutica**

Para os projetos mecânicos na indústria aeronáutica de tecnologias embarcadas, os critérios de seleção mais comuns levam em conta:

#### **2.1.1 Resistência mecânica**

São solicitados por diversos esforços durante sua utilização.

#### **2.1.2 Resistência à oxidação**

Aeronaves estão em contato constantemente com a atmosfera de composição variada, assim deve-se selecionar materiais com resistência a oxidação. Caso contrário, os custos com manutenção e risco com fragilização dos sistemas se tornam impraticáveis.

#### **2.1.3 Densidade do material**

A densidade do material vai influenciar diretamente na massa da aeronave, por isso deve-se buscar matérias com baixa densidade com objetivo de reduzir consumo de combustível e facilitar sua navegabilidade.

**Autor, N. P.**

**VI FoPI**

### **2.1.4 Resistência à fadiga**

Processos cíclicos de solicitações que a aeronave experimenta tendem a provocar problemas como trincas e acúmulo de dano. As vidas úteis das peças do avião dependem fortemente do número de ciclos que a estrutura consegue suportar.

### **2.1.5 Condutibilidade elétrica**

Esta característica é importante quando necessário a realização de aterramento, transmissão de corrente entre equipamentos embarcados como, por exemplo, antenas.

### **2.1.6 Maleabilidade**

Esta propriedade garante facilidade no processo de fabricação mecânica de peça. Para a correta seleção das propriedades especificadas, faz-se uso de gráficos de resistência em função de tenacidade à fratura, resistividade elétrica em função de condutibilidade térmica, e densidade em função de resistência.

## **2.2 Materiais comumente utilizados para a área da aeronáutica de tecnologia embarcada**

Usualmente, os principais materiais utilizados para a área da aeronáutica de tecnologia embarcada são:

### **2.2.1 Aço**

Material com boa resistência mecânica e à fadiga. Devido suas variabilidades em teor de carbono e uso de metais de liga, é possível encontrar diversos tipos de aços com propriedades que melhor se adaptem ao projeto.

### **2.2.2 Alumínio**

Fácil de ser processado e moldado, baixa densidade, Possibilidade de adição de outros elementos ao material, formando assim ligas com propriedades variadas e alta resistência à corrosão.

### **2.2.3 Cobre**

Condutividade elétrica, cor, resistência à corrosão, ductilidade podem ser restauradas por recozimento.

### **2.2.4 Materiais Termo-Plásticos**

Utilizado em impressoras 3D, são de dois tipos: PLA (Polylactic Acid) e ABS (Acrylonitrile Butadiene Styrene). Os do primeiro tipo possuem baixo coeficiente de contração ao resfriar (menos suscetível a empenamentos, delaminação e descolamento da mesa) e requerem baixas temperaturas para serem extrudados. Os do segundo tipo são bastante resistentes

**Autor, N. P.**

**VI FoPI**

a esforços mecânicos, porém possuem alto coeficiente de contração e necessitam temperaturas acima de 200°C para serem extrudados.

### **2.2.5 Titânio**

Boa combinação entre propriedades de baixa densidade e alta resistência mecânica, à fadiga e a corrosão. É um material que possui elevado ponto de fusão, alto grau de imunidade contra-ataques de ácido. Apesar de ter alto custo, tem procedência e é bastante empregado na indústria aeronáutica.

## **3 Análise Estrutural das Peças-Suporte**

A análise estrutural é a determinação dos efeitos de cargas sobre estruturas físicas e seus componentes. O VANT, assim como os demais tipos de veículos aéreos, necessita de uma análise cuidadosa em sua estrutura e na estrutura de cada componente que ele embarca. Realizou-se um estudo estrutural dos suportes de tecnologia embarcada do VANT com o software ANSYS Student WorkBench. Tal estudo contemplou análises estática, modal e de flambagem.

O ANSYS é um software que usa o método de elementos finitos(MEF) para realizar os mais diversos tipos de análises estruturais. Tal método utiliza como parâmetro subdivisões finitas de partes interconectadas por pontos, os quais chamamos de nós. Assim o domínio de integração corresponde a somatória de todas essas partes individuais, onde cada região sofre pequenas deformações gerando um movimento entre cada nó devido aos esforços locais

### **3.1 Análise Estática**

Sabe-se que o comportamento estrutural é caracterizado por deslocamentos, deformações e esforços internos. A análise estática de estruturas permite a determinação desses parâmetros. Ela permite determinar os esforços internos e os deslocamentos, quando considera que os mesmos são submetidos a um carregamento arbitrário, desprezando-se as forças de amortecimento e as forças de inércia. Ao se utilizar essa análise, se faz necessário seguir um procedimento para se obter os parâmetros requeridos. Na análise estática as etapas do procedimento são, respectivamente: construção do modelo, aplicação do carregamento, obtenção de solução e revisão dos resultados. Na primeira etapa define-se o tipo de elemento, as constantes reais, as propriedades dos materiais, a geometria do modelo e a disposição dos elementos. Já na segunda etapa, pode-se aplicar os carregamentos no modelo sólido ou no modelo de elementos finitos. Na terceira etapa, após o programa resolver o modelo têm-se a apresentação dos resultados desejados além da listagem dos mais variados parâmetros de resposta. [2]

### **3.2 Análise Modal**

A análise modal está relacionada com as propriedades dinâmicas das estruturas lineares do material. Essa análise oferece uma maior precisão em todo o ciclo de desenvolvimento do produto. A análise modal permite a compreensão de como a estrutura vibra podendo-se assim calcular as frequências naturais e modos de vibração da mesma. Os principais passos para a realização dessa análise são, respectivamente: construção do modelo, solução, extração

---

**Autor, N. P.****VI FoPI**

e expansão dos modos e revisão dos resultados. Na primeira fase, define-se o tipo de elemento, as constantes reais, as propriedades dos materiais, a geometria do modelo e a disposição dos elementos. Na segunda etapa define-se o tipo de análise para a solução em elementos finitos das frequências naturais e também determina-se a extração e expansão dos modos de vibração para a resposta. Na terceira etapa, controla-se os números de modos a serem extraídos e expandidos. E por fim, se obtém os resultados desejados.

### 3.3 Flambagem

Os sistemas mecânicos e estruturas em geral quando estão submetidos a carregamentos, podem falhar de várias formas, o que vai depender do material usado, do tipo de estrutura, das condições de apoio, entre outras considerações. Quando se projeta um elemento, é necessário que ele satisfaça requisitos específicos de tensão, deflexão e estabilidade[3].

## Referências

- [1] ASHBY, M. F. *Materials Selection in Mechanical Design*. Oxford, Pergamon Press, 1992
- [2] Certificação digital PUC- Nº 0025024/CA. Disponível em: [www.maxwell.vrac.puc-rio.br/5111/5111\\_3.PDF](http://www.maxwell.vrac.puc-rio.br/5111/5111_3.PDF). Acesso em 12 de outubro de 2016
- [3] HIBBELER, R. C. *Resistência dos Materiais*. 7. Ed. São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2010.
- [4] Simpósio de Transporte Aéreo, 7, 2008, Rio de Janeiro. *ASPECTOS DE SEGURANÇA NA INTEGRAÇÃO DE VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS (VANT) NO ESPAÇO AÉREO BRASILEIRO*. Disponível em:<[www.ufpe.br/latecgeo/images/PDF/vants.pdf](http://www.ufpe.br/latecgeo/images/PDF/vants.pdf)>. Acesso em:14 10 2016
- [5] VIEIRA, L. da S. *Projeto aerodinâmico-estrutural e de estabilidade de um Mini-VANT para imageamento giroestabilizado utilizando técnicas analíticas e numéricas*. Brasília, 2012. Disponível em: [bdm.unb.br/bitstream/10483/4849/1/2013\\_LucasdaSilvaVieira.pdf](http://bdm.unb.br/bitstream/10483/4849/1/2013_LucasdaSilvaVieira.pdf). Acesso em: 14 10 2016.
- [6] JORNAL ABD-DRONE. QUANTO VALEM OS DRONES? USS 127 BI, SEGUNDO A PWC. Disponível em: <http://www.associacaobrasileiradrones.org/quanto-valem-os-drones-us-127-bi-segundo-a-pwc/>. Acesso em: 14 10 2016.
- [7] Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, 9, 2016, Fortaleza. *SUPORTE PARA TRANSPORTE E LANÇAMENTO DE CARGA A PARTIR DE UM VEICULO AÉREO NÃO TRIPULADO*

# Determinação das Propriedades Termodinâmicas no Demonstrador Tecnológico Scramjet VHA-14X S

M. V. S. Pereira<sup>1\*</sup>; J. H. Fernandez<sup>1</sup>; P. G. P. Toro<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Universidade Federal do Rio Grande do Norte – Natal – RN

<sup>2</sup> Instituto de Estudos Avançados – Divisão de Aerotermofluidodinâmica e Hipersônica,  
São José dos Campos – SP  
Natal, Brasil

## Resumo

O objetivo deste trabalho foi à determinação das propriedades termodinâmicas no Demonstrador Tecnológico Scramjet VHA-14X, através do desenvolvimento de códigos computacionais nas plataformas Fortran e Scilab. Utilizando metodologia de análise teórico-analítica da aerodinâmica de um veículo aeroespacial hipersônico com tecnologia scramjet, em voo atmosférico a 30 km de altitude, com velocidade correspondente a número de Mach 7.

## 1 Introdução

Este trabalho faz parte da transferência de conhecimentos para Universidades Brasileiras, em particular a Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN), relacionados à Pesquisa e Desenvolvimento (P&D) de sistema de propulsão hipersônica aspirada. A P&D está em andamento na Divisão de Aerotermofluidodinâmica e Hipersônica (EAH) do Instituto de Estudos Avançados (IEAv), com recursos financeiros proveniente do Projeto Estratégico Orçamentário Propulsão Hipersônica 14-X (PropHiper).

### 1.1 Demonstrador Tecnológico scramjet

O motor “Scramjet” é composto por seção de compressão, seção de combustão e seção de exaustão/expansão. Ondas de choque oblíquas planas incidem no bordo de ataque da carenagem e são refletidas, incidindo na entrada da câmara de combustão. Em seguida o combustível é injetado na câmara de combustão do “scramjet”, se misturado e queimado com ar atmosférico comprimido em velocidade supersônica. Os gases gerados, como produto da combustão, são expelidos na seção de expansão, gerando empuxo necessário para o veículo aeroespacial integrado ao “scramjet”.

## 1.2 Demonstrador Tecnológico scramjet VHA 14-X S

O Laboratório de Aerotermodinâmica e Hipersônica Prof. Henry T. Nagamatsu, do Instituto de Estudos Avançados (IEAv), está desenvolvendo um Demonstrador Tecnológico scramjet VHA 14-X S com intuito de desenvolver uma tecnologia que visa a exploração aeroespacial, com decolagem em aero-espaco-portos de aeronaves/veículos aeroespaciais, utilizando tecnologia “scramjet”, proporcionando sistema de propulsão hipersônica aspirada baseada na combustão supersônica.

O veículo aeroespacial integrado a scramjet utiliza ondas de choque, geradas durante o voo hipersônico para promover a compressão e a desaceleração do ar atmosférico.

Como o veículo aeroespacial integrado a scramjet não tem partes móveis, será necessário o auxílio de um motor foguete para acelerar o 14-X S para as condições pré-estabelecidas, como, posição, velocidade, ângulo de ataque e pressão dinâmica.

## 2 Materiais e Métodos

Pode-se observar na (Fig. 1), a formação da onda de choque incidente oblíqua com ângulo  $\beta$ . A velocidade do escoamento não perturbado (da atmosfera terrestre) que se aproxima do bordo de ataque do *scramjet*, com deflexão positiva com ângulo  $\theta_s$ , estabelece onda de choque incidente oblíqua (Anderson, 2003), o qual pode ser determinado, através da Teoria de onda de choque oblíqua plana.

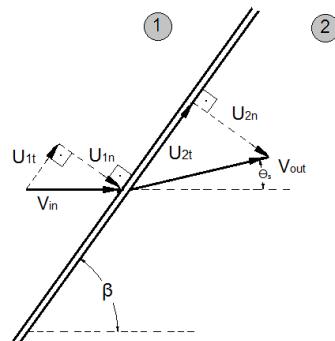


Figura 1. Geometria da onda de choque incidente.

Conhecidas as propriedades da atmosfera terrestre na altitude de voo ( $h = 30$  km), as propriedades termodinâmicas *antes* da onda choque, número de Mach e considerando-se ar como gás perfeito e sem os efeitos de camada limite, são determinadas as propriedades termodinâmicas *após* a onda de choque.

Em escoamento supersônico/hipersônico sobre uma superfície plana (Fig. 2) quando encontra uma deflexão positiva com ângulo  $\theta$  em relação à placa plana estabelece uma onda de choque (atada na deflexão) com ângulo  $\beta$ , semelhantemente à onda de choque oblíqua incidente (atada no bordo de ataque).

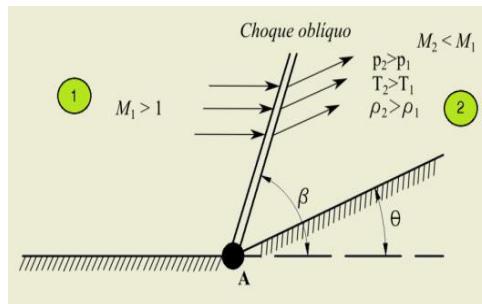


Figura 2. Geometria de onda de choque oblíquo incidente sobre uma superfície plana.

Para determinar as propriedades termodinâmicas e o número de Mach após onda de expansão (Fig. 3) é necessário a utilização da Teoria da onda de expansão de Prandtl-Meyer. Conhecendo o número de Mach do escoamento que se aproxima do ângulo de deflexão negativa  $\theta$ , pode-se calcular a função de Prandtl-Meyer  $v(M)$ .

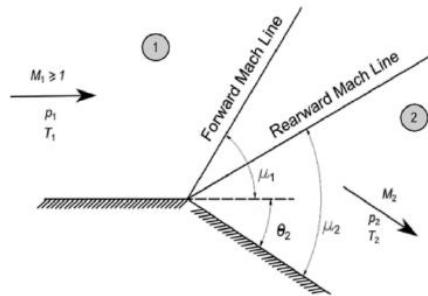


Figura 3. Geometria de onda de expansão.

## 2.1 Linguagem Scilab e Fortran

Para determinar o ângulo  $\beta$  que é a deflexão da onda em relação a fuselagem, é necessário utilizar um método iterativo. Neste trabalho, foram utilizados os seguintes métodos numéricos iterativos para solucionar a relação  $\theta-\beta-M$ : Newton-Raphson e Secante.

Deste modo, foi desenvolvido um código computacional na plataforma Scilab para determinar o ângulo  $\beta$ . E, por conseguinte, os valores obtidos foram utilizados no código desenvolvido na plataforma Fortran para a obtenção das propriedades termodinâmicas após onda de choque oblíquo.

Em seguida, podemos determinar o número de Mach após onda de expansão através da Teoria da onda de expansão de Prandtl-Meyer. Para obter o número de Mach após onda de expansão também se utiliza de um método iterativo, no qual foi adotado o método da secante.

Do mesmo modo, os dados obtidos foram utilizados em um código desenvolvido na plataforma Fortran para obter as propriedades termodinâmicas na seção de expansão.

### 3 Resultados e Discussões

Foram obtidos os valores dos ângulos  $\beta$  usando os métodos numéricos iterativos mencionados neste trabalho. Obteve-se  $\beta = 12.24283^\circ$  para ângulo de  $\theta = 5.5^\circ$  e  $\beta = 22.11424^\circ$  para ângulo  $\theta = 14.5^\circ$  utilizando o método de Newton-Raphson. Para o método da Secante o  $\beta = 12.24284^\circ$  para ângulo de  $\theta = 5.5^\circ$  e  $\beta = 22.11425^\circ$  para ângulo  $\theta = 14.5^\circ$ .

Com esses dados, e considerando um gás caloricamente perfeito ( $\gamma=1.4$ ) e sem queima de combustível Hidrogênio. Foi possível obter os valores das propriedades termodinâmicas demonstradas na tabela (Tab.1) abaixo considerando o ângulo  $\beta = 12.2428^\circ$  para primeira rampa de compressão e  $\beta = 22.1142^\circ$  para segunda rampa de compressão.

Tab. 1. Resultados das propriedades termodinâmicas na seção de compressão.

$\theta$	$\beta$	$P_{out}$ (Pa)	$M_{out}$	$T_{out}$ (K)	$\rho_{out}$ (kg/m <sup>3</sup> )
$5.5^\circ$	$12.2428^\circ$	2877.65	6.02	296.69	0.03378
$14.5^\circ$	$22.1142^\circ$	16755.89	4.06	568.35	0.10270

Tab. 2. Resultados das propriedades termodinâmicas na seção de expansão.

$\theta$	$P_{out}$ (Pa)	$M_{out}$	$T_{out}$ (K)	$\rho_{out}$ (kg/m <sup>3</sup> )
$4.27^\circ$	65803.73	2.79	953.27	0.2404
$10.73^\circ$	28052.12	3.37	747.17	0.1308

### 4 Conclusões

Portanto, foi possível obter os dados desejados e esperados, que foram compatíveis com os valores estudados em bibliografias. A pesquisa possibilitou o aprendizado na plataforma Fortran e a aplicação dos códigos para obter os dados necessários para a pesquisa.

Esses resultados servirão de base para atender as necessidades do Projeto Propulsão Hipersônica 14-X (PropHiper).

### Referências

- [1] ANDERSON JR., J. D. **Modern Compressible Flow: with Historical Perspective**. 3rd. ed: McGraw-Hill, 2003.
- [2] CURRAN, E. T. Scramjet engines: The first forty years. **Journal of Propulsion and Power**, V. 17, 1138–1148, 2001.
- [3] FRY, R.S. A. Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution. **Journal of Propulsion and Power**, V. 20, n. 1, p. 27-58, 2004.

