

# ANAIS DO 1º CONGRESSO AEROESPACIAL BRASILEIRO

*“Diálogos entre Academia, Indústria e Política pública em prol de um Programa Espacial Brasileiro sustentável e impactante”*



Foz do Iguaçu/PR

1 – 3 Novembro 2018

**Coordenação Geral:**

Prof. Dr. Oswaldo Barbosa Loureda (UNILA)

**Comissão Organizadora:**

Prof. Dr. Abraão Jesse Capistrano de Souza (UNILA)

Prof. Dr. Airton Nabarrete (ITA)

Prof. Dr. Alysson Diógenes (UP)

Prof. Dr. André Luís da Silva (UFSM)

Prof. Dr. Artem Andrianov (UnB)

Prof. Dr. Carlos Brito (UFMA)

Prof. Dr. Carlos Marchi (UFPR)

Prof. Dr. Eduardo Bauzer Medeiros (UFMG)

Prof. Ms. Félix Kanazawa (FPUNA)

Prof. Lic. Janer Vilaça (FPTI)

Prof. Dr. Rafael Celeghini Santiago (UFABC)

Profa. Dra. Talita Sauter Possamai (UFSC)

**Chairs:**

**Propulsão & Aerodinâmica:** Prof. Dr. Alysson Diógenes (UP)

**Foguetes de Sondagem e Lançadores:** Dr. Fausto Ivan Barbosa

**SARP:** Prof. Dr. André Luís da Silva (UFSM)

**Ensino de Eng. Aeroespacial:** Prof. Dr. Oswaldo Barbosa Loureda (UNILA)

**Satélites e Subsistemas:** Maria Cecília Pereira de Faria (UFMG) e Carlos Lavrado Filho (FPUNA)

**Eng. Sistemas e AIT:** Prof. Dr. Geilson Loureiro (INPE-LIT)

**Gestão Estratégica e Defesa:** Dr. Avandelino Santana Jr. (Avibras)

**Estruturas & Materiais:** Prof. Dr. Artem Andrianov (UnB)

**Controle e Mecânica de Vôo:** Prof. Dr. Waldemar Castro Leite (INPE)

**Editoração & Organização:**

Isabella Grinberg Francelino (UNILA)

**Instituições Apoiadoras:**



## **Sumário**

Introdução ao 1º CAB.....	4
Seções Técnicas	
Propulsão e Aerodinâmica.....	7
Sistemas de Aeronaves Remotamente Pilotadas (SARP).....	31
Controle e Mecânica de Voo.....	38
Gestão Estratégica e Defesa.....	45
Engenharia de Sistemas e AIT.....	53
Ensino de Engenharia Aeroespacial.....	56
Estruturas e Materiais.....	69
Foguetes de Sondagem e Lançadores.....	77
Satélites e Subsistemas.....	83
Programa do evento.....	98
Carta de Foz do Iguaçu.....	99

## **Introdução ao 1º Congresso Aeroespacial Brasileiro**

A nação brasileira vivenciou tempos de enorme euforia com os avanços da recém criada empresa brasileira de aeronáutica. Certamente durante o voo inaugural de sua primeira aeronave, o carinhosamente apelidado *bandeco*, poucos ali poderiam sonhar com o porte e pujança que a EMBRAER conquistou com o passar da décadas. Atualmente, tal empresa coloca o Brasil em um patamar de destaque no mercado aeronáutico global, porém em um setor conjugado, o espacial, a sorte não tem sido a mesma, principalmente na última década.

O Brasil iniciou seu programa espacial com passos largos, por meio de uma família de foguetes de sondagem, instalação de centros de lançamento e diversos protocolos de cooperação internacional foram firmados, porém, ao final do governo militar, o setor gradativamente passou a sofrer com cortes orçamentários e perda de sua notoriedade nos corredores de Brasília.

Mesmo com a criação da Agência Espacial Brasileira – AEB em 1994, como uma importante ferramenta para a reafirmação de seu programa espacial com caráter pacífico, o programa não recebeu a atenção e investimentos necessários para seus audaciosos planos. Após testes fracassados de seu VLS em 1997 e 1999 e com o trágico acidente de Alcântara em 2003, o programa espacial brasileiro sofreu enormes perdas de pessoal, de recursos e novamente de importância.

Tivemos o treinamento e o lançamento de um astronauta brasileiro em 2006 por meio da missão centenário, destinada a realizar experimentos científicos, tecnológicos e educacionais a bordo da ISS. Diversas iniciativas relevantes ao programa espacial surgiram em seguida, como a criação da Associação Aeroespacial Brasileira, a proposta do programa de lançadores Cruzeiro do Sul, a criação do Laboratório de Propulsão Líquida no IAE. Ao passo que no campo satelital, o INPE teve grandes avanços, principalmente nas atividades do LIT, porém a principal missão desse instituto durante quase uma década, a família CBERS sofreu pelos limitados grau de inovação, participação da academia e principalmente envolvimento maduro da indústria nacional.

Em 2006 iniciam as operações da empresa binacional Alcântara Cyclone Space - ACS com a louvável missão de construir um modelo de negócios baseado no lançador Cyclone 4 operado do CLA. Tal empreendimento drenou R\$ 500M do

orçamento da união (incluindo recursos do PEB), sem nenhum resultado concreto. Houveram diversas controvérsias, porém os maiores entraves foram a falta da assinatura do Acordo de Salvaguardas Tecnológicas – AST pelo congresso nacional, disputas com órgãos de proteção ambiental, e falta de um programa adequado de compensação social das famílias que seriam realocadas com a construção do complexo de lançamento.

A última década tem sido especialmente pouco produtiva em termos do PEB, com diversas iniciativas nobres no campo acadêmico, e no ambiente das startups, porém com pouquíssimo apoio governamental, inclusive com órgãos beirando a paralização pela falta de pessoal. Em paralelo, no Brasil, vivemos uma explosão de grupos universitários dedicando-se no projeto e construção de foguetes e cansats/cubesats, assim como um aumento linear no número de bacharelados em engenharia aeroespacial, chegando a 6 ativos no momento.

Também é notável o fervor *NewSpace* que tem surgido globalmente nessa última década, muito motivado por um ímpeto de democratização do espaço inaugurado pela *SpaceX*, mostrando que até as startups podem desempenhar um papel de destaque nesse cenário, como a exemplo de *RocketLab*, *ISIS*, *GomSpace*, *Vector* e outras centenas que tem surgindo mundo a fora.