## **A Atuação da Segurança de Voo nos Lançamentos de FTB**

Henrique Oliveira da Mata<sup>1</sup>, Nícolas Cruvinel Lindo<sup>2</sup>

<sup>1,2</sup>Centro de Lançamento de Alcântara

Alcântara-MA, Brasil

### **Resumo**

Importantes atividades de tecnologia espacial, desenvolvidas a partir de experimentos em microgravidade, podem ser executadas durante os voos de veículos suborbitais. Por retornarem à superfície, as suas operações de lançamentos exigem a previsão do Ponto de Impacto com a Terra. Isso se dá não só pela característica da missão, a qual pode contar com a recuperação da carga útil, mas principalmente para se garantir a Segurança do Voo executado. São diversos os fatores que influenciam a trajetória de um lançamento, desviando-a da trajetória nominal, sendo o desvio provocado pelo vento o principal deles. Este trabalho visa apresentar o método de compensação do efeito de vento hoje utilizado no Centro de Lançamento de Alcântara (CLA) e os resultados dos ajustes empregados durante os últimos lançamentos de Foguete de Treinamento Básico (FTB), um veículo simples de pequeno porte, o qual conta com diversos lançamentos a partir do CLA. Os resultados mostram a melhora significativa no apontamento do Ponto de Impacto, evidenciando a relevância da Segurança de Voo durante uma operação de lançamento.

### **1 Introdução**

Nos últimos anos o Centro de Lançamento de Alcântara vem realizando diversas atividades de lançamento de veículos suborbitais estabilizados aerodinamicamente. Estes possuem como principal característica o seu voo balístico que, após atingido o apogeu (ponto mais alto de sua trajetória), retornam ao solo. Tendo em vista a segurança da operação, a correta previsão deste Ponto de Impacto (PI) é de extrema importância. Desta forma, simulações devem ser realizadas a fim de que se possa planejar um voo seguro. A trajetória escolhida é chamada de nominal e cabe aos operadores de segurança de voo do Centro fazer com que o veículo percorra o mais próximo possível desta trajetória planejada.

Fatores aleatórios e incontroláveis influenciam no voo do veículo. Por causa disso, o PI deve ser tratado de forma probabilística, com uma maior probabilidade de queda no PI nominal (PIn) e uma menor probabilidade conforme se afasta desse ponto. Usualmente modela-se a probabilidade de impacto com uma função densidade de probabilidade normal bivariada, com

**da Mata, H. O., Lindo, N. C.**

**VI FoPI**

as distâncias calculadas no sentido de lançamento (frontal) e perpendicular ao lançamento (lateral). Dessa forma, atribui-se uma área de dispersão do PI ao redor do PIn como sendo a área de maior risco.

Dentre os fatores incontroláveis, tem-se o vento que, embora aleatório, pode ser mensurado logo antes do lançamento e ter o seu efeito sobre a trajetória compensado. Este vento, decomposto em suas componentes frontais e laterais, influenciam a trajetória do veículo deslocando o PI. Dessa forma, existem diversos métodos disponíveis para a obtenção dos dados de vento, simulação do novo PI, compensação e ajuste do lançador. O método atualmente disponível no CLA é o Guará.

Para a análise dos resultados dos ajustes realizados pela Segurança de Voo do CLA, foram utilizados os dados obtidos a partir do lançamento dos Foguetes de Treinamento Básico (FTB). Ele é um veículo suborbital adaptado do foguete militar SS-30 do sistema de lançamento ASTROS II (*Artillery Saturation Rocket System - Sistema de Artilharia de Saturação por Foguetes*) fabricado pela empresa brasileira AVIBRAS. Com cerca de 3 metros de comprimento e 30 kg de propelente sólido, este foguete monoestágio é lançado a partir de um casulo acoplado ao lançador perfazendo uma trajetória nominal de 170 s com apogeu de 32 km e alcance de 17 km. A figura 1 mostra o FTB, em seu casulo, pronto para lançamento. Destaca-se a presença do conjunto de empennas retráteis tal que possibilita o lançamento do FTB a partir do casulo. O CLA conta com grande experiência neste veículo, com 13 operações bem sucedidas com o seu preparo, lançamento e rastreio.



Figura 1: Foto do FTB posicionado no casulo pronto para o lançamento.

Fonte: CLA

da Mata, H. O., Lindo, N. C.

**VI FoPI**

## **2 O Método de Compensação - Guará**

Nesta seção será abordada a forma atual como o CLA opera para calcular e compensar a influência do vento sobre a trajetória do veículo. Esta se baseia nos conceitos desenvolvidos por Lewis (1949). Em resumo, Lewis criou um modelo em que se divide a atmosfera em diversas camadas. Com isso, ele demonstra que cada uma delas atua de forma independente sobre a trajetória, deslocando o seu Ponto de Impacto (PI). Dessa forma, o desvio do PI gerado por um perfil de vento pode ser calculado a partir da soma ponderada do desvio provocado por cada camada. Para tanto, ele parte de uma série de hipóteses simplificadoras, cada uma delas gerando um determinado nível de erro, as quais foram posteriormente analisadas por Robert L. James (1961). Estas são:

1. Movimentos de arfagem e guinada são independentes;
2. Variação linear dos coeficientes aerodinâmicos em relação à incidência do escoamento;
3. Os ângulos de lançamento para a compensação do vento são os ângulos calculados usando o vento médio obtido pela ponderação nas diversas camadas;
4. Fatores multiplicativos utilizados para a correção em azimute, a serem apresentados mais a frente, são calculados para o ângulo de elevação nominal.

O método utilizado pelo CLA é chamado de Guará. Este se baseia nos conceitos de Lewis com algumas adaptações. Assim como proposto por Robert L. James, as duas primeiras hipóteses simplificadoras se tornam desnecessárias utilizando métodos de simulação computacional com 3 graus de liberdade e coeficientes aerodinâmicos não lineares. Enquanto estas simulações são realizadas para o Guará, ele não contempla métodos para deixar de usar as duas últimas hipóteses simplificadoras.

Para um melhor entendimento, a metodologia Guará pode ser dividida em três etapas:

1. Obtenção do Perfil de Vento
2. Previsão do Ponto de Impacto
3. Compensação do Efeito do Vento.

### **2.1 Obtenção do Perfil de Vento**

As medições no CLA são realizadas a partir de dois instrumentos: a Torre Anemométrica (TA) e a Radiossondagem de Balão Atmosférico (Sonda). A primeira consiste em uma torre metálica de 72 m de altura montada na área de Preparação e Lançamento (a qual se encontra a 42 m de altitude) coletando informações de intensidade e direção do vento médio de cada 20 segundos por meio de 6 anemômetros instalados a 48, 52, 58, 70, 85 e 112 m de altitude. Estas informações, também chamadas de ventos de superfície, são as mais relevantes uma vez que o veículo, logo após o lançamento, possui pequena velocidade frontal e, portanto, está mais suscetível aos ventos laterais.

Já a Sonda consiste no lançamento e recepção de dados coletados de instrumentos embarcados em Balões Atmosféricos a hidrogênio. Além das informações de intensidade e direção

**da Mata, H. O., Lindo, N. C.**

**VI FoPI**

do vento, chamadas de ventos de altitude, as Sondas transmitem informações de temperatura, umidade, pressão e posição. Normalmente um Balão Atmosférico tem a capacidade de atingir altitude próxima a 30.000 m. Todavia, deve-se lembrar que ele sobe lentamente, chegando a demorar 2 horas até altitude máxima. Além disso, a existência de apenas um sistema de recepção dos dados impossibilita o uso de mais de uma Sonda ao mesmo tempo. Isto é um grande fator limitante que pode ser resolvido com maiores investimentos na compra de equipamentos e alteração dos protocolos de aquisição de dados. Levando em consideração que ventos mais baixos são os mais influentes, ter informações das primeiras camadas com quatro horas antes do lançamento limita muito a capacidade de tomada de decisão para o lançamento do foguete. Neste caso, o procedimento adotado é o lançamento de 3 Sondas consecutivas em momentos distintos da Cronologia. São elas a Sondagem de Grande Altitude (SGA), lançada 4 horas antes do momento de lançamento (H0) a fim de mensurar os ventos das maiores altitudes. Em seguida, tem-se a Sondagem de Baixa Altitude (SBA), lançada 45 minutos antes do H0 a fim de atualizar as primeiras camadas percorridas pela SGA, chegando até cerca de 5000 m. Finalmente, 15 minutos antes do H0, lança-se a Sondagem de Baixa Altitude Reduzida (SBAr), normalmente a fim de confirmar que as primeiras camadas dos ventos de altitude permanecem estáveis e atualizar os seus valores até 1.500 m. A dinâmica do envio das sondagens pode ser visualizada por meio da figura 2. Nela se observa que as informações de vento são atualizadas durante a cronologia, com o envio das Sondas subsequentes buscando definir o perfil de vento mais significativo para a operação de lançamento.

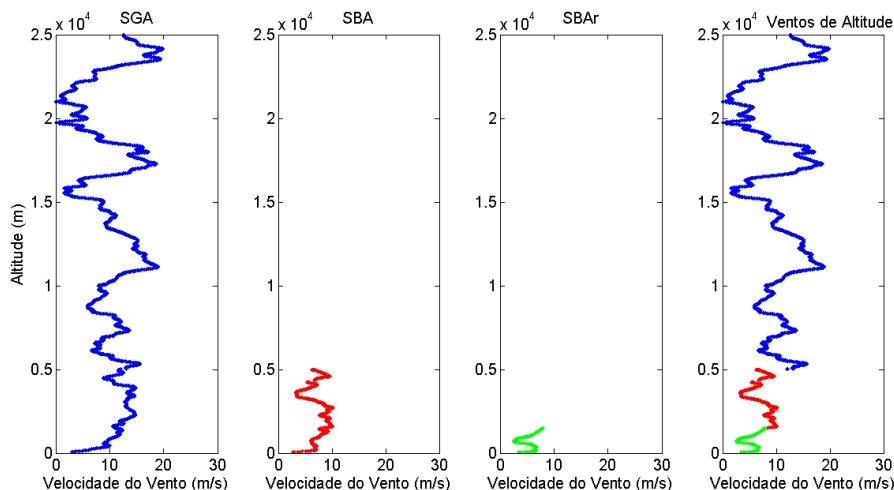


Figura 2: Conceito da operação de coleta dos ventos de altitude utilizando Radiossondagem de Balões Meteorológicos.

Fonte: O Autor

## 2.2 Previsão do Ponto de Impacto

A fim de se calcular a influência do vento sobre PI, Lewis apresenta uma abordagem muito eficiente para o cálculo de ajustes de forma rápida e computacionalmente barata, características

**da Mata, H. O., Lindo, N. C.**

**VI FoPI**

de interesse durante uma cronologia de lançamento. Para tanto, ele introduz uma série de definições que embasarão os cálculos utilizados no método Guará.

- **Vento Balístico ( $v_b$ )** - “é o vento constante que gera o mesmo efeito de primeira ordem do que o vento real.” É uma média do perfil de vento, ou ainda um valor de vento que melhor representa o deslocamento do PI esperado.
- **Deslocamento do Vento Unitário (DVU)** - “é o efeito do vento de um vento constante unitário.” É o valor que correlaciona o deslocamento do PI esperado e um vento balístico de 1 m/s.
- **Curva de Ponderação de Vento ( $f$ )** - “é a função  $f(y)$  que, para cada altitude  $y$ , apresenta a razão entre o efeito de um perfil de vento unitário uniforme de 0 a  $y$  pelo efeito do vento unitário.” A função  $f(y)$  é chamada de Curva de Ponderação do Vento aplicada para a altitude  $y$ . Esta é a função que pondera a influência causada por cada camada da atmosfera sobre o deslocamento final encontrado.

A fim de calcular o vento balístico, a atmosfera é dividida em estratos horizontais nos quais o vento é considerado constante. Dessa forma, para cada camada calcula-se um vento médio.

Ainda, Lewis se utiliza das seguintes hipóteses simplificadoras:

- **Proporcionalidade** - O efeito do vento em um determinado estrato da atmosfera é proporcional ao vento deste estrato e
- **Independência** - O efeito do vento em um determinado estrato da atmosfera não influencia no efeito de outro estrato

Sob essas condições, o efeito de um vento médio em um único estrato é o produto entre a Velocidade do Vento, o Efeito do Vento Unitário e o Fator de Ponderação do Estrato. Este, por sua vez, é a diferença entre os Fatores das altitudes dos limites superior e inferior de um estrato. Matematicamente, essa ideia pode ser expressa por:

$$\Delta PI = w_1[f(y_1) - f(y_0)] + w_2[f(y_2) - f(y_1)] + \cdots + w_n[f(y_n) - f(y_{(n-1)})]\delta \quad (1)$$

onde  $\Delta PI$  é o deslocamento do Ponto de Impacto,  $w_n$  é a velocidade do vento médio dentro do  $n$ -ésimo estrato limitado pelas altitudes  $y_n$  e  $y_{(n-1)}$  e  $\delta$  é o Deslocamento do Vento Unitário.

Observa-se que, para encontrar uma maior precisão no cálculo do deslocamento, basta escolher os estratos da atmosfera suficientemente finos.

Da definição de vento balístico ( $v_b$ ), tem-se também que:

$$\Delta PI = v_b\delta \quad (2)$$

$$v_b = w_1[f(y_1) - f(y_0)] + w_2[f(y_2) - f(y_1)] + \cdots + w_n[f(y_n) - f(y_{(n-1)})] \quad (3)$$

Para encontrar o efeito do vento no deslocamento do ponto de impacto, o Método de Lewis exige apenas a informação da velocidade vertical do veículo com o tempo. Como o veículo é aerodinamicamente estável, assume-se que ele se move no sentido do seu eixo longitudinal, ou seja, o veículo não possui ângulo de derrapagem. Além disso, assume-se que as únicas forças que atuam sobre o foguete são o Empuxo, o Arrasto e a Gravidade e que a velocidade

### da Mata, H. O., Lindo, N. C.

### VI FoPI

vertical não é alterada pelo vento. Estas hipóteses são mais válidas quanto mais vertical for o lançamento e quanto menor for a intensidade dos ventos.

Com as considerações expostas, tem-se que a única força com componente normal à trajetória, capaz de alterar a sua direção, é a força gravitacional. Na literatura (J.W. Cornelisse and Wakker, 1979) este movimento também é chamado de “gravity turn”. Além disso, devido ao fato do veículo ser aerodinamicamente estável, o PI é deslocado em direção oposta ao vento. Ou seja, um vento vindo de Norte desloca o PI em direção a Norte.

Sob essas hipóteses, Lewis consegue descrever analiticamente o comportamento da trajetória de um veículo. Todavia, conforme o trabalho já mencionado de Robert L. James (1961), estas últimas considerações são muito limitantes e podem ser suprimidas realizando simulações completas com 3 graus de liberdade. Para o caso particular do Guará, as simulações são realizadas pelo programa ROSI (*Rocket Simulation* - Kramer, 1976), amplamente utilizado Instituto de Aeronáutica e Espaço. A seguir se apresenta o cálculo para a obtenção do Efeito do Vento Unitário e a Curva de Pesagem do Vento.

1. Baseando-se na trajetória nominal, simula-se o lançamento sem vento. O PI encontrado é o nominal (PIn) de coordenadas polares a partir do lançador ( $D_n, AZM_n$ ).
2. Simula-se o lançamento aplicando um perfil de vento unitário, ou seja, todos os estratos com velocidade média igual a  $1m/s$ . O PI encontrado é o PI de vento unitário (PIu) de coordenadas polares ( $D_u, AZM_u$ ). A distância entre PIu e o PIn é o deslocamento do vento unitário (DVU).
3. Agora falta calcular a influência de cada uma das camadas sobre este deslocamento total DVU. Dividindo a atmosfera em  $n$  camadas, simula-se o lançamento para um perfil de vento unitário do solo ( $n = 0$ ) até a  $i$ -ésima camada ( $n = i$ ). O PI encontrado (PIi) terá coordenadas polares a partir do lançador ( $D_i, AZM_i$ ). A relação entre o deslocamento deste perfil (PIi-PIn) e o deslocamento do vento unitário (PIu-PIn) é justamente o valor da Curva de Ponderação do Vento aplicada em  $i$ . Simulando de  $i = 1$  a  $i = n$  tem-se toda a Curva de Ponderação do Vento  $f(y)$ .

Para um melhor entendimento, suponha uma simulação com um perfil de vento unitário gerando um deslocamento do ponto de impacto de  $100m$  ( $PIu - PIn = 100m$ ). Neste exemplo, a atmosfera será dividida em 10 camadas.

Em seguida se realiza outra simulação com um perfil de vento de  $1m/s$  apenas para a primeira camada e  $0m/s$  para as demais. Será encontrado um deslocamento menor que  $100m$ , suponha por exemplo  $20m$  ( $PI_1 - PIn = 20m$ ). Dessa forma, o valor da Curva de Ponderação para a primeira camada será ( $f(1) = \frac{PI_1 - PIn}{PIu - PIn} = \frac{20}{100} = 0,2$ ).

Para a segunda camada, se realiza outra simulação com um perfil de vento de  $1m/s$  para as duas primeiras camadas e  $0m/s$  para as demais. Será encontrado um deslocamento maior que o anterior de  $20m$ , mas menor que o total de  $100m$ , suponha por exemplo  $30m$  ( $PI_2 - PIn = 30m$ ). Dessa forma, o valor da Curva de Ponderação para a primeira camada será ( $f(2) = \frac{PI_2 - PIn}{PIu - PIn} = \frac{30}{100} = 0,3$ ).

Realizando este processo para cada uma das camadas, encontra-se a Curva de Ponderação do Vento  $f(y)$ . Observe que o valor da função  $f$  para a última camada é 1, ou seja, a totalidade do DVU. O efeito de cada camada individualmente, também chamado de Fator de Ponderação

**da Mata, H. O., Lindo, N. C.**

**VI FoPI**

do Vento, é calculado a partir diferença da função aplicada na camada avaliada com a anterior  $F(i) = f(i) - f(i - 1)$ .