Pensando nesse momento ímpar de desenvolvimento aeroespacial global, e principalmente no grande número de engenheiros aeroespaciais brasileiros que estarão buscando oportunidades muito brevemente, um conjunto de profissionais do setor iniciaram discussões para estabelecer um evento periódico com o fim principal de aproximar os 3 principais pilares do desenvolvimento; academia, indústria e governo.

O 1º CAB foi modelado de forma a trazer ao debate temas de grande relevância acadêmica e industrial, porém, devido ao delicado momento de transição do final de 2018, diversos temas de viés organizacional e estratégico também foram contemplados, com a presença de gestores estratégicos do SINDAE, inclusive com diversos colaboradores internacionais, de forma a somar com sugestões e discussões de novas políticas e processos metodológicos para nosso PEB. Nesse cenário, dezenas de profissionais e alunos independentes da comissão organizadora dessa edição do CAB, trabalharam na construção de uma carta aberta, a Carta de

Foz do Iguaçu, entregue ao recém indicado Ministro do MCTIC, Cel. Marcos C. Pontes, com diversas sugestões gerais de melhorias para o PEB.

Assim sendo, gostaria de agradecer a todos que acompanharam, apoiaram e que fizeram parte dessa iniciativa. Particularmente, desejo que essa tenha sido apenas uma tímida centelha de algo muito maior que está por vir em nosso país.

***Prof. Dr. Oswaldo B. Loureda***

## **Propulsão e Aerodinâmica**

## OTIMIZAÇÃO DO BOCAL DE LAVAL (TUBEIRA) PARA MINIFOGUETES ATÉ CLASSE G

---

**Wellyngton Henrique Obrzut<sup>1</sup>, Willian Rafael Santos<sup>2</sup> e Alysson Nunes Diógenes<sup>3</sup>**

1. Aluno de Engenharia Mecânica da Universidade Positivo (UP)
  2. Aluno de Engenharia Mecânica da Universidade Positivo (UP)
  3. Doutor em Engenharia Mecânica pela Universidade Federal de Santa Catarina.
- 

### Resumo:

As tubeiras para minifoguetes normalmente são fabricadas utilizando Alumínio devido a baixa densidade, boa resistência e usinabilidade, porém possuem um ponto de fusão inferior a temperatura dos gases e partículas provenientes da queima do propelente na câmara de combustão. Tais exposições trazem inconvenientes que resultam em alterações dimensionais permanentes em regiões críticas, principalmente na garganta da tubeira, o que depois de um período de queima do propelente, resulta na diminuição de diferença de pressão entre a parte interna do foguete e a externa, que seria a atmosfera, diminuindo a velocidade de saída dos gases e partículas provenientes da queima, e o empuxo do foguete posteriormente, além de prejudicar na estabilidade do mesmo. Uma forma de evitar esse desgaste precoce, principalmente da garganta da tubeira, seria modificar o material da mesma. Para isso se faz necessário o estudo de diferentes materiais para descobrir se eles conseguem substituir o alumínio sem que traga desvantagens severas ao minifoguete. O material de estudo será o Aço SAE 1020, que possui uma boa usinabilidade e um ponto de fusão muito maior que o Alumínio, diminuindo o desgaste da tubeira, e impedindo essa perda de potência do foguete. A forma de obter os resultados é comparando tubeiras de Alumínio com as tubeiras compostas de Aço, isso é possível experimentalmente, comparando o empuxo proveniente de cada tipo de tubeira e cruzando os resultados encontrados. Será necessário realizar um estudo em relação a massa da tubeira, pois o Aço possui uma densidade maior que o Alumínio, o que pode prejudicar no desempenho do minifoguete.

## **Simulação Numérica de um escoamento Turbulento Supersônico no Entorno de um Corpo Rombudo de Reentrada Atmosférica**

---

**Renato Vaz Linn<sup>1</sup> e Armando Miguel Awruch<sup>2</sup>**

1. Doutor em Engenharia Civil pela Universidade Federal do Rio Grande do Sul (UFRGS).
  2. Doutor em Engenharia Civil pela Universidade Federal do Rio de Janeiro (UFRJ).
- 

Resumo:

O escoamento altamente supersônico desenvolvido no entorno de um corpo rombudo de reentrada com formato esfera-cilindro-cone-cilindro sob um grande ângulo de ataque é investigado neste trabalho. Esta é uma aplicação aeroespacial típica empregada em estágio de desenvolvimento de espaçonaves de reentrada atmosférica e lançadores avançados. O escoamento nestas condições é caracterizado pela presença de fortes choques curvados, regiões de separação e formação de vórtices, interação de ondas de choque com camada limite e entre ondas de choque, além das altas taxas de aquecimento do fluido nas regiões próximas às discontinuidades na superfície do corpo. Os efeitos complexos tridimensionais a serem capturados constituem uma tarefa desafiadora tanto para investigações numéricas quanto experimentais. O presente trabalho apresenta resultados numéricos obtidos empregando-se de forma conjunta a Simulação de Grandes Escalas (Large Eddy Simulation – LES) com o Método das Linhas Características (Characteristic-Based Split – CBS) em um contexto de Elementos Finitos com malhas adaptativas anisotrópicas. Os resultados obtidos são comparados com dados experimentais obtidos em túnel de vento e com resultados numéricos desconsiderando efeitos da turbulência e da viscosidade do fluido (equações de Euler). Os efeitos de separação do escoamento e sua interação com as ondas de choque tornam-se notadamente visíveis nos resultados obtidos, onde o coeficiente de pressão concorda com os resultados experimentais, enquanto que os resultados obtidos com a solução das equações de Euler apresentam diferenças em relação aos resultados obtidos com a simulação do escoamento turbulento.