Dada a hipótese de proporcionalidade, com um perfil de vento constante de, por exemplo, de  $7m/s$ , tem-se que o deslocamento final do PI será no sentido oposto ao vento a uma distância de 7 DVU. Claro que isto é uma aproximação linear de um efeito de natureza não linear. Desta forma, os resultados são tão melhores quanto mais próximos estiverem do valor inicial. No procedimento anterior, o valor inicial é de  $1m/s$ , o que é relativamente baixo. Um estudo climatológico permite se obter o vento médio em uma determinada época do ano. Com isso, basta realizar todas as simulações com perfil de vento constante iguais ao vento médio ao invés do vento unitário. Para se calcular o DVU, deve-se dividir o deslocamento encontrado no item 2 pela intensidade do vento médio.

Como o perfil de vento real não é constante, o método de Lewis permite obter uma estimativa do Vento Balístico ( $v_b$ ), o qual é o valor numérico representativo de todo o perfil. Como mostrado em sua definição, este é a média ponderada do vento de cada estrato sendo o seu peso o Fator de Pesagem do Vento  $F(i) = f(i) - f(i - 1)$ . Em outras palavras, um perfil real qualquer produz o mesmo efeito de deslocamento do PI do que o perfil de vento constante de valor igual ao Vento Balístico.

Finalmente, basta multiplicar o  $v_b$  pelo DVU para encontrar o deslocamento do PI. Normalmente os cálculos são realizados decompondo o vento nas direções frontais e laterais à direção do lançamento. Desta forma, realizando este procedimento para ventos frontais e ventos laterais, tem-se o deslocamento frontal ( $\Delta PI_{frontal}$ ) e lateral ( $\Delta PI_{lateral}$ ) do PI.

### 2.3 Compensação do Efeito do Vento

Foi mostrado anteriormente que conhecendo o Perfil do Vento, o Fator de Pesagem do Vento ( $F(y)$ ) e o Deslocamento de Vento Unitário (DVU), o método Guará é capaz de calcular o Deslocamento do Ponto de Impacto ( $\Delta PI$ ) e, portanto, estimar o novo Ponto de Impacto, chamado de PI instantâneo (PIi). A fim de compensar o deslocamento gerado pelo vento deve-se reajustar os ângulos de Azimute e Elevação do Lançador. A compensação utilizada no método Guará se baseia na compensação antissimétrica, a qual busca apontar o lançador para uma posição oposta ao PIi em relação ao PIn. A figura 3 mostra graficamente a compensação antissimétrica. Suponha o deslocamento frontal e lateral a partir do PIn de ( $\Delta PI_{frontal}, \Delta PI_{lateral}$ ) levando o Ponto de Impacto do PIn ao PIi. Dessa forma, deve-se reajustar os ângulos do lançador de forma que este não mais aponte ao PIn, mas sim a um PI compensado (PIc) antissimétrico a PIi, ou seja, de deslocamento frontal e lateral a partir do PIn de ( $-\Delta PI_{frontal}, -\Delta PI_{lateral}$ ). Com este novo apontamento, o efeito do vento deve levar o Ponto de Impacto do PIc ao PIn, conforme desejado.

Agora se faz necessário correlacionar o PIc a um determinado ajuste de Elevação e Azimute do Lançador. Dada a geometria do problema, é fácil observar que o Azimute compensado deve ser:

$$AZMc = AZMn + \arctan \frac{\Delta PI_{lateral}}{Dn - \Delta PI_{frontal}} \quad (4)$$

O método de compensação do Guará considera que o alcance é apenas influenciado pela alteração da elevação. A relação entre a variação do alcance e a variação da elevação é chamada de *Tower Tilt Effect* (TTE). Uma primeira hipótese é que o alcance é nulo para um ângulo de

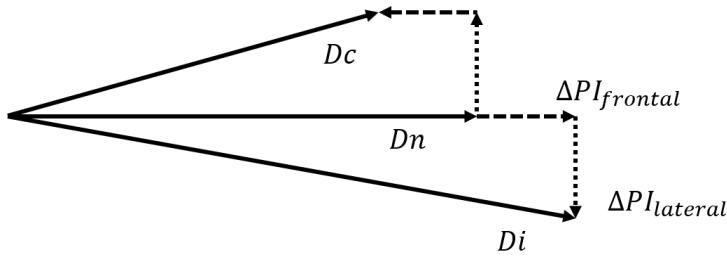


Figura 3: Compensação Antissimétrica.  
Fonte: O Autor

lançamento de  $90^\circ$ . Com isso, o Guará realiza uma relação linear entre o limite de lançamento vertical e o lançamento nominal, mostrado matematicamente pela equação 6:

$$Dc = \sqrt{\Delta PI_{lateral}^2 + (Dn - \Delta PI_{frontal})} \quad (5)$$

$$\frac{ELVn - 90}{Dn - 0} = \frac{ELVc - 90}{Dc - 0} \Rightarrow ELVc = 90 + \frac{ELVn - 90}{Dn} Dc \quad (6)$$

Em suma, ajustando o lançador de acordo com as equações 4 e 6 espera-se mirar no PIc e, com os efeitos do vento, que o veículo caia no PIn. Para tanto, deve-se apenas ter os valores nominais, o perfil de vento, a Curva de Pesagem do Vento e o Deslocamento do Vento Unitário.

### 3 Resultados dos ajustes para FTB

A fim de demonstrar a utilidade do método Guará e a atuação da Segurança de Voo do Centro de Lançamento de Alcântara, serão analisados os resultados de lançamentos reais de Foguetes de Treinamento Básicos. Os dados de ajustes das campanhas estão apresentados na tabela 1.

Observando o histórico dos ajustes, observa-se que até 2011 os lançamentos foram realizados com uma determinada Curva de Pesagem de Vento e valores de Deslocamento do Vento Unitário, sendo alterados a partir do voo 467. A tabela 2 mostra esta alteração nos valores de DVU.

Nas figuras a seguir, as circunferências vermelhas, centrada no Ponto de Impacto Nominal (PIn) representam a dispersão nominal associada ao desvio padrão da distribuição normal bivariada esperado para o FTB. No caso,  $1\sigma = 1.100m$ . Além disso, as figuras mostram os Pontos de Impacto esperados devido os desvios gerados pelo vento, marcados como  $PI_{vento}$ , e os Pontos de Impacto reais obtidos pelo rastreio dos veículos, marcados como  $PI_{real}$ . Finalmente, as setas apontam a compensação do efeito do vento.

A figura 4 ilustra os ajustes realizados para os 5 primeiros lançamentos, de 2010 a 2011. Nela, observa-se que os ajustes resultaram em Ponto de Impacto reais mais distantes do que no caso de não se ter realizado ajuste algum. Ou seja, na intenção de aproximar os PI para o PIn, os ajustes realizados para estes lançamentos pioraram o apontamento, conforme cálculo apresentado nas equações 7 e 8:

**da Mata, H. O., Lindo, N. C.**

**VI FoPI**

Tabela 1: Dados das campanhas de lançamento de FTB a partir do CLA.

Ano	Nº do voo	AZMc	ELVc
2010	450	26.2	82.2
2010	452	24.0	83.3
2011	458	21.4	81.6
2011	459	13.7	82.2
2011	462	20.8	83.4
2012	467	25.8	83.6
2012	468	24.7	83.5
2012	469	31.6	83.5
2013	472	25.2	83.2
2013	474	25.2	83.5
2014	476	23.2	83.7
2015	480	18.7	83.3
2016	483	6.8	83.6

Tabela 2: Alteração dos valores de DVU entre os voos 462 e 467.

Nº do voo	DVU <sub>frontal</sub> (km/ms <sup>-1</sup> )	DVU <sub>lateral</sub> (km/ms <sup>-1</sup> )	DVU <sub>cauda</sub> (km/ms <sup>-1</sup> )
462	.498	.559	.518
467	.523	.598	.546
<b>Variação</b>	<b>5%</b>	<b>7%</b>	<b>5%</b>

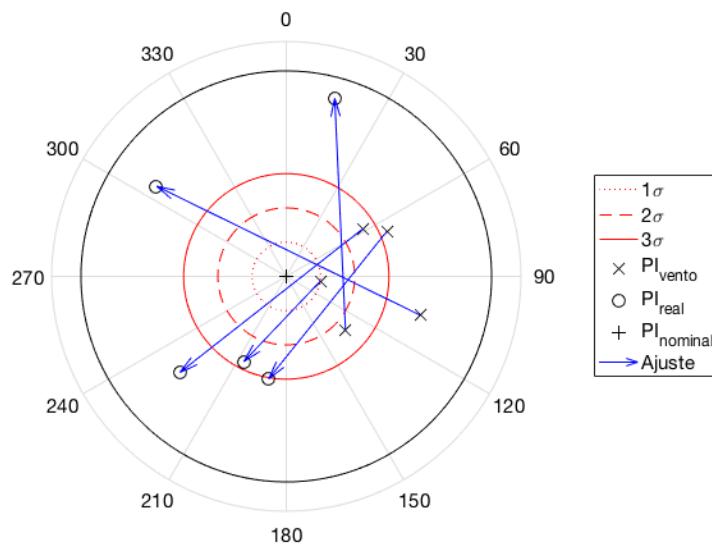


Figura 4: Ajustes do Ponto de Impacto para os lançamentos de 2010 a 2011.  
 Fonte: O Autor

**da Mata, H. O., Lindo, N. C.**

**VI FoPI**

$$D_{vento} = 3,1 \pm 1,3 \text{ km} \quad (7)$$

$$D_{real} = 4,6 \pm 1,3 \text{ km} \quad (8)$$

Já a figura 5 ilustra os ajustes realizados para os 8 lançamentos seguintes, de 2012 a 2016. Nela, observa-se que os ajustes resultaram em Ponto de Impacto reais mais próximas do que no caso de não se ter realizado ajuste algum. Ou seja os ajustes realizados para estes lançamentos melhoraram o apontamento, conforme cálculo apresentado nas equações 9 e 10:

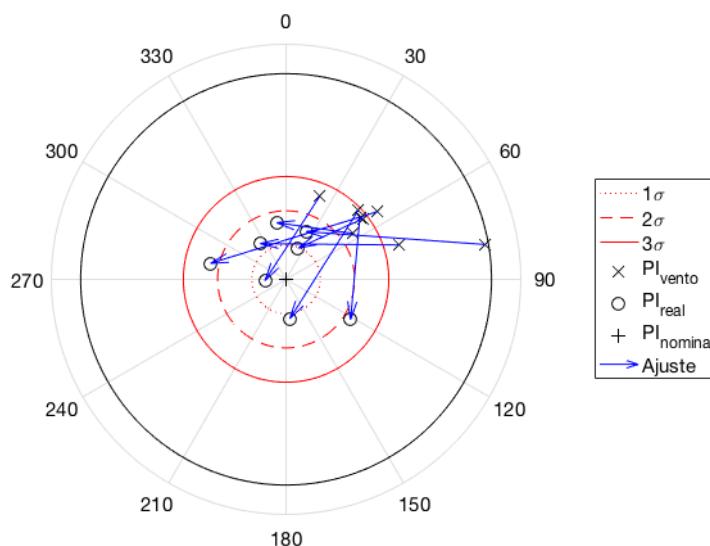


Figura 5: Ajustes do Ponto de Impacto para os lançamentos de 2012 a 2016.

Fonte: O Autor

$$D_{vento} = 3,8 \pm 1,3 \text{ km} \quad (9)$$

$$D_{real} = 1,7 \pm 0,7 \text{ km} \quad (10)$$

## 4 Conclusões

O Método Guará, empregado pelos operadores de Segurança de Voo do Centro de Lançamento de Alcântara para a obtenção do perfil de vento, simulação do Ponto de Impacto, compensação do efeito de vento e ajuste do lançador, se mostra como um método simples porém eficaz para se corrigir o apontamento do foguete. Ao se garantir que o veículo percorrerá uma trajetória próxima da Nominal prevista, os operadores de segurança de voo podem planejar a área a ser interditada para reduzir o risco à vida gerado pela operação.

Os resultados deste estudo mostram que os valores da Curva de Pesagem do Vento e do Deslocamento do Vento Unitário devem ser calculados de forma cuidadosa uma vez que uma diferença de 5% é capaz de tornar o apontamento ajustado pior do que o apontamento nominal.

**da Mata, H. O., Lindo, N. C.**

**VI FoPI**

Finalmente, observa-se que para os últimos lançamentos de FTB, a distância média do  $PI_{real}$  é menor que a metade da distância média do  $PI_{vento}$ . Com isso conclui-se que a atuação da Segurança de Voo é essencial para se ter um melhor apontamento do Ponto de Impacto de um veículo suborbital estabilizado aerodinamicamente.

## **Referências**

- J.W. Cornelisse, H.S. and Wakker, K.F., 1979. "Rocket propulsion and spaceflight dynamics".  
Kramer, 1976. "Rocket simulation - rosi: Analysis and specification of program rosi".  
Lewis, J.V., 1949. "The effect of wind and rotation of the earth on unguided rockets".  
Robert L. James, Jr., R.J.H., 1961. "Calculation of wind compensation for launching of unguided rockets".

# **Estudo sobre a relação entre a atividade geomagnética e cintilações de sinais de GPS em Natal-RN (Brasil)**

Abimael A. X. Barbosa<sup>1</sup>, Enivaldo Bonelli<sup>1</sup>, Gilvan L. Borba<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Universidade Federal do Rio Grande do Norte,  
Natal-RN, Brasil

## **Resumo**

Visando identificar a relação entre cintilações de GPS em Natal-RN (Brasil) e perturbações geomagnéticas de quaisquer intensidades e variações, este trabalho fez análises do comportamento ionosférico e de parâmetros magnéticos (Dst , AE e Bz do campo magnético interplanetário) concernentes a épocas distintas do ciclo solar do período entre os anos de 2000 e 2014. Parte dos dados desta pesquisa se originou no observatório da UFRN, a partir de uma placa GEC Plessey ligada a uma antena ANP -C 114 modificada pelo grupo Cornell University's Space Plasma Physics de modo a operar o ScintMon, um programa de monitoramento de GPS (Beach, 2001 [5]; Beach, 2008) [6]. Neste estudo, portanto, foram constatados vários casos de cintilações inibidas após a fase principal de tempestades magnéticas, fato que, juntamente com outros, corroboraram com a categorização de Aarons (1991) [2] e com os modelos de dínamo perturbado (de acordo com Bonelli, 2008 [8]) e de penetração over-shielding, defendido por Kelley et al. (1979) [11] e Abdu (2011) [4]. Além dessas constatações, foram notados diferentes aspectos morfológicos em tais perturbações no sinal de GPS de acordo com atividades magnéticas precedentes. Também foi constatada uma relação moderada ( $R^2 = 0,52$ ) entre a taxa de variação do índice Dst (de horário específico) e o S4 médio do sinal noturno, por meio de uma função polinomial. Tal constatação, portanto, corroborando com Ilma et al. (2012) [9], é uma importante evidência de que as cintilações de GPS não são diretamente controladas por indução magnética de tempestades. Ao concluir este trabalho, essa relação também se mostrou como um meio de previsão parcial de cintilações.

**Palavras-chave:** Dínamo Perturbado; Over-shielding; Índice Dst ; S4 médio; Tempestades Magnéticas.

## **1 Introdução**

Irregularidades na densidade de íons na alta atmosfera têm causado cintilações em ondas eletromagnéticas transionosféricas, o que significa problema em comunicações via satélite. A

**Barbosa, A. A. X.**

**VI FoPI**

navegação feita por GPS, portanto, pode se prejudicar durante a ocorrência desse fenômeno. Considerando, então, que um dos meios de orientação de aeronaves é o referido sistema de posicionamento, é compreensível, portanto, a relevância social de estudos que aprimorem o conhecimento acerca da relação entre perturbações geomagnéticas e a ocorrência/intensidade de cintilações de sinais de GPS. Autores têm se dedicado ao estudo e à divulgação de tal relação, de modo a contribuir para a previsão desse tipo de efeito ionosférico no sinal de GPS, (Aarons, 1991 [2]; Rezende et al., 2007 [15]; Li et al., 2008 [13]; Bonelli, 2008 [8]). Também contribuindo para tal propósito, a partir de dados procedentes de um observatório de Natal-RN (Brasil), produzidos em épocas distintas de um ciclo de atividades solares (de 2000 a 2014), dentro de períodos de ocorrência de cintilações desse local, este trabalho constitui-se na análise do comportamento desse tipo de erro no sinal de GPS concomitante à observação de atividades magnéticas de horas e dias precedentes. As questões que embasam este trabalho, portanto, são: Que modelos melhor explicam a relação entre tempestades magnéticas e as cintilações de GPS? A formação de irregularidades ionosféricas propiciadoras de cintilações de GPS é controlada por algum processo diretamente ligado à indução magnética? Épocas distintas do ciclo solar afetam o poder de influência de atividades geomagnéticas sobre tais irregularidades? A classificação feita por Aarons (1991) [2] contribui para a previsão de aumento/diminuição na intensidade de cintilações de GPS? É possível prever o S4 médio de tais cintilações a partir da taxa de variação do índice Dst? Considerando, então, a hipótese de efeitos de indução magnética sobre o campo elétrico zonal que é intensificado durante o por do Sol, um dos métodos para tal estudo foi a análise da relação entre a taxa de variação do índice Dst, calculada a partir de diferentes intervalos de horas (todos finalizados durante o crepúsculo) e a intensidade das cintilações da noite seguinte através do seu desvio padrão (S4). Também foram observados os gráficos de Dst e de S4 médio por minuto, fato que permitiu a visualização dos efeitos de tempestades magnéticas para diferentes horários da noite. Além desses meios, também foi utilizado o método dos mínimos quadrados para se modelar a previsão da intensidade das cintilações para diferentes meses do seu período de ocorrências mais intensas, para distintas fases do ciclo solar de 11 anos.