## **Simulação Numérica de um escoamento Transiente Turbulento Desenvolvido Durante Acionamento de um Spoiler em Aerofólio NACA-0012**

---

**Renato Vaz Linn<sup>1</sup> e Armando Miguel Awruch<sup>2</sup>**

1. Doutor em Engenharia Civil pela Universidade Federal do Rio Grande do Sul (UFRGS).
  2. Doutor em Engenharia Civil pela Universidade Federal do Rio de Janeiro (UFRJ).
- 

Resumo:

Spoilers podem ser usados em aerofólios para controlar as forças de sustentação e de arrasto em diferentes regimes de velocidades. Em aeronaves, eles podem ser empregados em regimes de baixas velocidades para pouso ou em regimes de velocidades transônicas para produzir condições controladas de estol. O escoamento, a geometria do aerofólio e do spoiler, bem como o movimento relativo dos corpos são variáveis a serem consideradas nesta situação. As forças de arrasto e de sustentação atuando durante o acionamento do spoiler podem atingir valores de pico muito maiores que os obtidos na condição estendida final, ou um fenômeno aerodinâmico diferente pode se desenvolver, evidenciando a necessidade da investigação do escoamento transiente. Neste trabalho, emprega-se a Simulação de Grandes Escalas (Large Eddy Simulation – LES) conjuntamente do Método das Linhas Características (Characteristic-Based Split – CBS) e do Método dos Elementos Finitos para simular o escoamento turbulento compressível. O movimento relativo do corpo imerso é simulado empregando-se técnicas de Interpolação com Funções de Base Radial (Radial Basis Function Interpolation – RBF). Técnicas adaptativas anisotrópicas são também empregadas, sendo seu uso fundamental para a correta captura dos fenômenos característicos do escoamento, bem como para controlar a distorção da malha devido aos grandes movimentos relativos presentes. Neste trabalho, o acionamento rápido de um spoiler em um aerofólio NACA-0012 é apresentado para diferentes condições de escoamento (subsônico, transônico e supersônico), sendo o caso subsônico comparado com resultados experimentais de escoamentos de fluidos incompressíveis. No caso transônico,

efeitos aerodinâmicos distintos aparecem, como martelamento (buffeting) e formação de shocklets.

## **Numerical Study of the Continuous Hypersonic Flow Around the Reentry Capsule**

---

**Olexiy Shynkarenko<sup>1</sup>, Domenico Simone<sup>2</sup> e Matheus Costa Cabral<sup>3</sup>**

1. PhD in Aerospace Engineering; Professor of the Aerospace Engineering Course at the University of Brasília (UnB); Leader of the Research Group “Chemical Propulsion Laboratory (CPL)”.
  2. PhD in Theoretical and Applied Mechanics; Professor of the Aerospace Engineering Course at the University of Brasília (UnB); Member of the Research Group “Chemical Propulsion Laboratory (CPL)”.
  3. Graduate student of the Aerospace Engineering Course at the University of Brasília (UnB).
- 

### **Abstract:**

This work is dedicated to the study of the hypersonic continuous flow around the reentry capsule in atmospheric flight. The Brazilian space program has among its projects the development of a space platform to carry out experiments in microgravity, called Atmospheric Re-entry Satellite (SARA), among its characteristics: operation in low orbit of 300km for a maximum period of 10 days. The estimated weight of the capsule is approximately 300kg being released through a modified VS-40 launch vehicle. The development of this capsule has several stages, among them, numerical simulation of the extreme conditions that it will suffer during the flight stages. The hypersonic flow study around the SARA capsule during the reentry is the main objective of the current work.

The flow problem was solved using various approaches, including the analytical, semi-empirical and numerical simulation in the ANSYS Fluent software. The hypersonic reentry problems are known by the following physical processes: strong bow shockwave near the leading edge of the body (shock layer), aerodynamic heating of the body, chemical decomposition of the gases and ionization process due

to the high temperature near the wall. These physical phenomena must be simulated and validated in order to validate the flow as a whole.

First, 2D and 3D models of the control volume were built. Since 2D approach is relatively light from the computational point of view, it allowed to study the following problems:

- the meshing for the hypersonic flow simulation,
- choice of the appropriate models and solution methods for the flow simulation,
- the calculation of the flow properties of the axis-symmetric reentry capsule at 00 and 1800 angle of attack.

The 3D simulation was used for the flow solution for the non-zero angle of attack of the capsule.

The C-type mesh was built around the reentry capsule, in order to satisfy the requirements of  $y^+$  function, orthogonal quality of the mesh and the cell size ratio. Different size meshes were tested and the results were compared with the experimental and empirical data on the pressure and the drag coefficients and the position of the shockwave, so the optimal size mesh was selected.

The chemically equilibrium flow model was selected for the hypersonic flow simulation, the specific heat, thermal conductivity and the viscosity coefficient were approximated by the polynomial functions from the NASA-RP-1260 report in a whole range of the temperatures. The compressible flow equations with k-e RNG turbulence model (non-equilibrium wall function) were solved in implicit density-based formulation, using the first-order approximation upwind scheme.

The reentry trajectory and the boundary flow conditions are calculated by the analytical and empirical equations. The numerical solution of the reentry trajectory was analyzed using the Matlab software. Flow characteristics were defined for 60...70 km of the altitude, corresponding to the average Mach number  $M=27$ .

After the 2D simulation was elaborated and validated, the 3D simulation was performed for 0 and 4.4 angle of attack, the results were compared with previous analytical and numerical solutions.

The simulation of the hypersonic flow around the SARA capsule allowed to obtain the validated results on the aerodynamic characteristics and heat fluxes

distribution, which could be used in the future design and analysis of the mechanical structure and thermal insulation of the reentry bodies.

## **Numerical Study of the Cooling Effect Inside a CH<sub>4</sub>/O<sub>2</sub> Torch Ignition System for Hybrid RM**

---

**Joel Alves Costa Filho<sup>1</sup>, Domenico Simone<sup>2</sup> e Olexiy Shynkarenko<sup>3</sup>**

1. Graduate student in Aerospace Engineering at the University of Brasília, Brasília, DF (UnB).

2. Professor, PhD in Theoretical and Applied Mechanics by the Sapienza University of Rome (Italy), Chemical Propulsion Laboratory of the University of Brasília, Brasília, DF (UnB).

3. Professor, PhD in Aerospace Engineering by the Dnipropetrovsk National University (Ukraine), Chemical Propulsion Laboratory of the University of Brasília, Brasília, DF (UnB).

---

### Abstract:

Ignition technology is a key factor to ensure and improve the performance of hybrid rocket motors. The ignition system, in fact, is responsible to providing the initiation of the combustion: a high temperature mass flow rate is delivered into a combustion chamber and, depending on the local temperatures, on the mixture ratios and on the chemical composition of these igniter gases, ignition occurs.