## 2 Materiais e método

Através do ScintMon (Beach, 2001 [5]; Beach, 2008 [6]), software desenvolvido pelo grupo Cornell University's Space Plasma Physics e executado através de uma placa GEC Plessey conectada a uma antena ANP -C 114, dados de cintilações de GPS gerados na estação da Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN), em Natal-RN, em diferentes épocas de atividade solar permitiram este estudo. Para ler tais dados, obtendo assim o índice S4 médio do sinal, a fim de identificar a intensidade das cintilações, foi utilizado o S4write1, programa gráfico de autoria do prof. E. Bonelli. Para relacionar tal média com atividades magnéticas, visando verificar a possibilidade de influência de indução magnética sobre a geração de irregularidades propiciadora de cintilações, foi calculada a taxa de variação de Dst para diferentes intervalos de horas anteriores à noite monitorada. Cada intervalo encerra-se durante o crepúsculo devido à intensificação do efeito dínamo durante esse horário, e, de 00 UT (Universal Time) a 20 UT, cada hora constituiu-se no inicio de intervalo. Em prosseguimento, portanto, após a identificação dos valores de S4 médio correspondente ao ruído - resultado de monitoramento de satélites de GPS durante o dia e seleção daqueles cuja trajetória era próxima ao zênite -, os

**Barbosa, A. A. X.**

**VI FoPI**

dados calculados com o índice geomagnético foram relacionados com os valores de S4 acima de 0.08, os quais não foram obtidos nesse procedimento. Nessa relação, foram analisadas as porcentagens de variações similares, de um dia para o seguinte, no aspecto de aumento ou diminuição, entre o S4 médio da noite (entre o crepúsculo e a meia noite) e a taxa de variação de Dst para diferentes intervalos de horas anteriores ao referido período noturno. Com tais dados, através do método dos mínimos quadrados, também se buscou construir um modelo de previsão de cintilações. Além desse procedimento, para verificar a resposta do sinal de GPS a diferentes atividades magnéticas, foram gerados e observados gráficos diários de Dst e de S4 médio por minuto.

### 3 Resultados e discussão

Os dados demonstraram que, para todas as épocas do ciclo solar estudadas, o enfraquecimento de cintilações ocorrido após intensas elevações do índice AE corroboraram com o modelo de dínamo perturbado, de modo semelhante aos resultados de Bonelli (2008) [8]. A antecedência de algumas horas à pouco mais de um dia dessa atividade auroral, em relação à noite com cintilações enfraquecidas, também evidenciaram esse mecanismo, o qual é normalmente acompanhado por intensificações da corrente de anel. Os resultados também indicaram que, para cintilações na banda L1 de GPS, os efeitos de tempestades de categorias 1 e 2, em 2000, fase de alta atividade solar, são os mesmos predominantemente observados por Aarons (1991) em VHF. Isso significa que tais classificações também são úteis para se prever, em tal fase solar, a ocorrência de inibição/intensificação do S4 médio referente ao sinal noturno (na frequência 1.5 GHz) da mencionada constelação de satélites. Baseado no trabalho de Kelley

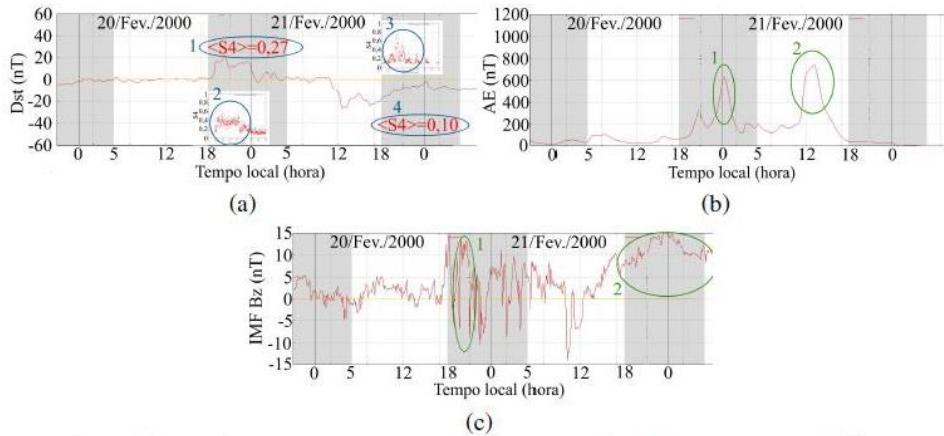


Figura 1: Esta tempestade da categoria 1 é seguida de uma atenuação do índice S4 do sinal de GPS sobre Natal-RN. Os dados de AE e de Bz do campo magnético interplanetário corroboram com o modelo do dínamo perturbado.

et al. (1979) [11] e em revisões de Kamide e Matsushita (1981) [10], de Kelley (2009) [12] e de Abdu (2011) [4], o perfil do Bz do campo magnético interplanetário indicou muitos ca-

**Barbosa, A. A. X.**

**VI FoPI**

sos de penetração de campo elétrico de convecção (over-shielding e undershielding) devido à indícios, em seu comportamento, de rápidas inversões, o que é acompanhado, de acordo com Kelley et al. (1979) [11], por enfraquecimento da blindagem magnetosférica oposta ao campo elétrico de convecção. Também se averiguou que, em vários casos de inibição do S4 médio após tempestades magnéticas, nem todas as cintilações são atenuadas, de modo que as dispersões concernentes se apresentam com aspectos irregulares (com picos acentuados), o que pode indicar que os mecanismos inibidores de cintilações estão associados à formação de irregularidades ionosféricas de pequena escala, as quais mantêm intensas perturbações no sinal eletromagnético por curtos períodos. Além desses resultados, este trabalho também demonstrou que, em 2006, época de menor produção de manchas solares, a ocorrência e a intensidade de cintilações foi menor, concordando com o trabalho de Rama Rao et al. (2006) [14]. Portanto, a menor incidência de radiação oriunda dos flares e o consequente enfraquecimento da ionização da alta atmosfera podem ter sido a causa da formação de irregularidades ionosféricas menos propícias ao surgimento de cintilações. Nesse período de baixa atividade solar os efeitos do aquecimento auroral se iniciaram com atraso, de modo que elevadas atividades aurorais de um dia não afetavam significativamente a noite seguinte. Tais constatações indicaram, então, que variações no número de manchas afetam a formação de irregularidade na ionosfera noturna, o que já fora testificado por Rama Rao et al. (2006) [14], e que fases de baixa atividades solares podem inibir o efeito de tempestades magnéticas sobre cintilações de GPS. Portanto, a relação entre a maior/menor produção diária de manchas e tais perturbações de sinais transitionosféricos pode embasar o entendimento do porque não se pôde encontrar uma forte correlação entre o S4 médio e a taxa de variação do Dst. Portanto, embora seja possível, a partir da análise de tempestades (fracas, moderadas ou fortes), prever o comportamento aproximado da ionosfera noturna em sua produção de irregularidades na densidade eletrônica, não há garantia de que uma previsão possa ser feita com boa aproximação tendo-se como base de dados apenas a taxa de variação do Dst. Esse fato constatado provavelmente é devido a influências de maior ou menor fluxo de energia irradiados dos flares. O desenvolvimento desse modelo de previsão parcial de cintilações, por meio de regressão polinomial, ainda indicou, pela baixa correlação no grau 1, que tais fenômenos ionosféricos não são diretamente controlados por indução magnética originada nas variações da corrente de anel. É possível que esse fato também se deva a variações diárias no fluxo de radiação ionizante emitida através de flares.

## 4 Considerações finais

Este trabalho, portanto, fortaleceu o modelo do dínamo perturbado como principal fator atenuante de cintilações de GPS, visto que a ação de campo elétrico under-shielding durante o horário do pico de pre reversão se mostrou menos frequente entre as tempestades analisadas, e a relação entre a taxa de variação do índice Dst e o S4 médio do sinal noturno de GPS não apresentou uma relação de proporcionalidade.

## Referências

- [1] Aarons, Jules. "Global morphology of ionospheric scintillations." Proceedings of the IEEE 70.4 (1982): 360-378.

**Barbosa, A. A. X.**

**VI FoPI**

- [2] Aarons, J. "The role of the ring current in the generation or inhibition of equatorial F layer irregularities during magnetic storms." *Radio Science* 26.4 (1991): 1131-1149.
- [3] Abdu, M. A. "Equatorial ionosphere–thermosphere system: Electrodynamics and irregularities." *Advances in Space Research* 35.5 (2005): 771-787.
- [4] Abdu, M. A. "Equatorial spread F/plasma bubble irregularities under storm time disturbance electric fields." *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics* 75 (2011): 44-56.
- [5] Beach, T.; Ledvina, B.; Kintner, P. *Scintillation Monitor Operations*, 2001.
- [6] Beach, Theodore Lyman. *Global positioning system studies of equatorial scintillations*. Diss. Cornell University, 1998.
- [7] Blanc, M., and A. D. Richmond. "The ionospheric disturbance dynamo." *Journal of Geophysical Research: Space Physics* 85.A4 (1980): 1669-1686.
- [8] Bonelli, E. "Attenuation of GPS scintillation in Brazil due to magnetic storms." *Space Weather* 6.9 (2008).
- [9] Ilma, R. R., M. C. Kelley, and C. A. Gonzales. "On a correlation between the ionospheric electric field and the time derivative of the magnetic field." *International Journal of Geophysics* 2012 (2012).
- [10] Kamide, Y., and S. Matsushita. "Penetration of high-latitude electric fields into low latitudes." *Journal of Atmospheric and Terrestrial Physics* 43.5 (1981): 411-425.
- [11] Kelley, M. C., Bela G. Fejer, and C. A. Gonzales. "An explanation for anomalous equatorial ionospheric electric fields associated with a northward turning of the interplanetary magnetic field." *Geophysical Research Letters* 6.4 (1979): 301-304.
- [12] Kelley, Michael C. *The Earth's Ionosphere: Plasma Physics & Electrodynamics*. Vol. 96. Academic press, 2009.
- [13] Li, Guozhu, et al. "Effects of geomagnetic storm on GPS ionospheric scintillations at Sanya." *Journal of atmospheric and solar-terrestrial physics* 70.7 (2008): 1034-1045.
- [14] Rao, PVS Rama, et al. "Morphological and spectral characteristics of L-band and VHF scintillations and their impact on trans-ionospheric communications." *Earth, planets and space* 58.7 (2006): 895-904.
- [15] Rezende, Luiz Felipe Campos de, et al. "Study of ionospheric irregularities during intense magnetic storms." *Revista Brasileira de Geofísica* 25 (2007): 151-158.

# **Desenvolvimento de motor-foguete no ensino da Engenharia Aeroespacial utilizando o método da Aprendizagem Baseada em Problemas (PBL)**

Calvin Souto Trubiene<sup>1</sup>, Emersson David Costa Claro do Nascimento<sup>2</sup>,  
Vinícius Fernandes<sup>3</sup>, Maria Clara Fogaça Monteiro<sup>4</sup>, Thais Maia Araújo<sup>5</sup>

<sup>1,2,3,4,5</sup>Universidade Federal do ABC

São Bernardo do Campo, Brasil

## **Resumo**

Neste trabalho é apresentada uma proposta de criação de uma disciplina, denominada Projeto de Propulsores para Foguetes, que empregará o método de Aprendizagem Baseada em Problemas (PBL) por meio da atividade de projeto, desenvolvimento, construção e testes de um motor de propelente sólido para foguetes executada por estudantes de graduação de engenharia aeroespacial. Os estudantes, que serão agrupados em equipes, calcularão todos os dados relevantes para caracterizar e desenvolver o motor-foguete desde as dimensões da tubeira e da câmara de combustão até a pressão de operação do sistema. As equipes também realizarão a campanha de teste estático do propulsor para verificação dos parâmetros utilizando uma bancada instrumentada. A comparação dos dados obtidos com os dados teóricos esperados deverá ser apresentada ao final da disciplina. Utilizando este método de ensino, é esperado que os estudantes envolvam-se rapidamente com o projeto, adquirindo habilidades de trabalho em equipe, fixação e aplicação dos conhecimentos adquiridos nos cursos de Ciência e Tecnologia e Engenharia Aeroespacial.

## **1 Introdução**

O intuito do curso de engenharia consiste na formação de profissionais que por meio de um amplo embasamento teórico e prático possam atuar com êxito nas áreas do conhecimento, seja em grandes empresas ou contribuindo para o setor científico por meio de pesquisas e inovação. O objetivo do projeto pedagógico do curso de Engenharia Aeroespacial, atrelado ao curso de Ciência e Tecnologia, da Universidade Federal do ABC (UFABC), é o de formar um engenheiro generalista que possa se especializar e atuar nas grandes áreas de estruturas aeroespaciais, dinâmica e controle, aerodinâmica e propulsão [1].

O sistema de ensino atual tende a se basear nas teorias e estruturar-se por meio de material encontrado na bibliografia. Grande parte das disciplinas profissionalizantes de engenharia exige conhecimento avançado de matemática e física, porém para tornar possível a resolução

**Trubiene, C. S.**

**VI FoPI**

por alunos, em curto período de tempo, diversas hipóteses simplificadoras são adotadas. Entretanto, é sabido que as situações reais fogem de tal simplicidade, e cada vez mais o mercado de trabalho demanda profissionais capazes de resolver problemas mais complexos, que envolvem soluções que exigem conhecimento interdisciplinar [2]. Portanto, novas maneiras de preparar o profissional para esse novo mercado vêm sendo testadas e adotadas.

A inserção de disciplinas práticas que visam à aprendizagem baseada em problemas - *problem-based learning* (PBL) - é um método que se provou eficiente para o enriquecimento da formação do aluno de engenharia [3]. A adoção desse método resultou em alunos mais engajados e interessados, que desenvolvem um maior entendimento de engenharia, e por terem contato com situações reais, conseguem fazer uma maior conexão entre o conteúdo estudado na graduação e seus interesses profissionais. As classes de PBL permitem ao aluno integrar fundamentos de engenharia de modo interdisciplinar, melhorando também a habilidade de resolução de problemas e o desenvolvimento da capacidade de realizar pesquisas.

O objetivo deste artigo é apresentar a proposta da criação de uma disciplina, denominada Projeto de Propulsores para Foguetes, em que o aluno terá que participar, em equipe, da execução de um projeto que envolve a construção e testes de um motor-foguete. A ideia principal é expor os alunos em situações similares às reais, em que terão que buscar solução de problemas técnicos e tomar decisões, em um curto prazo [4].

## 2 A Disciplina

A proposta é que a disciplina, Projeto de Propulsores para Foguetes, tenha duração de quarenta e oito horas distribuídas por doze semanas, numa rotina de quatro horas semanais entre aulas em sala e atividades laboratoriais. Prevê-se uma oferta de trinta vagas que formarão seis equipes de cinco estudantes. A disciplina será ministrada por um professor-doutor acompanhado por um monitor acadêmico e um voluntário [2].

Através da disciplina prática aqui sendo apresentada, busca-se que o aluno: a. Aprenda os mais relevantes conceitos do problema de engenharia no mais apropriado nível de aprofundamento; b. Familiarize-se com as melhores ferramentas práticas baseadas em pesquisa científica; c. Agregue uma visão mais focada em como um engenheiro de campo pensa e soluciona problemas na pesquisa científica; e d. Contribuir com a excelência técnica da especialização em aerotermodinâmica e propulsão, disponível no curso de engenharia aeroespacial da UFABC.

Primeiramente, as regras da disciplina e as normas gerais de segurança serão apresentadas para a produção de propelente, manuseio de equipamentos e operação do teste estático. Após a aula introdutória, os alunos terão aulas teóricas contemplando o histórico do desenvolvimento de motores para foguetes, tipos de propulsores e vantagens e desvantagens, introdução ao funcionamento de motores de propelente sólido, razão de queima do propelente, velocidade de saída dos gases, cálculo do empuxo, impulso total, impulso específico, inibidores e proteção térmica.

Concomitantemente, os alunos trabalhariam ferramentas computacionais para calcular e projetar o propulsor de propelente sólido de acordo com os requisitos definidos. O estudante seria responsável por caracterizar, dimensionar e projetar: a. câmara de combustão; b. tuberia; c. tampa ou *bulkhead*; d. inibidor do propelente; e. proteção térmica, e f. aditivos e *binders*.

Tabela 1: Inventário de equipamentos e materiais.

Descrição	Quantidade	Reutilizável?
Base de teste estático	1 un.	Sim
Nitrato de potássio	0,50 kg	Não
Sacarose	0,30 kg	Não
Ignitor	1 un.	Não
Furadeira	1 un.	Sim
Massa adesiva epóxi	1 un.	Não
Arruela	1 un.	Não
Tubo de PVC	1 un.	Não
Tampa para tubo de PVC	1 un.	Não
Conexão para tubo de PVC	1 un.	Não
Cola para PVC	1 un.	Não
Papel A4 sulfite	5 un.	Não
Tarugo de Aço	1 un.	Não

Ao fim das aulas teóricas que possuem a intenção de agregar know-how de projeto aos alunos, a equipe de ensino apresentará as técnicas de produção de propelente sólido, de manufatura das peças do motor e aquisição de dados da base de teste estático.

O propelente que seria utilizado pelos alunos é o KNSU, que é uma mistura de nitrato de potássio e sacarose em uma razão oxidante-combustível ideal de 65/35. Este tipo de propelente é amplamente utilizado por grupos escolares e amadores, apresentando nenhum risco [5].

A etapa final da disciplina será a campanha de teste dos motores, que é quando os alunos adquirirão os dados de empuxo e temperatura, que deverão ser analisados e apresentados como resultados.

Os materiais e equipamentos necessários para a construção do motor-foguete serão fornecidos pela instituição. A Tabela 1 apresenta a lista de equipamentos e materiais necessários para completar o projeto e mostra quais materiais são reutilizáveis. A maioria dos itens é de baixo-custo e facilmente encontrado em lojas do ramo ou diretamente com os fornecedores.

Para realização da usinagem das partes do motor-foguete, as equipes poderão utilizar a oficina mecânica da UFABC e para outras tarefas poderão utilizar os laboratórios úmido e seco, sempre com a supervisão de um responsável.

A avaliação será baseada em desempenho de trabalho em equipe e contribuição individual de cada membro. Reconhecimento deverá ser dado para a conquista da equipe como um todo e, também, para a contribuição individual de cada membro para o resultado final. Cada estudante será avaliado individualmente.

A nota deverá ser um reflexo de como o estudante evoluiu durante o disciplina, pois o professor terá contato com os alunos durante as revisões e as entregas de relatórios. Também serão considerados para a nota os resultados das auto avaliações e das revisões pareadas, que serão feitas durante a entrega de cada relatório parcial, que constituem informações relevantes quanto à atitude, desempenho e o trabalho de cada membro da equipe. A nota final de cada aluno será obtida pela mistura entre 40% da nota em grupo, 30% da revisão pareada e 30% da nota individual [6].

**Trubiene, C. S.**

**VI FoPI**

### **3 Metodologia de Ensino**

A metodologia de ensino que será adotada na disciplina de projeto de motores-foguete é principalmente inspirada na técnica de Grupos de Quebra Cabeça [3], na qual todo o assunto de estudo é dividido em várias partes ou peças equivalentes que serão distribuídas aos estudantes dentro de uma equipe. Ou seja, no caso em questão, uma mesma parte/peça do motor foguete é distribuída para todas as equipes. Um estudante de cada equipe deve ser escolhido para formar um conjunto paralelo de estudo chamado “grupo de peritos”. Os peritos deverão se reunir para executar debates técnicos e tarefas pré-determinadas e, em seguida, retornar às equipes com o objetivo de transferir o conhecimento adquirido. O resultado seria que cada equipe teria um perito para cada parte/peça do motor foguete e, consequentemente, significante parte do processo de ensino teria sido realizada pelos próprios estudantes.

Segundo a metodologia o assunto será dividido em quatro tarefas principais regidas pelos seguintes peritos:

- Engenheiro de Missão: coordenará todas as tarefas e os outros peritos, solucionará as equações de combustão do propelente sólido e apresentará os resultados finais da equipe na entrega do relatório final.

- Engenheiro de Desenvolvimento: será responsável pelo desenho técnico e liderará a montagem do propulsor.

- Engenheiro de Qualidade e Confiabilidade: será responsável pela preparação do propelente sólido, certificará a montagem do propulsor e analisará a confiabilidade do produto.

- Engenheiro de Operações: elaborará os procedimentos de operação do teste estático para garantir a segurança da missão e dará o comando de ignição do propulsor na bancada instrumentada.

Diversos encontros das equipes ocorrerão e, também, encontros dos grupos de peritos, como encontros para compartilhar a função de cada aluno na equipe ou encontros para compartilhar o conhecimento adquirido para os outros membros.

O primeiro encontro entre os peritos focará na identificação das tarefas e responsabilidades principais, nos problemas envolvidos no projeto e na montagem do propulsor. Para assegurar que os encontros sejam proveitosos e produtivos, os peritos deverão reportar, de forma rápida e concisa, sobre o trabalho feito até o momento do encontro. Para cada encontro, o tempo de cada sessão, reportando o trabalho feito e deverão ser anotadas as metas alcançadas.

O trabalho realizado por cada equipe de alunos será materializado em quatro relatórios ou manuais parciais e um relatório final, que deverão ser entregues antes da data limite. Caso não ocorra a entrega dos documentos, o professor responsável pela disciplina deverá negar a permissão para o teste estático da respectiva equipe. Listados em ordem cronológica, os relatórios ou manuais serão:

- Relatório de Especificações Técnicas: deverá incluir todos os cálculos de pressão de operação, empuxo, impulso específico, massa de oxidante e combustível, impulso total, dimensões e quantidade de segmentos de propelente sólido, dimensões e desenhos técnicos da câmara de combustão e razão da área de saída em relação à garganta da tubeira.

- Manual de Preparo do Propelente Sólido: deverá incorporar todas as medidas de segurança para a produção do propelente sólido nos laboratórios da universidade como, por exemplo, uso de equipamentos de proteção individual, tipos de equipamentos que serão utilizados, localização das saídas de emergência, procedimentos em caso de acidente, entre outros procedimentos e normas.

**Trubiene, C. S.**

**VI FoPI**

- Relatório Parcial: deverá conter todas as informações dos relatórios anteriores e, também, os dados da confecção de propelente e montagem do motor. Este relatório já indicará as diferenças entre o modelo teórico e o prático do propulsor.

- Manual dos Procedimentos de Operação: deverá incluir todos os checklists da campanha do teste estático, informações e procedimentos de segurança e métodos para aquisição dos dados dos instrumentos da bancada.

- Relatório Final: deverá ser entregue com o resumo das atividades feitas pela equipe principal incluindo os dados resultantes do teste estático e a comparação com os dados teóricos esperados. Adicionalmente, durante a entrega dos relatórios finais, cada equipe deverá apresentar formalmente o trabalho realizado durante a disciplina para os outros estudantes e para os professores. Após a apresentação, os membros da equipe serão questionados sobre problemas técnicos, administrativos e de desempenho.

Adicionalmente, durante a entrega dos relatórios finais, cada equipe deverá apresentar formalmente o trabalho feito durante o curso para os outros estudantes e para os professores. Após a apresentação, os membros da equipe seriam questionados sobre problemas técnicos, administrativos e de desempenho.

## 4 Conteúdo Programático

Como explicado anteriormente, a estratégia metodológica de Grupos de Quebra Cabeça será utilizada como referência base no planejamento da disciplina. Certas características deste método serão modificadas para se adequar à natureza do assunto e aos objetivos citados.

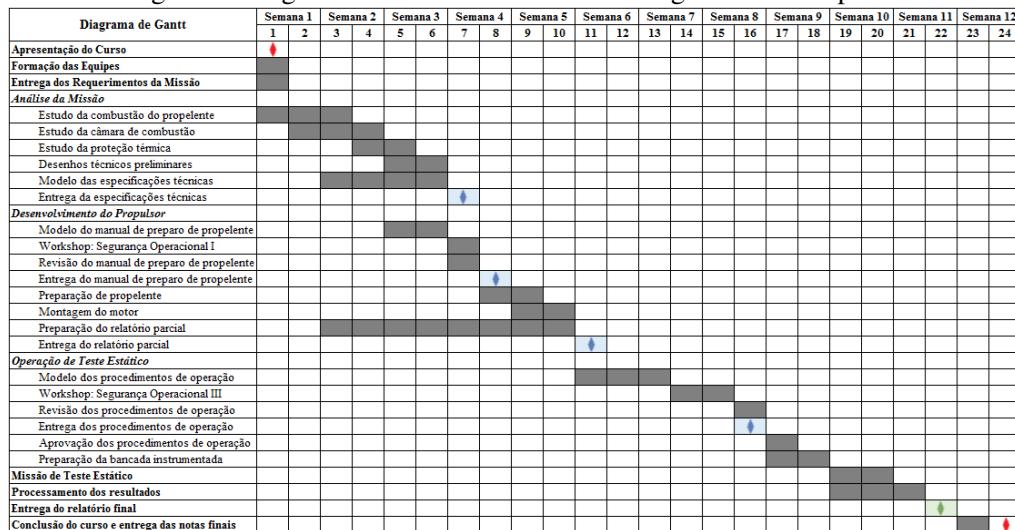
Diversos pontos importantes serão revelados ao longo do projeto, assim como as datas de entrega dos relatórios parciais e resultados. Durante a primeira aula, depois da apresentação da disciplina, o professor e responsáveis assumirão o papel de uma agência espacial ou empresa aeroespacial e fornecerão aos estudantes informações relacionadas aos requerimentos que devem ser cumpridos pela missão e outras informações relevantes como, por exemplo, o perfil de empuxo do motor. A partir deste momento, as equipes serão montadas para planejar e atingir os objetivos de projetar, construir e testar o motor-foguete.

O conteúdo programático da disciplina, que está representado por um Diagrama de Gantt indicado na Figura 1, será contemplado em 12 semanas, sendo estimado o início dos testes a partir da sexta semana.

As primeiras três semanas os alunos receberão aulas relacionadas à propulsão de foguetes e o comportamento de um motor-foguete. Na sétima semana receberão as especificações técnicas do propulsor, marcando a entrada na fase de desenvolvimento do motor-foguete, que se estenderá até a sexta semana, com a entrega do relatório parcial de trabalho. Após a entrega se inicia a fase de preparação do teste estático com ensaios sobre segurança operacional e preparo da instrumentação de testes, que se estende até a nona semana.

Finalmente, o motor-foguete será certificado e testado durante a campanha de operação. Uma vez finalizado o teste estático, na décima semana, os alunos serão orientados a processar e interpretar os resultados e produzirão um relatório final, finalizando o disciplina na décima primeira semana.

**Figura 1: Diagrama de Gantt indicando o cronograma da disciplina.**



## 5 Gestão do Projeto

Uma plataforma de gerenciamento de projetos será utilizada por todas as equipes. O *software Microsoft Project*, que é disponibilizado gratuitamente para todos os alunos da UFABC, fornece aplicações básicas de gestão como organização e planejamento de tarefas, alocação de recursos humanos e materiais, andamento do projeto e várias outras funções<sup>1</sup>. Desta forma, os membros de cada equipe poderão organizar trabalhos, compartilhar arquivos, comunicar e coordenar esforços, assim como é feito no ambiente profissional.

Adicionalmente, o *software Microsoft Project* possui uma arquitetura online que poderá ser utilizada para repositório de arquivos, notificação de mensagens e comunicação entre membros de outras equipes. Consequentemente, essa função fornece uma combinação adequada para os conceitos de gerenciamento de projetos de aprendizagem e, ao mesmo tempo, cooperação, interação e características remotas que contribuem para todo o processo de aprendizagem.

Todas as informações disponibilizadas na plataforma serão guardadas em banco de dados online, conhecidos como nuvem, de forma que todos os estudantes e professores poderão acessar por meio de qualquer computador conectado à internet.

Todos os dados e informações que poderão ser úteis aos estudantes também estarão disponíveis na nuvem. Por exemplo, os alunos encontrarão desde o começo da disciplina os requisitos da missão, normas básicas de segurança, normas para utilização dos laboratórios e o planejamento do disciplina.

A plataforma também auxiliará na interação professor e aluno, pois eventuais dúvidas e questões poderão ser mais rapidamente abordadas.

<sup>1</sup><https://products.office.com/en/project-and-portfolio-management-software>

Trubiene, C. S.

VI FoPI

## 6 Resultados Esperados

No geral, as experiências de disciplinas que utilizam o método PBL mostram que os estudantes acham que a aprendizagem é mais interessante e engajadora. Também, os alunos demonstram um desenvolvimento mais profundo no entendimento da engenharia e seus fundamentos, pois procuram buscar conhecimento por eles mesmos e ativamente usam o know-how para completar seus próprios projetos. Além disso, com a ênfase na aprendizagem de contextos do mundo real, os estudantes percebem conexões entre o assunto do curso com seus próprios interesses profissionais [2-8].

Este tipo de disciplina já foi implementado em outros países com grande sucesso como, por exemplo, no curso de engenharia aeroespacial das seguintes universidades: *TU Delft, Massachusetts Institute of Technology (MIT), Queen's University of Belfast, Technische Universiteit Eindhoven e Royal Melbourne Institute of Technology* [4,6].

O investimento na formação de recursos humanos é essencial para o prosseguimento do Programa Espacial Brasileiro, desta forma, a disciplina proposta colaboraria para o ensino, pesquisa e extensão no setor aeroespacial e, também, contribuiria motivando novos graduandos pelo encontro à vocação aeroespacial.

Espera-se, portanto, que a proposta da criação da disciplina Projeto de Propulsor para Foguetes, além de promover aprendizado de conteúdo técnico de propulsão acentue a experiência de trabalho em grupo para cada estudante e, assim, promova um aprendizado ativo, desenvolvendo cada aluno nas habilidades de trabalho em equipe, transmissão de conhecimento adquirido e autonomia de aprendizado e organização.

## Referências

- [1] Centro de Engenharia, Modelagem e Ciências Sociais Aplicadas (CECS) (2013). Projeto Pedagógico das Engenharias. UFABC, pp. 88-108.
- [2] García-Berro, E., Montlaur, A., Prats, X., Rojas, J. I. (2008). Model Rocket Workshop: a problem-based learning experience for engineering students. International Journal of Emerging Technologies in Learning 3 (4), pp. 70–77.
- [3] Blair, K. B., Brodeur, D. R., Young, P. W. (2002). Problem-Based Learning in Aerospace Engineering. Proceedings of the American Society for Engineering Education Annual Conference & Exposition, Session 2202.
- [4] Perrenet, J. C., Bouhuys, P. A. J., Smits, J. G. M. M. (2000). The Suitability of Problem-based Learning for Engineering Education: theory and practice. Teaching in Higher Education, 5 (3).
- [5] Foltran, A.C., et al. (2015). Burning Rate Measurement of KNSu Propellant Obtained by Mechanical Press. J. Aerosp. Technol. Manag. São José dos Campos, 7 (3) 193-199.
- [6] Freeman, C., Jigsaw, H. A. (2004). Case Study Technique Where Students Become Experts, Journal of College Science Teaching.

**Trubiene, C. S.**

**VI FoPI**

- [7] Brügemann, V.P., Brummelen, E. H., Melkert, J.A., et al. (2005). An example of Active Learning in Aerospace Engineering. Research and Practice of Active Learning in Engineering Education, Amsterdam University Press, pp. 154-163.
- [8] Mathew, A., Spencer, D. B. (2008). Incorporating Cooperative Learning Activities into Traditional Aerospace Engineering Curricula. Journal of Aviation/Aerospace Education & Research, 17 (3).

## Projeto PHiLO- Sistema de Diagnóstico

A.C. Oliveira<sup>1</sup>, M.M. Borges<sup>1</sup>, J.B. Chanes Jr.<sup>1</sup>, B.B. Nascimento<sup>2</sup>, I.S. Rêgo<sup>1</sup>, P.G.P. Toro<sup>1</sup>, M.A.S. Minucci<sup>1</sup>

<sup>1</sup>IEAV/DCTA, <sup>2</sup>FATEC SJC

São José dos Campos, Brasil

### Resumo

O Projeto PHiLO visa o desenvolvimento de uma plataforma de lançamento orbital customizada para nanossatélites. A plataforma é derivada do Acelerador Hipersônico de Massa (AHM) do IEAv/DCTA. Para a otimização do AHM e o domínio da combustão supersônica que ocorre em seu interior, algumas implementações estão sendo feitas, destacando-se a filmagem do voo do veículo, a determinação de sua posição e velocidade por sensor magnético e o controle da mistura energética.

### 1 Projeto

O Projeto PHiLO (Plataforma Hipersônica de Lançamento Orbital) que está em fase de elaboração, é uma iniciativa conjunta entre o IEAv, ITA e CLBI, por parte do DCTA, a UFRN e o INPE-CRN, que visa o desenvolvimento de uma infraestrutura de pesquisa e ensino a partir da construção de uma plataforma customizada para o lançamento de nanossatélites. O projeto tem como ponto de partida transformar em plataforma de lançamento o Acelerador Hipersônico de Massa (AHM) do IEAv. Assim, a ideia inicial do projeto é fazer lançamentos atmosféricos de modelos (veículos) com velocidade hipersônica para dominar as várias etapas envolvidas até se chegar a um projeto de plataforma de dimensões apropriadas para acomodar tanto a carga útil quanto o propulsor para a etapa final de ajuste de órbita.

## 2 O Acelerador Hipersônico de Massa

O Acelerador Hipersônico de Massa (AHM), projetado e construído no Instituto de Estudos Avançados (IEAv), é um dispositivo que acelera um modelo de perfil aerodinâmico apropriado, no interior de um tubo longo, a velocidades hipersônicas. O AHM é constituído de três seções: a do Acelerador Supersônico a Gás Leve, que acelera o modelo por meio da expansão de He a alta pressão e a alta temperatura; a segunda seção, denominada de “Ram Accelerator”, que acelera o modelo por meio de combustão supersônica e, por fim, a seção de desaceleração, que é um tanque onde o modelo realiza um voo livre e colide com um cilindro de parafina.

O princípio de funcionamento baseia-se na tecnologia do “Ram Accelerator” [1], que é um tubo longo pressurizado com uma mistura energética composta de um combustível, oxidante e diluente. O Acelerador Supersônico a Gás Leve (ASGL), por meio da expansão de um gás leve a alta temperatura e a alta pressão, lança o modelo no interior deste tubo com velocidade supersônica. A onda de choque formada no nariz do modelo é refletida nas paredes internas do tubo e concentra-se na sua traseira, produzindo um aumento de temperatura suficiente para detonar a mistura energética, criando uma região de altíssima pressão que acelera o modelo. O fenômeno está representado na fig. (1) e os gases mais utilizados neste processo são o metano como combustível, o oxigênio como oxidante e o nitrogênio como diluente.