In some cases the ignition process may negate much of the hybrid motor's inherent simplicity or safety and may deny the ability to restart it; for example when the ignition is done by means of either pyrotechnic charges or catalytic systems, because these systems does not allow multiple ignitions.

In the field of hybrid ignition systems, there is a category of igniters called spark-torch igniters which are usually used in rocket engines that can be restarted. The spark torch ignition system use two propellants (oxygen and a fuel) that are mixed in the igniter combustion chamber and ignited by a spark plug. In this way the igniter produces a torch flame that in turn is used to ignite the main combustion chamber of a rocket engine. A large benefit of spark torch igniters is their possibility to provide for a rocket the ability of being restarted.

However, in design such a system, a critical aspect to be considered is the amount of heat transferred to the chamber walls. Because these intense heat fluxes, to avoid serious damages to the structure (injector and walls), the capability of cooling is a fundamental criterion to be applied.

In the framework of the project Uniespaço II (AEB-UNB-ITA) a torch ignition system has been developed in the Chemical Propulsion Lab of University of Brasilia, devoted to ignite the hybrid rocket designed for the re-entry phase of the SARA capsule. This device, that aims mainly to allow multiple ignitions and the re-usage of the main motor oxidizer to do so, provides the cooling of the combustion chamber walls by the use of a swirled injection of the oxidizer.

Aim of this work is to show the preliminary evaluation of cooling effect as a function of the swirl intensity and its impact on the energy delivered by the combustion. A campaign of numerical simulations has been performed by using Ansys Fluent and the Jones and Lindstedt chemical scheme, for finite rate oxy-fuel combustion, modified by Frassoldati. Results show that the swirled flow maintains the flame front constrained in a cylindrical region along the axis of the igniter, allowing the required cooling effect along the walls without reducing the ignition performance.

## **ADAPTAÇÃO E IMPLEMENTAÇÃO DE UM MÉTODO NÃO-LINEAR BASEADO NA LINHA SUSTENTADORA DE PRANDTL PARA CÁLCULOS EM REGIMES DE ESTOL E PÓS-ESTOL**

---

**Alexandre Martins Araújo<sup>1</sup>, Ricardo Luiz Utsch de Freitas Pinto<sup>2</sup>, Danilo César Rodrigues Azevedo<sup>3</sup>**

1. Aluno do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, nível Mestrado, pelo Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, MG (UFMG).

2. Professor Titular do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais (UFMG).

3. Aluno do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, nível Doutorado, pelo Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, MG (UFMG).

---

Resumo:

No Centro de Estudos Aeronáuticos da Universidade Federal de Minas Gerais, foi desenvolvido um código de cálculo aerodinâmico capaz de analisar diversas superfícies arbitrárias simultaneamente utilizando um método Vortex-Lattice não-linear, capaz de acoplar as informações aerodinâmicas dos aerofólios das superfícies com a solução potencial. No entanto, o método iterativo implementado possui problemas de convergência após o estol de uma das seções das superfícies analisadas, afetando as estimativas de coeficiente máximo de sustentação e análises de progressão de estol. O presente trabalho apresenta a adaptação e a implementação de um novo método não-linear, baseada na Linha Sustentadora de Prandtl, com formulação diferenciada para seções em estol, capaz de manter a convergência das iterações mesmo para superfícies nesse regime. Os resultados de ambos os métodos foram comparados com dados experimentais presentes na literatura, a fim de verificar a confiabilidade da nova implementação, onde esta foi.

## **APLICAÇÃO DAS TEORIAS DE ANÁLISE DIMENSIONAL E SEMELHANÇA AO ESTUDO AERODINÂMICO DE UM VEÍCULO COM ASAS EM EFEITO SOLO**

---

**Rogério de Assis Dias Guahy<sup>1</sup>, Eduardo Bauzer Medeiros<sup>2</sup>**

1. Graduado em Engenharia Aeroespacial pela Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, MG (UFMG).

2. Doutor em Engenharia Mecânica pela University of Salford, Salford, Reino Unido.

---

Resumo:

O presente trabalho tem por objetivo determinar os parâmetros adimensionais e os fatores de escala que possibilitarão a construção do modelo reduzido de um

veículo com asa em efeito solo (WIG-C) do tipo “Classic WIG” e o estudo das suas características aerodinâmicas, por meio de ensaio em um túnel de vento de escoamento fechado, utilizando a metodologia de análise dimensional e semelhança dos modelos físicos.

## **Análise Espectral de Camadas Limites Em Túnel de Vento Sob Influência de Gradientes de Temperatura**

---

**Wilcker Neuwald Schinestzki<sup>1</sup>, Leonardo Barros da Luz<sup>1</sup>, José Carlos Ignácio Gonçalves Zart<sup>1</sup>, Giuliano Demarco<sup>2</sup>, Gervásio Annes Degrazia<sup>3</sup>, Bardo Ernst Josef Bodmann<sup>4</sup>**

1. Graduando em Engenharia Aeroespacial na Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM).
  2. Professor do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM).
  3. Professor do Departamento de Física da Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM).
  4. Professor do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade Federal do Rio Grande do Sul (UFRGS).
- 

### Resumo:

Após realizar medidas de velocidade e temperatura de um escoamento com alta taxa de aquisição, é possível utilizar transformadas integrais para a análise do espectro de frequências de um escoamento turbulento. Para este trabalho, foram realizadas medições utilizando anemometria de fio quente unidimensional dentro da camada limite do túnel de vento do Laboratório de Aerodinâmica das Construções (LAC) da Universidade Federal do Rio Grande do Sul (UFRGS). Utilizando placas de efeito Peltier, foi possível simular tanto escoamentos neutros quanto sob influência de gradientes verticais de temperatura. Com isso, buscou-se avaliar a existência de assimetria de paridade nos espectros de frequência, cuja análise pode definir restrições às equações que regem a dinâmica do escoamento.