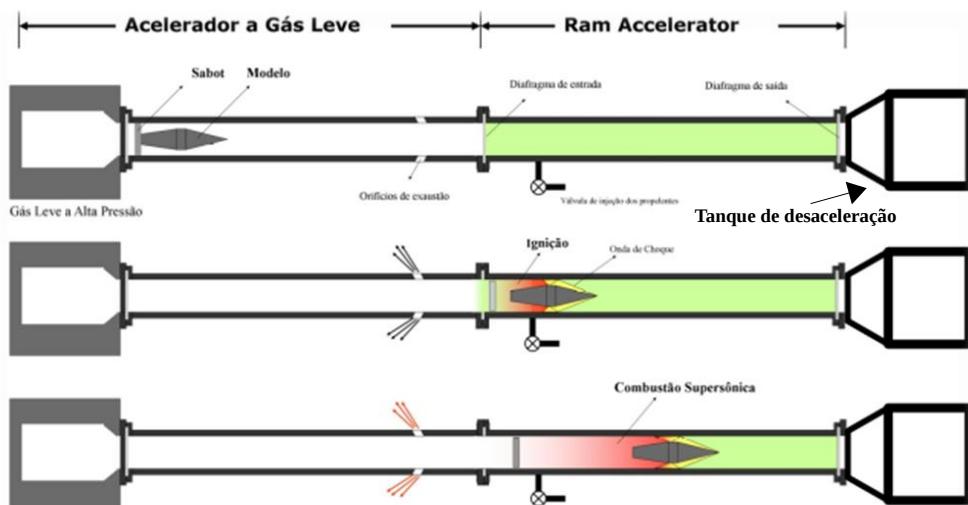


Figura 1: Funcionamento do AHM.

### 3 Implementações

Estão sendo implementadas novas técnicas de diagnóstico e procedimentos de operação do AHM, visando maior controle de operação e obtenção de medidas que não dependam somente de sensores de pressão.

1. Desenvolvimento e caracterização de um método de preenchimento da seção de aceleração do AHM com os propelentes nas proporções desejadas.
2. Desenvolvimento e caracterização de um método de coleta dos reagentes e os produtos da combustão, sem contaminar as amostras.
3. Incorporação da técnica de espectroscopia de massa para a análise qualitativa e quantitativa dos reagentes e dos produtos da combustão supersônica, presentes na seção “RAM Accelerator” do AHM.
4. Desenvolvimento e caracterização de uma eletroválvula, projetada para a coleta dos produtos da combustão.
5. Desenvolvimento de um sensor magnético de posição e de velocidade do modelo. Este sistema de medida permite registrar a posição do modelo no interior das seções durante o seu lançamento e a obtenção dos perfis de velocidade e de aceleração .
6. Incorporação de uma câmera de alta velocidade (30.000 fps) para filmar o voo livre do modelo no interior do tanque de desaceleração

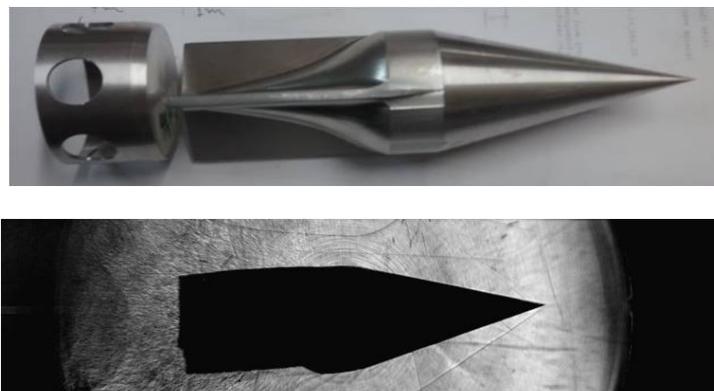
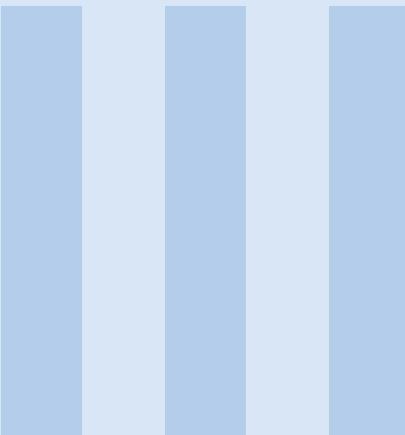


Figura 2: Modelo e sabot (superior) ; modelo em voo. (inferior).

## Referências

- [1] A. HERTZBERG, A. P. BRUCKNER, and D. W. BOGDANOFF; “Ram accelerator - A new chemical method for accelerating projectiles to ultrahigh velocities”, AIAA Journal 1988 26:2,



# Educação e Espaço<sup>5</sup>

22	Mini Foguetes na Educação Para o Espaço <i>Paula, J.R. A.; Bandeirante, T.M.</i> . . . . .	135
23	The Mars Habitat: o pioneirismo da primeira estação de pesquisa sobre Marte no hemisfério sul <i>Rezende, J.F.D.; Nascimento, J.D.</i> . . . . .	137
24	O impacto Educacional e Motivacional do Evento Space Camp Brasil no Programa Espacial Brasileiro <i>Loureiro, O.B.</i> . . . . .	140
25	A Plataforma WEB como Ferramenta de Ensino e Espaço <i>Lima, C.M.; Oliveira, F.M.B.</i> . . . . .	144
26	Impacto do Movimento NewSpace na Competitividade do Programa Espacial Brasileiro no Cenário Nacional e Internacional <i>Loureiro, O.B.</i> . . . . .	148



## Mini Foguetes na Educação Para o Espaço

José Roberto de Andrade e Paula, Tiago Marinho  
BANDEIRANTE, GeoMinds Free Education  
Recife, Brasil

### Resumo

A aplicação mais nobre do mini foguete é como suporte educacional. Afinal por trás dos lançamentos de tais engenhos, estão envolvidos conceitos de física, química, matemática, eletricidade e até mesmo a eletrônica e arte industrial

Assim aquelas teorias normalmente ensinadas na escola podem ser melhor compreendidas e assimiladas, através da prática de montagem e lançamento de mini foguetes.

Durante este ano de 2016 tal uso está se tornando um sucesso no meio pedagógico e alunos na área do grande Recife em forma de competição de foguetes, também a Semana Nacional de Ciencia e Tecnologia os polos em Pernambuco estão todos com lançamento de mini foguetes como meio de divulgação científica.

### 1 Apresentação dos mini foguetes

Os mini foguetes são pequenos engenhos que voam nas baixas altitudes e usam os conhecimentos dos grandes foguetes espaciais

Temos hoje fabricados no Brasil mini foguetes e micro motores de foguete educacionais de qualidade e segurança que nada devem aos importados. Em sua construção não existem partes metálicas, é construído totalmente em papelão (tubo), madeira balsa ou DEPROM (aletas, secções de trânsição e ogivas) e plásticos (ogivas e paraquedas). Um mínimo de material metálico é permitido em cargas úteis (componentes eletrônicos e outros dispositivos menores)

Os alunos não lidam com combustíveis de foguete, os micro motores são comerciais e certificados seguindo um rígido controle de qualidade.

O peso total de um mini foguete está restrito, pelas normas da NAR(National Association of Rocketry), a 1500 gramas.

Todo mini foguete deve, segundo normas de segurança da NAR (e por um bom senso), possuir um sistema de recuperação, seja por paraquedas, fita streamer ou outro meio que impeça o engenho retornar ao solo com velocidade elevada. A ejeção do paraquedas ou streamer é realizada pirotecnicamente através de uma carga de ejeção existente no próprio propulsor.

As alturas atingidas geralmente não ultrapassam 1000 metros

As fases do voo típico compreendem

- a) Fase propulsada
- b) Fase não propulsada ascendente, com geração de fumaça para rastreamento óptico e ao mesmo tempo a temporização para ativação da ejeção do paraquedas.
- c) Fase de queda livre
- d) Ejeção do paraquedas
- e) Fase descendente com sustentação pelo paraquedas até a aterrissagem

## 2 Aspectos do motor de mini foguete

Os foguetes utilizados são de motor de combustão sólida. Todos lotes de motores, 2% são testados em banco de provas e certificados pela empresa BANDEIRANTE (Tecnologia Aeroespacial para a Educação) que conta com grande experiência de 17 anos de mercado. A potencia dos motores usados determinarão as classificações e seguida de acordo com a área onde os lançamentos vão ser feitos conforme tabela abaixo

Impulso total [N.s]	Tipo de motor equivalente	Dimensões mínimas [m]
0,00 - 1,25	½ A	15,24
1,26 - 2,50	A	30,48
2,51 - 5,00	B	60,96
5,01 - 10,00	C	121,92
10,01 - 20,00	D	152,40
20,01 - 40,00	E	304,80

## 3 Final

A Boa Vista Modelismo Ltda. – BANDEIRANTE, é uma empresa criada em primeiro de setembro de 1999, de direito privado, que tem como objetivo desenvolver atividades voltadas para o estudo científico usando mini foguetes espaciais, proporcionando ao jovem e adulto uma preocupação maior sobre a área científica, um tanto desconhecida pela maioria do nosso povo brasileiro.

Com nossos 17 anos de experiência ininterruptas, ganhamos uma vasta experiência tanto na fabricação, como em eventos educacionais com Foguetes Espaciais Educativos.

Temos hoje mini foguetes Educacionais de qualidade e segurança que nada devem aos importados. Em sua construção não existem partes metálicas, é construído totalmente com papel e plástico

Como empresa, a BANDEIRANTE tem em seu vértice organizacional, três linhas de atuação

- 1) - Uma linha voltada para fabricação de Kits de mini foguetes
- 2) - Uma voltada para a fabricação dos micro motores de foguete.
- 3) - Uma voltada para eventos educacionais na área científica com o uso de mini foguetes

## Referencias

- [1] © 1993 The Regents of the University of California  
*LHS GEMS: Experimenting With Model Rockets*
- [2] BANDEIRANTE Foguetes Espaciais Educativos. Catálogo, 2016.
- [3] NAR – National Association of Rocketry – USA –  
“Safety Code”, 2016
- [4] ESTES INDUSTRIES. Catálogo, 1997.
- [5] Associação Brasileira de Mini Foguetes – ABMF – Curitiba - PR

## **The Mars Habitat: o pioneirismo da primeira estação de pesquisa sobre Marte no hemisfério sul**

Julio Francisco Dantas de Rezende, José-Dias do Nascimento  
Universidade Federal do Rio Grande do Norte – UFRN

Natal, Brasil.

[juliofdrezende@hotmail.com](mailto:juliofdrezende@hotmail.com), [jdonascimento@fisica.ufrn.br](mailto:jdonascimento@fisica.ufrn.br)

### **Resumo**

Este artigo apresenta as reflexões sobre o desenvolvimento do projeto The Mars Habitat, estação de pesquisa sobre Marte a ser criada no sertão do Rio Grande do Norte, na região rural de Picos em Caiçara do Rio do Vento, a 100 km de Natal. A iniciativa é desenvolvida no Núcleo de Pesquisa em Engenharia, Ciência e Sustentabilidade do Semiárido (NUPECS). Este projeto apresenta 10 objetivos que foram delineados para o laboratório e apresenta 14 desafios tecnológicos a serem enfrentados para se conseguir colocar em operacionalização a estação de pesquisa. O status atual de desenvolvimento da estação de pesquisa gera uma grande oportunidade de novas parcerias, aprendizados e divulgação científica.

### **1. Introdução**

The Mars Habitat ([www.marshabitat.blogspot.com](http://www.marshabitat.blogspot.com)) é uma estação de pesquisa de Marte que estará operando na região semiárida do Nordeste brasileiro, na cidade de Caiçara do Rio do Vento - Rio Grande do Norte.

Trata-se da primeira estação de pesquisa sobre Marte no hemisfério sul. A seguir pode-se ver imagem da região do semiárido onde está localizado o The Mars Habitat.

**Figura 1 – Local onde funcionará o The Mars Habitat**



Fonte: o autor.

The Mars Habitat é um dos projetos desenvolvidos no Núcleo de Pesquisa em Engenharia, Ciência e Sustentabilidade do Semiárido (NUPECS) da Universidade Federal do Rio Grande do Norte - UFRN. Mais informações sobre o NUPECS podem ser obtidas em: [www.NupecsUFRN.blogspot.com](http://www.NupecsUFRN.blogspot.com).

O projeto é baseado no Departamento de Engenharia Industrial e coordenado pelo professor Julio F. D. Rezende, PhD. The Mars Habitat está na fase inicial

convidando pesquisadores dos diferentes departamentos de engenharia e física para desenvolver tecnologias que operarão na estação de pesquisa.

## **2. Objetivos da The Mars Habitat**

A decisão sobre a criação de The Mars Habitat está relacionada com os 10 objetivos seguintes:

- 1) Ser um espaço para desenvolver tecnologias para estar operando em Marte e apoiar a habitabilidade no planeta vermelho;
- 2) Desenvolver tecnologias relacionadas com o abastecimento de água, comida, abrigo e roupas aplicadas à Marte e regiões áridas do planeta Terra.
- 3) Como um Centro de Pesquisa Identificar tecnologias mundiais que estariam recebendo a colaboração de pesquisadores da Universidade Federal do Rio Grande do Norte - UFRN;
- 4) Identificar possíveis resultados / tecnologias desenvolvidas nas Estações de Investigação de Marte que seriam transferidas para comunidades afetadas pelas mudanças climáticas (secas e temperaturas severas);
- 5) Estabelecer parcerias com grupos de investigação espacial em todo o mundo;
- 6) Ser um lugar educativo para educadores e estudantes encontrarem novos conhecimentos relacionados à Ciência, Tecnologia, Engenharia e Matemática (STEM) e sustentabilidade pessoal;
- 7) Ser um lugar para incentivar novos cientistas em termos de novas habilidades de comunicação, habilidades de pensamento criativo e habilidades tradicionais e de tecnologia.
- 8) Colaborar com a comunidade e as famílias de Caiçara do Rio do Vento com foco em mudanças de atitudes dos estudantes em relação à ciência e uma consciência de percursos universitários e oportunidades para as carreiras científicas.
- 9) Ser uma organização para apoiar novas estações de pesquisa sobre Marte e Agências Espaciais Internacionais;
- 10) Ser um ator participativo no debate da Agenda para o Desenvolvimento Sustentável e as novas práticas em regiões áridas e semiáridas relacionadas com os Objetivos de Desenvolvimento Sustentável (ODS) trazendo a colaboração com o ambiente, a sociedade e a economia dos territórios.

## **3. Desafios da operacionalização do The Mars Habitat**

O desenvolvimento do modelo do The Mars Habitat envolverá várias áreas de conhecimento no campo da engenharia e ciências segundo o conceito *crowd collaboration*.

Conforme o modelo proposto, serão feitas convocatórias para que pesquisadores interessados possam contribuir de vários modos diferentes. Algumas áreas que demandam-se soluções e proposições de tecnologias a serem desenvolvidas são:

- 1 – Projeto conceitual conforme aspectos de ecodesign para a estação de pesquisa sobre Marte;
- 2 - Tecnologia para abastecimento de água e tratamento de esgoto – microssistema tecnológico de tratamento e reaproveitamento de água em sistema circular fechado;
- 3 - Tecnologia para tratamento de ar – microssistema tecnológico de purificação de oxigênio em sistema circular fechado, planejamento e distribuição de dutos de ar e qualidade do ar.

- 4 - Planejamento, suprimento e preparação de alimentos;
- 5 - Tecnologia para funcionamento do BioHabitat – estufa e composição de cultivo de mix de alimentos que permita a habitabilidade durante um tempo.
- 6 – Instalações elétricas e sistema de geração de energia solar – sistema de placas solares e sistema de armazenamento de energia;
- 7 – Roupas para uso dentro da estação e em atividades de campo – contemplar equipamento de provimento de oxigênio;
- 8 – Estrutura organizacional/ Política de funcionamento/ política de sustentabilidade.
- 9 – Tecnologias educacionais de suporte à formação técnica da equipe – definição de treinamentos que contemplem a formação de competências necessárias ao trabalho em equipe e para se lidar com demandas técnicas estratégicas, assim como condução de pesquisas.
- 10 – Sustentabilidade pessoal: considerações quanto a características psicológicas a serem desenvolvidas e sustentadas por cada membro da equipe;
- 11 – Tecnologias de informação e comunicação de suporte às operações da estação de pesquisa sobre Marte, uso de redes sociais e reporte de status das tarefas desenvolvidas, monitoramento de condições climáticas e transmissão de informações para a estação de controle.
- 12 – Tecnologias de coleta, destinação e reciclagem de resíduos sólidos.
- 13 – Tecnologias de suporte – rovers, drones e câmeras de monitoramento.
- 14 – Tecnologias de gerenciamento de projetos e sustentabilidade econômica.

Para cada tecnologia ou solução desenvolvida se buscará a elaboração de artigos e patentes, aspectos esses que podem ser muito importantes para a produção acadêmica da UFRN.

De modo a contribuir para o estímulo ao interesse científico também está se lançando o programa The Mars Hackathon ([www.marshackathon.blogspot.com](http://www.marshackathon.blogspot.com)) que estimulará a estudantes de diferentes níveis do ensino fundamental, médio e superior a propor soluções para cada uma dos 14 desafios do funcionamento da estação de pesquisa sobre Marte, The Mars Habitat.

#### **4. Considerações finais**

A participação no evento no VI Fórum de Pesquisa e Inovação (FoPI) é uma forma de identificar oportunidades de desenvolvimento de novas parcerias que colaborem com o desenvolvimento do projeto da estação de pesquisa sobre The Mars Habitat.

O compartilhamento de informações sobre a estação de pesquisa sobre Marte pode ajudar para que os participantes identifiquem oportunidades de estar colaborando com o projeto.

Finalmente percebe-se que a operacionalização da estação de pesquisa sobre Marte, The Mars Habita, pode colaborar para o despertar do interesse pela ciência, tecnologia, engenharia, matemática e sustentabilidade junto à crianças e jovens.

Nota-se que a contemporaneidade registra um importante único para o debate sobre a habitabilidade em Marte e as oportunidades de desenvolvimento de projetos de pesquisa que colaborem para que a humanidade chegue a esse planeta e desenvolva tecnologias para viver fora do planeta Terra.

VI

7 a 9 de Novembro de 2016

Parnamirim, RN

## 0 impacto educacional e motivacional do evento *Space Camp Brasil* no Programa Espacial Brasileiro

Oswaldo B. Loureda<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Acrux Aerospace Technologies

<sup>2</sup>Israel Institute of Technology – TECHNION

### RESUMO

Esse trabalho aborda os aspectos pedagógicos e motivacionais de atividades tecno-científicas extra classe, com foco no Space Camp realizado no Brasil (SCB). Preliminarmente, foram identificadas as iniciativas na mesma linha, e então foram caracterizadas comparativamente, de forma a avaliar a complementariedade. Após esse processo, com o banco de dados de alunos egressos dos 4 Space Camps que foram organizados até então, foram levantados os dados sobre as carreiras e áreas de atuação escolhidas pelos alunos que obtiveram sucesso em iniciar suas graduações, onde os dados apontam uma considerável tendência desses alunos adentrarem na carreira das engenharias e exatas correlatas as ciências aeroespaciais. Num segundo momento, foram executados uma série de experimentos químicos em uma escola básica, com o objetivo de avaliar a influência dessas práticas na compreensão do fenômeno físico-químico por parte dos alunos. Tal avaliação mostrou quantitativamente como tais prática experimentais, mesmo que arcaicas, podem aumentar a consideravelmente a capacidade de aprendizado do aluno.

### 1.- Introdução

Atualmente no Brasil existem algumas iniciativas no campo de incentivo de jovens para o campo das ciências e engenharia que são bastante proeminentes, as principais iniciativas nesse sentido são as feiras de ciências e engenharia em nível federal como FEBRACE e MOSTRATEC, estaduais e regionais, assim como as olimpiadas de conhecimento, onde nesse setor tem-se como uma das pioneiras no Brasil a Olímpiada Brasileira de Astronáutica (OBAA). Também são notáveis as atividades promovidas pelo braço educacional da AEB, na figura da AEB-Escola, que promove regularmente a Jornada Espacial e mais recentemente suporta o Centro Vocacional Tecnológico (CVT) Espacial. Também são realizadas diversas atividades de motivação nesse campo por meio das atividades da Fundação Astropontes. Nesse sentido é possível observar uma variada oferta de atividades em solo nacional, no entanto, observando-se o nível de envolvimento da população com a temática científica, e a busca dos jovens por essas profissões, facilmente se conclui que tais atividades são de extrema prioridade no Brasil, no entanto vem recebendo recursos e atenção muito aquém do necessário. O evento Space Camp Brasil é a atividade mais recente nesse sentido, e vem já apresentado alguns resultados mensuráveis.

## 2.- Metodologia

Para a avaliação do impacto do evento Space Camp Brasil sobre os egressos, foi feita uma pesquisa digital por meio do aplicativo *Google Forms* no banco de dados dos alunos que já participaram do evento. Tal pesquisa levanta a porcentagem de alunos que optaram pela carreira em ciências exatas e correlatas a ciências aeroespaciais, a influência da participação no evento, e ao fim se sentem que foi uma boa escolha atualmente. Sobre o efeito de experimentação no aprendizado, foi selecionado um tópico bastante trivial em física mecânica que trata do princípio de Arquimedes. Para uma abordagem lúdica e instigante, foi montado um aparato experimental com sucata, onde se produziu hidrogênio gasoso por meio da reação de solução aquosa de Hidróxido de sódio e alumínio. Com tal aparato e balões de latex, foram promovidas aulas de 50min cada, onde se aplicava o conteúdo teórico de forma dinâmica em 10min, seguidos de 5 minutos de teste de múltiplas escolhas. Após a recolha dos testes, foram executados os experimentos e rápidos comentários sobre os aspectos práticos daquele princípio, seguido de novo teste de múltiplas escolhas, com o mesmo nível de dificuldade, apenas com perguntas diferentes. Tais aulas foram aplicadas em 4 classes da 3º série do Ensino Médio de um colégio estadual no subúrbio de Osasco/SP.

## 3.- Resultados

Sobre os egressos do Space Camp Brasil, foi possível extrair os seguintes gráficos mostrados na figura 1, que apresentam a percentagem de alunos vindos de colégios públicos e privados, e de quais regiões do país, e a figura 2 que relaciona primeiramente a quantidade de alunos envolvidos em cursos relacionados a área aeroespacial e no segundo gráfico a taxa de alunos que afirmaram que a participação no Space Camp foi decisiva para a escolha pela área aeroespacial. Sendo que do total de 50 alunos que responderam a pesquisa, 49 já estavam matriculados em cursos superiores ou planejavam se matricular em 2017.

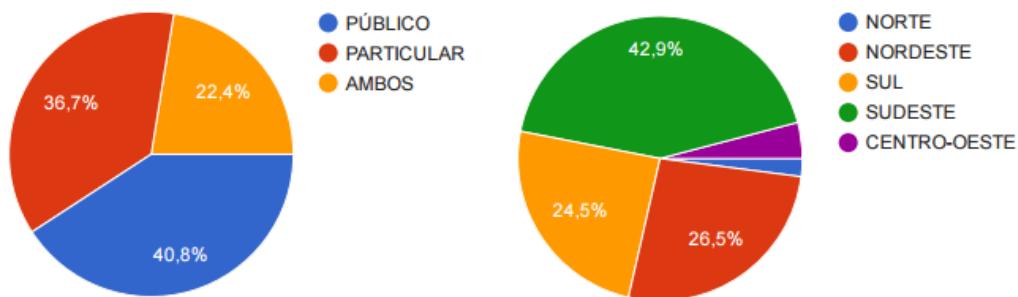


Figura 1.- Distribuição regional e escolar dos alunos egressos do Space Camp Brasil

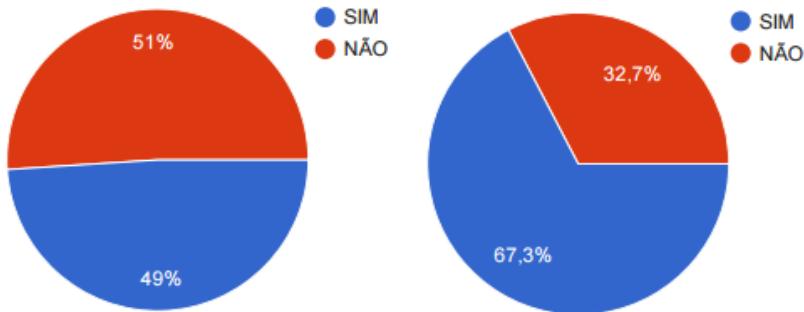


Figura 2.- Taxa de alunos matriculados em cursos relacionados ao setor aeroespacial e a taxa de alunos que se decidiram com ajuda do Space Camp.

A cerca dos alunos que participaram das aulas experimentais, foi possível extrair os seguintes gráficos da figura 3 e figura 4 a seguir, onde o gráfico da figura 3 mostra a média das notas obtidas antes (A) e depois do experimento (B) por aluno em uma determinada classe. Na figura 4 é possível observar a distribuição das percentagens de acertos por questão de 1 à 8, sendo as questões 9 e 10 as opiniões dos alunos sobre a importância dos experimentos no processo de ensino-aprendizagem.

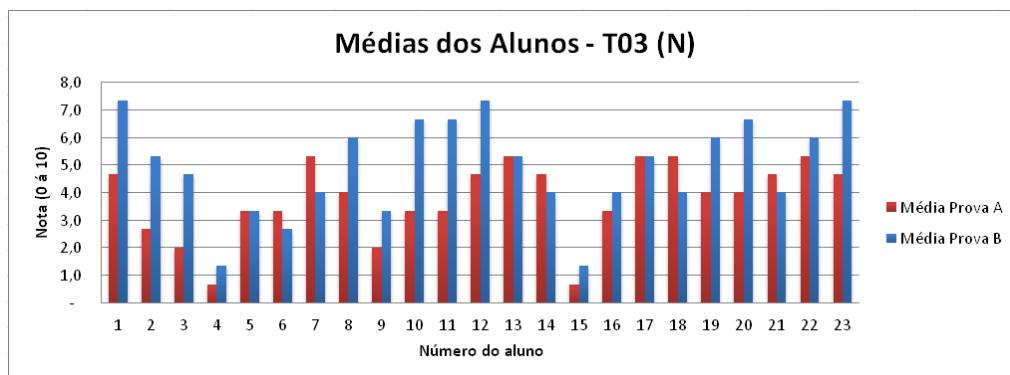


Figura 3 – Médias dos alunos em uma turma média

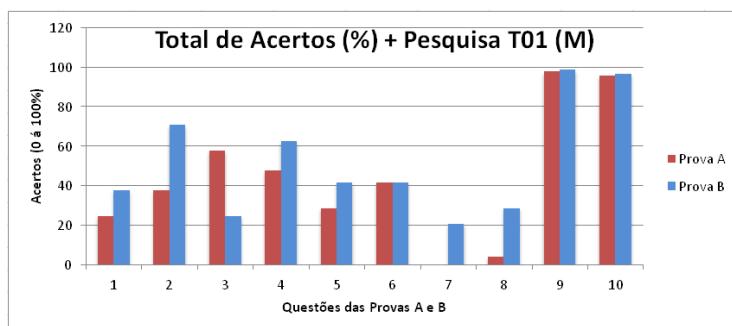


Figura 4 – Média de acertos das questões em uma turma média

#### 4.- Conclusões

Em relação a influência da participação no evento Space Camp, foi possível observar que a distribuição de alunos participantes foi bastante homogênea em relação às regiões da nação, assim como da condição jurídica das escolas. No tocante a percentagem de alunos que optam por carreiras correlatas, os dados apontam uma taxa da ordem de 50%, onde em um total de 250 alunos já formados, ao menos 125 estão atualmente envolvidos em cursos ligados ao setor aeroespacial, o que representa uma expressiva soma, se comparado ao total de profissionais disponíveis no setor atualmente. Em relação a influência do Space Camp para essas decisões, a uma taxa relativamente alta, onde é possível notar que de fato a participação no evento resulta em um evento decisivo na vida profissional dos alunos que optaram por carreiras nesse setor.

Quanto a avaliação numérica de incremento de conhecimento com experimentos em sala de aula, por meio da média das provas A e B foi possível notar entre as Turmas 01, 02, 03 e 04 um aumento respectivo de 34.9%, 32.4% e 30.0% e 15.0% onde acredita-se que com um tempo maior em sala de aula seja possível aumentar ainda mais esses valores. No entanto, essa escala é suficiente para justificar maiores esforços no sentido de uso de experimentos em sala de aula. Também é pertinente observar a alta taxa de respostas positivas sobre a importância dos experimentos em sala de aula, onde mesmo antes do experimento as respostas positivas foram de no mínimo 90%.

#### Referências

- CANALLE *apud et al.* Mão na Massa - Oficinas, vol. 01, Brasília, 2010. 44 p. Livreto. – Material Didático do Programa AEB Escola.
- CANALLE *apud et al.* Mão na Massa - Oficinas, vol. 02, Brasília, 2010. 44 p. Livreto. – Material Didático do Programa AEB Escola.
- RODRIGUES, L. Z; et al, Seleção e Utilização de Atividades Experimentais em Aulas de Biologia e Física do Ensino Médio, IX ANPED SUL, 2012, 7pg, Caxias do Sul/RS – Brasil.
- ARRUDA, S, M; SILVA, M, R; LABURÚ, C, E; Laboratório Didático de Física a partir de uma perspectiva Khuniana, Investigações em Ensino de Ciências, V6, pg 97-106, 2001.
- LOUREDA, O, B *et al*; Educação através de Elementos Aeroespaciais, RELEA, 6 ed, pg 67-73, 2008.

#### Agradecimentos

À Agência Espacial Brasileira – AEB e ao CNPq pelo suporte durante minhas pesquisas de pós doutoramento, a Prof. Me. Tunísia E. Schuler, ao Dr. João G. Canalle, Leandro e Bruna Farias, e a equipe da OBA e a equipe da *lean startup* Acrux Aerospace Technologies.

# **A Plataforma WEB como Ferramenta de Ensino e Espaço**

Carlos Magno de Lima<sup>1</sup>, Felipe Magno Barros de Oliveira<sup>2</sup>

<sup>1,2</sup>Universidade Federal do Rio Grande do Norte,  
Natal, Brasil

## **Resumo**

As novas tecnologias da WEB e a tão desejada independência dos pluguins, tem provocado uma revolução no desenvolvimento de conteúdo educacional. Em especial a linguagem JavaScript tem se tornado base para a proliferação de frameworks que possibilitam transformar a WEB em uma plataforma de desenvolvimento em todas as dimensões. Este desenvolvimento tem refletido em um numero incrível de aplicações em todos os campos, especialmente no desenvolvimento de espaços tridimensionais e no esforço de consolidação da inserção da Tecnologia de Realidade Virtual, base efetiva para o estímulo dos canais sensoriais responsáveis pela captura do conteúdo e da retenção do aprendizado. Este trabalho tem como objetivo de apresentar a Plataforma WEB como ambiente para o desenvolvimento de atividades voltadas ao Ensino e Espaço.

## **1 A Plataforma WEB**

Com o advento da plataforma de desenvolvimento WEB, baseada no padrão HTML5 [1] podemos criar livremente conteúdo independente do uso dos indesejáveis pluguins. A primeira iniciativa surgiu com a introdução do SVG [2] (Scalable Vector Graphics) introduzido nos navegadores e que permite a introdução de gráficos complexos diretamente no conteúdo HTML. O surgimento do HTML5 Canvas permitiu junto com a linguagem JavaScript, a inclusão de conteúdo rico em multimédia e estabelecendo um ambiente ideal para o desenvolvimento de jogos para WEB, com reflexos significativos nos ambientes de ensino na WEB.

Um novo passo foi dado permitindo de forma consistente o avanço no uso do poder e complexidade dos recursos de hardware, principalmente das placas gráficas que passaram a incluir uma nova classe de hardware a GPU (Graphics Process Unit) projetada para executar milhares de operações em paralelo. A introdução das modernas GPU [3] possibilitou uma redução sem precedentes no tempo de renderização de conteúdos tridimensionais, introduzindo técnicas de foto-realismo em tempo real. Com isto o que vimos foi uma verdadeira revolução no desenvolvimento de frameworks baseados na linguagem do ambiente WEB, JavaScript, incluindo-se entre elas as plataformas de desenvolvimento para ambientes tridimensionais em tempo real.

**Autor, N. P.****VI FoPI**

Uma das primeiras iniciativas de inclusão de conteúdo 3D na WEB foi a introdução da linguagem VRML - Virtual Reality Modelling Language [4], que usa a técnica declarativa, dependia de plugin. Em 1997 tornou-se um padrão ISO (ISO/IEC 14772/19777 - VRML97). Em 2004 o VRML foi substituído pelo padrão X3D (ISO/IEC 19775/19776/19777) [5].

Em 2009 Behr et al [6] introduz o X3DOM independente de plugin e projetado seguindo os padrões da plataforma WEB. X3D é definido como um sistema frontend-backend, onde o frontend é o DOM (Document Object Model) e o X3D o backend. A linguagem tradicional de programação WEB é o JavaScript com características do paradigma de programação imperativa, funcional e orientada a objetos. Estas características estão presentes na Máquina Virtual JavaScript o que estabeleceu uma boa performance para implantação pelo WebGL Workgroup da linguagem WebGL [7] que permite um rápido controle e manipulação de milhões de vértices no espaço tridimensional a cada frame. A linguagem WebGL foi projetada para programadores experientes.

Diversas bibliotecas foram desenvolvidas abstraindo toda a complexidade da linguagem WebGL, entre elas está a mais popular ThreeJS [9]. Além disto temos observado plataformas de desenvolvimento de games destinando a construção de sua APIs a publicação de seus produtos em ambiente WEB totalmente integrando com a plataforma WebGL. A exemplo disto temos a game engine Unity 3D [10]. Estas e outras plataformas de programação permitem a exploração e uso da Tecnologia de Realidade Virtual.

## 2 O Ambiente de aprendizagem

O potencial de criação de conteúdo educacional de qualidade está ligado a diversos fatores e dentre eles está a capacidade com que este é apresentado ao usuário e como ele interage com o mesmo, assimilando o conhecimento. As tecnologias de multimídia e especialmente Realidade Virtual [16] vem sendo utilizada com sucesso na área de ensino para auxiliar o treinamento de profissionais que se encontram distanciados, ou não, da entidade de ensino fonte do conhecimento, sendo esta bastante eficaz na disseminação do conhecimento de temas complexos que envolvem a compreensão de fenômenos abstratos.

O potencial do uso da tecnologia da Realidade Virtual na Educação é amplamente reconhecido. Christine Youngblut [14] em seu trabalho “Educational Uses of Virtual Reality Technology” enumera diversas experiências com o desenvolvimento, avaliação e uso da Realidade Virtual na Ensino. Abaixo citamos algumas vantagens observadas no uso desta tecnologia :

- obtém maior motivação;
- apresenta um poder de ilustração bem mais eficiente que em qualquer outra mídia para alguns processos;
- permite a observação do objeto ou ambiente virtual, tanto a pequenas como a grande distâncias;
- permite que o aprendiz desenvolva o trabalho a seu ritmo;
- permite que haja interação e, desta forma, estimula a participação ativa do aluno;
- possibilita o aprendizado de novas tecnologias;

**Autor, N. P.****VI FoPI**

- permite interagir com eventos onde a distância, tempo ou fatores de segurança são empêçilhos;
- permite que pessoas deficientes realizem tarefas que de outra forma não são possíveis..

Atualmente os modernos navegadores WEB, com seus frameworks 3D associadas a alta capacidade de processamento das placas gráficas e do poder de transferência dos modelos e cenas ( i.e. especificação glTF [8] ) vem permitindo a criação de ambientes cada vez mais sofisticados e realistas, estabelecendo condições ideais para criação e exploração das capacidades inerentes da Tecnologia de Realidade Virtual.

### **3 Aplicações Educação e Espaço**

A Plataforma WEB se tornou o ecossistema ideal para o desenvolvimento de aplicações voltadas para educação e espaço, tomemos como exemplo desde as simulações de voos interplanetários até o acompanhamento em tempo real, em ambiente bi e ou tridimensional, de forma distribuída e colaborativa de missões que envolvam lançamentos de cargas.