## **Projeto do conjunto propulsor para uma Aeronave Leve Esportiva**

---

**Kaline Ventura Batista<sup>1</sup>, Saulo Lucena Vidal de Negreiros<sup>2</sup>, Daniel Sarmiento dos Santos<sup>3</sup> e Wanderley Ferreira de Amorim Júnior<sup>4</sup>**

1. Mestranda em Engenharia Mecânica pela Universidade Federal de Campina Grande, (UFCG).
  2. Graduando em Engenharia Elétrica pela Universidade Federal de Campina Grande, (UFCG).
  3. Graduado em Engenharia Mecânica pela Universidade Federal de Campina Grande, (UFCG).
  4. Doutor em Engenharia Metalúrgica e de Materiais pela Universidade Federal do Rio de Janeiro (UFRJ).
- 

### **Resumo:**

Com a expansão e crescimento do setor aeronáutico no Brasil a Agencia Nacional de Aviação Civil (ANAC) adicionou uma nova categoria de aeronaves, as Aeronaves Leves Esportivas (ALE). O mercado desse tipo de aeronave está em expansão nos últimos anos por se tratar de modelos com baixo custo de operação e manutenção. Deste modo, este trabalho de pesquisa se propõe realizar o projeto do conjunto motopropulsor para a primeira Aeronave Leve Esportiva que está sendo atualmente desenvolvida no estado da Paraíba. A metodologia consistiu em seis etapas e utilizou-se o software MATLAB para o estudo do desempenho e performance da aeronave. Conclui-se que a partir do estudo desenvolvido e da metodologia adotada foi possível obter o conjunto motopropulsor para uma aeronave da categoria ALE que atendeu a todos os critérios impostos pela ANAC e que também respeitou a norma aeronáutica emitida pela American Society for Testing and Materials (ASTM).

## **UMA PROPOSTA DE UM SISTEMA DE PRESAGEM PARA MOTOR FOGUETE IMPULSO MÁXIMO**

---

**Dayane Goulart Bunhak Santos<sup>1</sup>, Ricardo Minoru Shigekawa<sup>2</sup> e Alysso Nunes Diógenes<sup>3</sup>**

1. Aluna de Engenharia Mecânica da Universidade Positivo (UP)
  2. Aluno de Engenharia Mecânica da Universidade Positivo (UP)
  3. Doutor em Engenharia Mecânica pela Universidade Federal de Santa Catarina.
- 

#### Resumo:

Neste trabalho apresenta-se uma proposta de um sistema de prensagem de motor foguete. O objetivo principal é atingir uma curva de empuxo neutra. Tal curva é atingida através da geometria do propelente que provoca o impulso por ejeção, comumente para propelentes sólidos chamamos de grão-propelente. Usualmente os grãos-propelentes possuem formato cilíndrico para facilitar o ajuste no motor-foguete, entretanto podem conter vários segmentos, visto que o impulso gerado por um motor-foguete é proporcional a área de queima. Para a elaboração do sistema de prensagem é necessário: alma com base em aço 1020, punção, corpo-motor e prensa. A alma central é utilizada para determinar a geometria e se estende ao longo do comprimento do grão. Visando a otimização para curva de empuxo neutra, a alma deve ser em formato estrela, este formato será produzido através da usinagem de uma barra circular, para prensar o propelente no tubo motor (tubo em alumínio), será utilizado uma punção junto a uma prensa hidráulica, com o objetivo de comprimir o propelente uniformemente. Através do sistema de prensagem de grão estrela, serão analisados: impulso total, impulso específico, empuxo médio, velocidade média de ejeção e fluxo de massa.

### **Experimental Investigation of High Regression Rate Paraffin for Solid Fuel Ramjet Propulsion**

---

**Victor Araújo Azevedo<sup>1</sup>, Ivo de Paula Moreira Alves<sup>2</sup>, Olexiy Shynkarenko<sup>3</sup> and Carlos Alberto Gurgel Veras<sup>4</sup>**

1. Undergraduate student of mechanical engineering, University of Brasilia.
2. Graduate student of mechanical engineering, University of Brasilia.
3. Professor of the department of aerospace engineering, University of Brasilia.
4. Professor of the department of mechanical engineering of the University of Brasilia and Director of Satellites and Applications of the Brazilian Space Agency.

Abstract:

Solid paraffin was patented as a high regression rate fuel for hybrid rocket and ramjet applications in the late 1990's. Since then, a large number of research work has been conducted investigating the use of paraffin in hybrid rocket motors. We could not identify any work on the application of paraffin in solid fuel ramjet. This work thus presents a methodology and the associated test bench to investigate the performance of paraffin for air-breathing missile propulsion. The paper describes in detail the test bench and the experimental procedures necessary to characterize relevant performance parameters of a solid fuel model motor based on high regression rate class of propellant. A correlation for the regression rate of the paraffin is proposed for a supersonic flight ranging from Mach 2 to Mach 3 at normal cruise altitude of tactical missiles. New methods to increase combustion efficiency of paraffin based ramjet motors are also proposed.

## **Ablative Pulsed Plasma Thrusters for SmallSat High-Energy Missions**

---

**Paolo Gessini<sup>1</sup>, Lui Txai Calvoso Habl<sup>2</sup>, Gabriela Cunha Possa<sup>1</sup>, José Leonardo Ferreira<sup>1</sup>, Giancarlo Santilli<sup>1</sup>, Cristian Vendittozzi<sup>1</sup> and Stephen Bernard Gabriel<sup>3</sup>**

1. Associate Professor at the Universidade de Brasília, DF (UnB).
  2. MSc in Physics from the Universidade de Brasília, DF (UnB).
  3. Professor at the University of Southampton, Hants, UK.
- 

Abstract:

Pulsed Plasma Thrusters (PPTs), and in particular Ablative Pulsed Plasma Thrusters (APPTs) were the first Electric Propulsion (EP) devices ever to be flown onboard an actual spacecraft, and continue to be used today in missions where simplicity, robustness and scalability to different power levels are dominant requirements. Therefore, they find a natural niche of application in small satellite (SmallSat – a satellite with a mass below 500 kg) missions, where mass, volume and

onboard power are at a premium, in spite of their low overall efficiency and not fully understood physical operating principles.

Whereas APPTs have drawn renewed attention from the international space community after a long hiatus, this has been generally limited to low Delta-V, low total impulse missions. In this paper, we investigate the possibility of performing high Delta-V missions, such as orbit raising or even deep-space missions, using APPTs onboard small spacecraft. The design of such missions is far from trivial, as the high specific impulse (Isp) values that seem desirable to obtain a high payload ratio are generally obtained at the expense of impulse bit (impulse produced at each pulse) vs discharge energy (thrust to power ratio). This implies a high number of shots, which could strain the capacitor capabilities, or high values of discharge energy, which would increase capacitor weight and, due to power limitations onboard a small spacecraft, imply low firing frequencies and consequently increased mission times.