Esta plataforma permite que modelos tridimensionais assim como conteúdos possam ser ligados a bases de dados de documentação, um exemplo bem simples pode ser apresentado através de um Sistema Solar, onde alunos, professores, cientistas e até mesmo a comunidade possa acessar bases de dados com informações específicas de planetas, satélites, asteroides, naves entre outros objetos espaciais, permitindo a estes criarem suas próprias missões interativas.

A capacidade de hipermídia destes ambientes nos dá oportunidade de parceirias com agências internacionais que provem de forma livre bibliotecas de objetos celestes tridimensionais, imagens espaciais, assim como base de dados de sofisticas órbitas dinâmicas fornecidas por sistemas como: JPL ( Jet Propulsion Laboratory ) [11], General Mission Analysis Tool (GMAT - NASA) [12] e STK11 (Modeling, Simulation, Analysis and Operations Software) [13].

### **4 Conclusões**

Entre os benefícios do desenvolvimento de um ambiente voltado para o ensino e espaço esta o envolvimento de equipes multidisciplinares, físicos, matemáticos, engenheiros, programadores, designers de interface, modeladores 3D, entre outros.

Esta sinergia deve criar o ambiente ideal para a construção de bibliotecas de modelos tridimensionais de objetos espaciais, base de dados de simulações, softwares em ambiente distribuído e colaborativo, independente de plug-ins. Além disto pode-se desenvolver APIs e aplicativos destinados a análise de coletas de dados de sistema embarcados e em tempo real de lançamentos de cargas, entre outras aplicações.

### **Referências**

- [1] W3C - HTML5 Specification, 2009 <https://www.w3.org/TR/html5/>
- [2] W3C - Scalable Vector Graphics, 2001 <https://www.w3.org/Graphics/SVG/>

**Autor, N. P.**

**VI FoPI**

- [3] GPU - Graphics Processing Unit [https://en.wikipedia.org/wiki/Graphics\\_processing\\_unit/](https://en.wikipedia.org/wiki/Graphics_processing_unit/)
- [4] Web3D - VRML, 1997 <http://www.web3d.org/documents/specifications/14772/V2.0/>
- [5] Web3D - X3D, 2013 <http://www.web3d.org/documents/specifications/19775-I/V3.3/Part01/Architecture.html>
- [6] Behr, Johannes and Eschler, Peter and Jung, Yvonne and Zöllner, Michael *X3DOM: A DOM-based HTML5/X3D Integration Model*, 2009 127-36 Proceedings of the 14th International Conference on 3D Web Technology
- [7] Khronos - WebGL Specification, 2011 <https://www.khronos.org/registry/webgl/specs/latest/>
- [8] Khronos - glTF (GL Transmission Format) Runtime 3D Asset Delivery <https://www.khronos.org/gltf>
- [9] Cabello R. ThreeJS, 2010 <https://threejs.org/>
- [10] Game Engine - Unite 3D, 2013 <https://unity3d.com>
- [11] Jet Propulsion Laboratory <http://www.jpl.nasa.gov/>
- [12] The General Mission Analysis Tool (GMAT) <https://gmat.gsfc.nasa.gov/>
- [13] Systems Tool Kit (STK) Modeling, Simulation, Analysis and Operations Software <https://www.agi.com/>
- [14] YOUNGBLUT, Christine 1998 *Educational Uses of Virtual Reality Technology* IDA - Institute for Defense Analyses, 1998
- [15] Chittaro, L. Ranon, R. 2007 *Web3D Technologies in Learning, Education and Training: Motivations, Issues, Opportunities* Computers and Education, 49(1), 3-18.
- [16] LIMA, Carlos Magno, 2001 2007 *Desenvolvimento de Conteúdo para o Ensino da Tecnologia do Plasma Utilizando Técnicas de Multimídia e Realidade Virtual*. Programa de Pós Graduação em Engenharia Mecânica - DEM - UFRN, Natal, 2001.

# Impacto do movimento *NewSpace* na competitividade do Programa Espacial Brasileiro no cenário nacional e internacional

Oswaldo B. Loureda<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Acrux Aerospace Technologies

<sup>2</sup>Israel Institute of Technology - TECHNION

## RESUMO

Nesse trabalho é feita uma breve análise sobre os aspectos históricos do PEB, e sobre o impacto que a indústria nacional vem causando no mesmo. Também é discutida a evolução dessa indústria no cenário internacional, e as tendências mais recentes. Finalizando com uma avaliação crítica sobre a viabilidade da implantação desse novo tipo de indústria no Brasil, assim como seus impactos no PEB.

### 1.- Introdução

O Programa Espacial Brasileiro – PEB teve início em 1961<sup>[1]</sup> oficialmente, com o GOCNAE, no entanto é um tanto quanto difícil precisar uma data, pois as aspirações espaciais no Brasil nasceram nos corações de alguns pioneiros vários anos antes, como Dr. Fernando Mendonça<sup>[2]</sup>, Cel. Lage<sup>[3]</sup>, Mal. Casimiro Montenegro<sup>[4]</sup> e outros tão visionários quanto. O PEB teve suporte governamental, cooperações, programas de treinamento e até visitantes ilustres, como Von Braun, Armstrong, Faynman, toda atmosfera favorecendo a criação de um programa espacial de grandes proporções. Devido a capacidade de atingir o espaço, o Brasil figurou como potência espacial apenas atrás dos EUA e URSS no campo de foguetes suborbitais na década de 1950 e 60, com foguetes carregados com formulações de base dupla, assim, nessa época o Brasil foi a nação mais promissora a seguir os passos desses dois grandes gigantes espaciais<sup>[3]</sup>.

Após todo o sucesso do programa SONDA, no fim da década de 1970 o Brasil dá início ao seu projeto mais audacioso nesse campo, o Veículo Lançador de Satélites – VLS, no entanto, se depara com o agravamento de um grande obstáculo que o programa vem se deparando desde seu início, que foi o envolvimento da indústria nacional. Devido a baixa cadênciia do PEB, a falta de programas de apoio a exportação ou mesmo de desenvolvimento conjunto, um sistema de gestão arcaico e a falta de visão inovadora e de longo prazo por parte da indústria brasileira, o VLS foi testado em voo apenas 18 anos após o início do programa, e numa segunda e última tentativa de voo 2 anos mais tarde apenas. Com o surgimento de novos *players* nesse mercado, o projeto VLS se tornou obsoleto demais para ser minimamente competitivo, assim como a tentativa de cooperação com a Ucrânia, se mostrou comercialmente e politicamente bastante complicada. A mais recente iniciativa nesse segmento, o Veículo Lançador de Microsatélites – VLM, esta mais alinhado com a tendência global de lançadores de menor porte, no entanto, sem um melhor acoplamento com as cargas úteis desenvolvidas pelo INPE e principalmente, dependente da indústria espacial nacional atual, sua competitividade é questionável.

## 2.- Mercado Espacial

A indústria espacial vem acompanhando as grandes fases da exploração espacial ao longo das décadas. Do lado soviético, grandes empresas estatais foram encarregadas da maioria dos desenvolvimentos e manufatura, já pelo lado americano, organismos governamentais detinham a maior parte do desenvolvimento, contratando as grandes empresas para desenvolverem componentes de seus programas, sem haver uma terceirização em massa. Atualmente, os programas de cada nação tem suas particularidades, no entanto é possível notar um padrão na maioria desses programas. Um grupo de órgãos governamentais definem as metas, estratégias, prioridades e necessidades de forma que melhor atendam aos interesses gerais da nação, e por meio de órgãos ou centros executivos, desenvolvem seus programas em um nível mais detalhado e então, partindo desses órgãos executores, são gerados os contratos de desenvolvimento, manufatura e serviços com as grandes empresas ou *main contractors*, que por sua vez subcontratam empresas de menor porte ou *startups* para partes dos subsistemas.

## 3.- “Reinventando o Espaço”

Uma avaliação sobre as empresas consideradas parte do movimento NewSpace<sup>[5]</sup> apresentou uma interessante distribuição de atividades predominantes, mostrado na figura 01, que não coincidem necessariamente com a distribuição atual do faturamento das atividades espaciais globais<sup>[6]</sup>. Tal fenômeno pode ser associado ao tamanho da barreira de entrada nesses mercados primeiramente, já que tais empresas, tipicamente startups, apresentam maior dificuldade em levantar capital suficiente para desenvolver produtos e suporte condizentes com os padrões do mercado de serviços satelitais de banda larga por exemplo, principal fatia do faturamento do setor espacial<sup>[6]</sup>. No entanto, uma outra abordagem pode ser aplicada a esse caso. Supondo um incremento substancial no número de empresas fabricantes de satélites e subsistemas, assim como um repentino aumento da disponibilidade e acessibilidade de oportunidades de lançamentos, as empresas estão já se preparando para um cenário onde o faturamento do setor de serviços satelitais deve necessariamente cair exponencialmente devido ao aumento da oferta, ficando assim as maiores fatias para o setor de manufatura de satélites e lançamento, já que os preços desse mercado estão já se aproximando do mínimo possível.

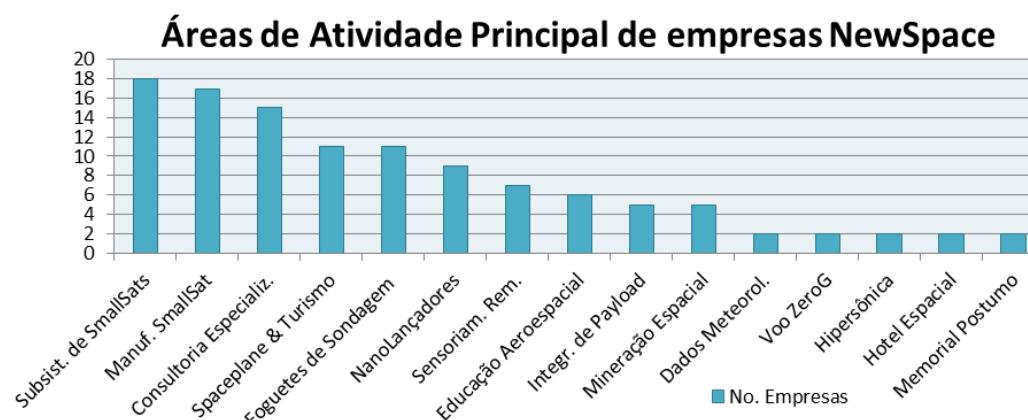


Figura 01 – Distribuição de áreas principais de atuação de 78 startups consideradas participantes do movimento internacional NewSpace

#### 4.- O movimento Startup

Atualmente existe um movimento bastante intenso de startups espaciais surgindo em todo mundo, e uma série de paradigmas, dógmas e práticas estão sendo ultrapassadas por tecnologias disruptivas. Um piloto de testes atravessou a linha de Kármán com um veículo totalmente privado em 2004 com investimento de US\$ 25M. Uma empresa fundada por um investidor privado fabrica e lança com sucesso um veículo lançador por sua conta e risco em 2008, com apenas 6 anos de desenvolvimento e US\$ 90M de investimento. Dezenas de empresas se envolveram com a competição Ansari Xprize, onde várias permanecem até hoje com desenvolvimentos para o setor, como a atual *Virgin Galactic*, *XCOR*, *ARCAS*, *Armadillo*, *InterOrbital* entre tantas outras que são freqüentemente fornecedoras de subsistemas em contratos diretos com o DoD e NASA, assim como em subcontratos com as grandes *prime Boeing*, *Lockheed*, *Orbital Science*, *Sierra Nevada* entre outras. Na europa observa-se o mesmo movimento, no entanto com maior foco em satélites de pequeno porte na classe *Cubesats*, tal movimento resultou em startups mais maduras e com maior estabilidade financeira, devido principalmente a pequena barreira de entrada, e uma série de heranças tecnológicas, onde os casos mais notáveis são a *ISIS*, *GOMSpace* e *Clyde Space*. Mais recentemente, o movimento comercial de lançadores de pequeno porte iniciado nos EUA vem se espalhando pelo mundo, e atualmente são encontradas iniciativas dessa natureza em países como Suécia, Nova Zelândia, Rússia, Espanha, Japão, Israel, México entre outros. Assim como os *Cubesats* vem revolucionando a indústria de satélites, e arrastando todo o mercado para aplicações mais audaciosas ao mesmo tempo mais acessíveis, muito em breve surgirão soluções de acesso ao espaço mais acessíveis também. A empresa que está mais adiantada nessa corrida, excluindo-se *SpaceX*, *BlueOrigin* e *LauncherOne*, é a startup *RocketLab* que recebeu fundos oriundos de investidores de risco norte americanos e do governo Neozelandês, somando não mais que US\$ 20M. Tal empresa deve lançar entre 2016 e 2017 seu primeiro lançador, *Eléctron*, com uma capacidade de carga útil de 150 kg em órbita SSO de 500km, a um custo total de US\$ 4.9M.

As empresas mais bem sucedidas nesse campo apresentam um padrão comportamental muito similar, baseado em estreita cooperação entre as agências espaciais de seus países sede e as universidades, assim como relações ganha-ganha com as grandes *primes contractors* do país. Essencialmente tais empresas mantêm uma postura de startup, mesmo depois de maduras, buscando se manter eficientes e enxutas, assim como investem em capacitação em estratégia de negócios, gestão da inovação e gestão avançada de projetos. Mais do que isso, essas empresas buscam diversificar suas áreas de atuação, assim como miram na exportação de seus produtos, de forma a não necessitarem formarem lobby para manter suas operações.

#### 5.- Benefícios para o PEB

O Brasil apresenta diversos pontos fundamentais para uma sólida indústria espacial, entre eles é possível elencar nossas excelentes universidades e os altamente criativos e inovadores universitários juntamente com um número considerável de especialistas com larga experiência nesse setor, principalmente egressos dos polos em São José dos Campos, Cachoeira Pta, São Carlos, Belo Horizonte, Natal, Santa Maria, São Luiz e Cuiabá principalmente. Essencialmente tem-se mão de obra altamente capacitada e excelentes mentores. Além disso, tem-se no Brasil uma infra-estrutura de alto nível disponível para a indústria, onde é possível citar diversos INCTs, laboratórios tecnológicos do SENAI, laboratórios pertencentes aos órgãos executores do programa como o INPE e IAE, assim como muitos outros pertencentes as universidades. Normalmente o acesso a esses laboratórios é incentivada, baseando-se em acordos de cooperação. Outro ponto

de inflexão para o meio ambiente no Brasil está nos diversos programas de subvenção à inovação disponíveis por meio de instrumentos da FINEP, FAPs, FNDCT, BNDES, CNPq, ANEEL entre outras entidades. No entanto, tais instrumentos são normalmente de difícil acesso as startups ainda, seja por uma interpretação errônea por parte das empresas, falta de pessoal especializado em captação de fundos públicos nas startups ou mesmo por competição desleal com empresas de médio e grande porte que se utilizam desses fundos recorrentemente para suas operações cotidianas. A indústria de base nacional tem atualmente capacidade para executar a grande maioria das variadas demandas de projetos espaciais relacionadas ao movimento *NewSpace* direto em solo nacional. Diferentemente da tendência observada de integradores europeus, tem-se no Brasil tecnologias de manufatura suficiente para construir derivações das plataformas *Cubesats*, assim como lançadores de pequeno porte quase que 100% nacionais, obviamente com maiores riscos e maiores investimentos em P&D, mas totalmente factível dentro dos valores de fundos públicos disponíveis no Brasil atualmente. Por mais que a carga tributária seja pesada no Brasil, tanto para pessoa física como jurídica, caso se escolha um caminho de manufatura majoritariamente nacional, usando-se estratégias de *Design for Manufacturing* e *Responsive Space*, os custos de logística, operação, manufatura e mão de obra serão altamente competitivos se comparados a esses mesmos custos nos EUA ou Europa. Agora considerando os limites de custos operacionais para um lançador de pequeno porte ser realmente comercialmente viável, o Brasil se torna umas das escolhas mais atrativas, principalmente quando se pensa em órbitas equatoriais.

#### 6.- Conclusões

Concluindo a tese, o PEB tem um passado de glórias, e uma larga capacidade e infraestrutura já instalada. Lentamente, essas conquistas estão se deteriorando, seja por falta de constância nos investimentos financeiros, seja pela desmotivação dos jovens para seguir essa carreira ou pior ainda pela aposentadoria dos servidores que chegam ao fim de suas carreiras com alto grau de refinamento e capacidade imensuráveis, e sem pupilos para a transmissão do conhecimento. A correta compreensão e incentivo desse movimento *NewSpace* no Brasil pode trazer um novo ímpeto ao PEB, com renovadas ambições, um melhor aproveitamento dos recursos públicos, um melhor ambiente de trabalho aos profissionais envolvidos, um uso mais consciente da máquina pública, um ganho tecnológico geral para nossa indústria através das centenas de spinoffs que serão geradas e principalmente motivação para as próximas gerações.

#### Referências

- [1] <http://www.aeb.gov.br/programa-espacial/linha-do-tempo/>
- [2] <http://www.inpe.br/FernandoMendonca/biografia.php>
- [3] Izola, D. História de dos Foguetes no Brasil, Ed. da FATEC-SP, Apoio Fundação de Apoio a Tecnologia – FAT, 1994.
- [4] Silva, O, Fischetti, D. Casimiro Montenegro Filho, Ed. Bizz, 2006
- [5] <https://en.wikipedia.org/wiki/NewSpace>
- [6] Hay J. et al; Global Space Industry: Refining the Definition of New Space, AIAA Space, 2009.

#### Agradecimentos

À Agência Espacial Brasileira – AEB e ao CNPq pelo suporte durante minhas pesquisas de pós doutoramento, ao *Fine Rocket Propulsion Center* na figura do Prof. Emérito Alon Gany e a equipe da *lean startup* Acrux Aerospace Technologies.