Between the many EP concepts devised so far, the APPT is one of the most simple, reliable and trusted propulsion systems ever made, using a solid polymer as propellant (usually Polytetrafluoroethylene – PTFE). The basic operation idea of the APPT is based on an electronic circuitry that stores energy in a capacitor bank and cyclically discharges it producing pulsed high voltage arcs (some thousands of Volts) on the surface of the propellant bar, causing its vaporization, dissociation (known as the ablation process) and ionization. The resulting gas is accelerated partly by the Lorentz force and partly thermally, resulting in the generation of thrust.

Despite their relatively low efficiency, APPTs have been employed because of their outstanding reliability. The absence of tanks, piping and moving parts in general makes them very little prone to malfunctioning and failure, while at the same time easy to scale down to low power levels. This caused a resurgence of interest in APPTs in the 1990s and has made them even more attractive in recent years, as increasingly smaller satellites, down to CubeSat size (10 cm × 10 cm × 10 cm), have been built and launched.

Several problems, in particular carbonization and late time ablation, with a large fraction of the mass being exhausted at essentially thermal speeds, thus lowering specific impulse and efficiency, remain unresolved, notwithstanding decades of experimental research and numerical/analytical modeling.

Works by many authors have reviewed and analyzed APPTs, proposing mechanisms of operation and correlations between geometry, operating parameters and performance characteristics, yielding formulas that can be used for design purposes. The main of the above-mentioned formulas relate the impulse bit (Ibit) with the discharge energy  $E$  and  $I_{sp}$  with the ratio  $E/A$ , discharge energy per unit propellant area (“wetted area”, the area exposed to the discharge). Such relations take the general form of power laws with coefficients depending, in general, on the thruster configuration and, to some extent, on the range of discharge energy values. Impulse bit, in particular, has been commonly assumed as proportional to discharge energy for a long time. The validity of this assumption has, however, been challenged in more recent papers, especially over wide energy ranges and at the very low end of the discharge energy spectrum, as data reviews were updated. For such low energies, a general degradation of performance is observed, with values of the thrust/energy ratio sensibly lower than those observed at higher energy levels and a considerable data spread, at high discharge energies the proportionality of Ibit to  $E$  is verified, and high values of  $I_{sp}$  are observed, suggesting a thrust production mechanism essentially electrothermal, as expected.

New correlations of experimental data are proposed, with special attention to high-energy devices. These will be useful for the design of high-efficiency APPT propulsion systems, which are going to find increasingly wider application in the growing market of micro, nano and pico-satellites.

High-energy (a shorthand for high  $\Delta v$ , high total impulse) missions with APPT-propelled small spacecraft have been, until recently, outside of the realm of possibilities, because of the weight of the capacitors that would be needed. With recently developed supercapacitors, currently in the process of space qualification, they now become possible, due to highly improved (orders of magnitude) energy densities. This opens a wealth of applications, like orbit raising and deep-space missions on a string budget, as generally available in academic institutions and developing countries.

## **Equação Semi-Empírica Para Determinação do Ângulo de Estol de Uma Asa Finita**

**Saulo Francisco da Silva Penna Neto<sup>1</sup>, André Luis da Silva<sup>2</sup>**

1. Graduando em Engenharia de Controle e Automação pela Universidade Federal de Santa Maria (UFSM).
  2. Professor Adjunto, Curso de Engenharia Aeroespacial, Universidade Federal de Santa Maria.
- 

Resumo:

Este trabalho apresenta o desenvolvimento de uma equação semi-empírica que auxilia na determinação do ângulo de estol de uma asa finita. Após o desenvolvimento matemático inicial, será apresentado um exemplo prático e dados simulados em CFD para validação.

## **NUMERICAL MODEL OF HEAT TRANSFER IN A REGENERATIVELY COOLED ROCKET ENGINE**

---

**Antonio Carlos Foltran<sup>1</sup>, Jeremy Paraná Blavier<sup>2</sup>**

1. Master in Mechanical Engineering, Federal University of Paraná (UFPR), Curitiba, PR.
  2. Mechanical Engineer, Positivo University (UP), Curitiba, PR.
- 

Abstract:

The heat transfer problem in chemical rocket engines is of major importance in the design phase, preventing the temperatures of the thrust chamber wall and coolant exceeds its limits. In this paper the Centauri program is described. It simulates the steady-state heat transfer in liquid propellant rocket engines. The Centauri uses the almost unidirectional flow theory to describe the properties of combustion gases and the thermal resistances model to describe the radial heat transfer through the wall into the coolant. The fluid flow part of the program is validated and the thermal part is partially validated.

## **SIMULATION OF RADIATIVE HEAT TRANSFER IN ROCKET ENGINES WITH THE DISCRETE TRANSFER METHOD**

---

**Antonio Carlos Foltran<sup>1</sup>, Luciano Kiyoshi Araki<sup>2</sup>**

1. Master in Mechanical Engineering, Federal University of Paraná (UFPR), Curitiba, PR.
  2. Doctor in Sciences, Federal University of Paraná (UFPR), Curitiba, PR.
- 

Abstract:

This paper presents some results of using the Discrete Transfer method coupled with a fluid flow to predict the radiative flux over the internal combustion chamber and nozzle walls of rocket engines. The analysis focuses in the impact of simulating non-black walls. Both the radiative heat flux and cpu time area analyzed. The paper also investigates and relatively cooler, conical-shaped region inside the convergent section of the nozzle. It was found that all instigated grids its presence persists.

**Projeto, construção e validação de bancada para medição indireta de empuxo em micropropulsores**

---

**Cezar Junior Velho<sup>1</sup>, Gustavo Elicker Coelho<sup>2</sup>, Anderson Wedderhoff Spengler<sup>3</sup>, Rafael de Camargo Catapan<sup>4</sup>**

1. Graduando em Eng. Aeroespacial pela Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, SC (UFSC).
  2. Mestrando no POS-ECM pela Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, SC (UFSC).
  3. Professor adjunto pela Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, SC (UFSC).
  4. Professor adjunto pela Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, SC (UFSC).
- 

Resumo:

A miniaturização de componentes no setor aeroespacial tem sido amplamente estudada ao longo dos últimos anos a fim de reduzir peso e custos de lançamento.

Satélites que apresentam massa entre 10 a 100 kg são chamados de nanosats e possuem requisitos exclusivos de propulsão, exigindo empuxos extremamente baixos e satisfazendo exigências de baixo consumo de energia, tamanho e custo de produção. Neste contexto, a medição de empuxo de um micropropulsor para realizar tal tarefa é um dos novos desafios que surgem no desenvolvimento de novas tecnologias de propulsão. Métodos diretos de medição de empuxo podem ser utilizados, no entanto, requerem que o propulsor seja construído de forma solidária aos sistemas de alimentação dos propelentes, dificultando os testes sistemático de alternativas de propulsores químicos. Em contrapartida, métodos indiretos têm sido usados por sua conveniência e relativa simplicidade. Deste modo, o objetivo desse trabalho foi desenvolver e validar uma bancada estática para medição de impulso por método indireto. A bancada consiste em uma câmara de vácuo com tubo central de quartzo onde o micropropulsor ou a alimentação de um escoamento padrão foi inserida. O tubo de quartzo tem 70 cm de diâmetro interno, 5 cm de espessura de parede e 75 cm de comprimento, envolto com duas flanges com anéis de silicone, que quando pressionadas fazem a vedação para gerar vácuo. A bancada foi equipada com célula de carga modelo 9207 da empresa Kistler, faixa de medição de -50 N a 50 N. O sinal da célula de carga é enviado a um módulo de aquisição de sinais modelo 5015A da Kistler. Resultados preliminares dos experimentos de empuxo com vazões volumétricas distintas, utilizando nitrogênio como escoamento padrão na bancada, obtiveram valores médios de 8,5 mN e 13,5 mN, com desvios-padrão de  $\pm 1,4$  mN e  $\pm 2,3$  mN, respectivamente. Os resultados de empuxo foram comparados com predição teórica para escoamento isentrópico e unidimensional em bocal convergente divergente. Em média, as medições experimentais apresentaram diferença de 20% em relação à predição teórica para escoamento isentrópico sobre bocal convergentedivergente, que pode estar relacionado às simplificações que foram adotadas nos cálculos teóricos, na distância da saída do escoamento até anteparo e também ao medidor de vazão.

## **Projeto Conceitual de Túnel de Vento Aerodinâmico de Sucção**

---

**Wilcker Neuwald Schinestzki<sup>1</sup>, Leonardo Barros da Luz<sup>1</sup>, José Carlos Ignácio Gonçalves Zart<sup>1</sup> e André Luís da Silva<sup>2</sup>**

1. Graduando em Engenharia Aeroespacial na Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM).
  2. Professor Adjunto no Curso de Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM).
- 

Resumo:

Em virtude da necessidade de um Laboratório de Aerodinâmica na Universidade Federal de Santa Maria (UFSM), desenvolveu-se, após uma breve pesquisa de mercado, um projeto conceitual de um túnel de vento aerodinâmico de sucção para fins didáticos. Tendo em vista os experimentos que, nele, deseja-se realizar, foi elaborada uma rotina de projeto capaz de dimensionar, por métodos semi-empíricos, o bocal de admissão de ar, a seção de tranquilização, a seção de contração, a seção de testes, o difusor e a seção de exaustão. Ainda, conhecendo o requisito de intensidade de turbulência aceitável na seção de testes, foi possível dimensionar telas, colmeias, bem como a perda de carga total e a potência mínima do motor para que o conjunto hélice-motor venham a fornecer a vazão de ar necessária.

## **Projeto de Construção de um Motor Foguete**

---

**Diego Walker<sup>1</sup>, Filipe Eismann<sup>1</sup>, João Centenaro<sup>1</sup>, Kátia Maier<sup>1</sup>, Lara Oliveira<sup>1</sup>, Pedro Henrique Blatt<sup>1</sup>, Nattan Roberto Caetano<sup>2</sup>**

1. Graduandos em Engenharia Aeroespacial pela Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM).
  2. Professor do Departamento de Engenharia Mecânica (DEM) na Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM).
- 

Resumo:

O interesse primário deste trabalho é projetar um foguete para participação em competições, além de estruturar um grupo de estudos sobre foguetes na Universidade Federal de Santa Maria (UFSM). Além disso, um dos objetivos específicos é o desenvolvimento do recém criado curso de Engenharia Aeroespacial. Deste modo, espera-se êxito no desenvolvimento de um foguete de baixo custo com

propelente sólido amador e seguro para cumprir com a motivação didática e experimental.

## **Projeto Preliminar de Túnel de Vento Aerodinâmico de Sucção com Suporte de CFD**

---

**José Carlos Ignacio G. Zart<sup>1</sup>, Leonardo Barros da Luz<sup>1</sup>, Wilcker Neuwald Schinetzski<sup>1</sup> e André Luís da Silva<sup>2</sup>**

1. Graduando em Engenharia Aeroespacial na Universidade Federal de Santa Maria (UFSM), Santa Maria,

RS.

2. Professor Adjunto do Curso de Engenharia Aeroespacial na UFSM.

---

Resumo:

Métodos numéricos consistem em um recurso bem adequado para fases de projeto preliminares, após estimativas iniciais levantadas com recursos semi-empíricos. Muitas vezes, métodos semi-empíricos, apesar de serem rápidos e de fornecerem bons resultados, acabam não revelando efeitos mais sutis de impacto substancial em projetos aerodinâmicos, por exemplo, o descolamento de camada limite em um túnel de vento. Este trabalho tem como objetivo apresentar estimativas de fenômenos de camada limite em um túnel de vento didático, visando a previsão e correção de efeitos que podem deteriorar o escoamento na seção de testes. É tratado de um túnel de vento que está sendo desenvolvido para o curso de Engenharia Aeroespacial da UFSM, utilizando métodos de CFD, os quais impactam sobre o nível de turbulência na seção de testes.

## **PROJETO PRELIMINAR DE UM WIG-C PARA TRANSPORTE DE PASSAGEIROS NA HIDROVIA SOLIMÕES-AMAZONAS**

---

**Rogério de Assis Dias Guahy<sup>1</sup>, Eduardo Bauzer Medeiros<sup>2</sup>**

1. Graduado em Engenharia Aeroespacial pela Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, MG (UFMG).

2. Doutor em Engenharia Mecânica pela University of Salford, Salford, Reino Unido.

---

Resumo:

Este artigo apresenta uma síntese do desenvolvimento e os resultados do projeto preliminar de um veículo com asa em efeito solo (WIG-C) para transporte de passageiros e operação em alguns trechos específicos da Hidrovia Solimões-Amazonas, local este onde os recursos de transporte hidroviários apresentam deficiências diversas. Buscou-se nos trabalhos desenvolvidos por Taylor (2000) informações relacionadas à viabilidade de implementação comercial que contribuíssem para uma maior clareza na elaboração das especificações e requisitos do projeto. Devido à escassez de informações referentes aos WIG-C, foram utilizados dados inerentes a diversos hidroaviões cujas características de carga paga são semelhantes às especificadas para o veículo projetado. Esta linha de ação possibilitou fazer uso dos diversos critérios propostos por Barros (2001) e Roskam (1989) em suas respectivas metodologias de projeto de aeronaves. Como resultado, obteve-se o projeto de um WIG-C clássico que foi desenvolvido até a sua fase preliminar, passando-se pelas fases de especificação e requisitos e projeto conceitual, onde foram abordados diversos conceitos de projeto aeronáutico e alguns outros conceitos de arquitetura naval, pois durante todas as fases de operação que antecedem à decolagem, o veículo pode ser tratado como uma embarcação de superfície que se desloca a variadas velocidades e está sujeito aos fenômenos hidrodinâmicos e hidrostáticos.

## **RESOLUÇÃO DAS EQUAÇÕES DA LINHA SUSTENTADORA DE PRANDTL E DA LINHA SUSTENTADORA ESTENDIDA PELO MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS**

---

**Alexandre Martins Araújo<sup>1</sup>, Ricardo Luiz Utsch de Freitas Pinto<sup>2</sup>**

1. Aluno do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, nível Mestrado, pelo Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, MG (UFMG).

2. Professor Titular do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais (UFMG).

Resumo:

As equações da linha sustentadora, de Prandtl e estendida, foram um dos primeiros métodos de análise de superfícies aerodinâmicas. Apesar de possuírem simplificações, esses métodos são capazes de estimar a distribuição de sustentação ao longo da envergadura, bem como a inclinação da curva de coeficiente de sustentação por ângulo de ataque, com precisão suficiente e para formas em planta arbitrárias. Neste trabalho, foi desenvolvido um método de elementos finitos, com interpoladores Lagrangianos lineares, que resolve a equação em cada subdomínio pelo método dos resíduos ponderados de Galerkin. Os resultados foram comparados com os métodos usuais de resolução dessas equações, bem como com dados experimentais presentes na literatura e formulações mais completas (Método dos Painéis). No âmbito do método de resolução, foi constatado uma convergência mais rápida dos resultados, em relação aos métodos usuais. Ao se comparar as diferentes formulações para a linha sustentadora, atestou-se que os resultados da linha estendida se aproximam mais aos dados experimentais, bem como aos da formulação mais completa. Com o método desenvolvido para a solução das equações de linha sustentadora, é possível analisar superfícies aerodinâmicas sem restrições na construção da malha, mantendo uma taxa de convergência maior em relação aos métodos usuais.

## Heat Radiation Applied in the Aerospace Industry

---

**Arthur Reckelberg Borges da Silva<sup>1</sup>, Nattan Roberto Caetano<sup>2</sup>**

1. Graduando em Engenharia Aeroespacial, Universidade Federal de Santa Maria, RS (UFSM).
  2. Doutor em Engenharia Mecânica, Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro, PUC-Rio
- 

Resumo:

The radiation is an important mechanism that transfers heat contactless, which is of particularly interest to the aerospace industry energy use. To efficient exploitations and safe control were developed several models in order to predict the

heat radiation, which aims to obtain an accurate thermal behavior. In this context, the present study consists in perform experimental measurements of thermal radiation emitted by turbulent diffusion flames to compare the results with those calculated applying the models. The radiant heat flux was taken in different from different distances to the source, in order to assess the radiation distribution. The energy emitted from the flame to the surrounds has been obtained integrating the radiant flux over the area around the source. These results are important to support numerical models adaptation in order to predict the heat transfer from flames from the radiation energy emitted by the gas based rocket propulsors. The experimental and theoretical results present considerable discrepancy, which indicates that the models must be enhanced. The results may contribute for the energy efficiency, design and safety in the aerospace industry.

## **Projeto e construção de um Motor à Reação Didático**

---

**Alan Pitthan Couto<sup>1</sup>, Jonas Müller Gonçalves<sup>1</sup>, Augusto Carginin Morcelli<sup>1</sup> e Giuliano Demarco<sup>2</sup>**

1. Graduando em Engenharia Aeroespacial pela Universidade Federal de Santa Maria (UFSM).
2. Professor no Depto de Eng. Mecânica - Universidade Federal de Santa Maria (UFSM).

---

Resumo:

Projeto elaborado dentro do Curso de Engenharia Aeroespacial da UFSM visando a revisão bibliográfica, elaboração e construção de um modelo didático de motor à reação tipo Turbofan, para uso nos laboratórios do curso e auxílio da compreensão dos temas de estudo relacionados a este tipo de tecnologia.

## **Investigação de Escoamento Inerte Turbulento num Banco de Estudos de Instabilidade de Combustão usando PIV**

---

**Samuel Carvalho de Souza Leal<sup>1</sup>, Wladimir Mattos da Costa Dourado<sup>2</sup>**

1. Graduado em Física pela Universidade Federal do Paraná, Curitiba, PR (UFPR).
  2. Doutor em Engenharia Aeronáutica e Mecânica pela École Nationale Supérieure de Mécanique et D'Aérotechnique, Paris, França (ISAE-ENSMA).
- 

Resumo:

Um dos principais problemas dos sistemas de combustão é a instabilidade de combustão. Para expandir o entendimento deste fenômeno, o presente trabalho investigará o escoamento inerte turbulento num banco de estudos de instabilidade de combustão usando a técnica Velocimetria por Imagem de Partículas (PIV). A comparação dos resultados do presente trabalho com os resultados do estudo realizado previamente com Velocimetria Laser de Efeito Doppler (LDV) possibilitará o aperfeiçoamento de projetos de sistema de combustão, que podem ter problemas de instabilidade de combustão, e o desenvolvimento de melhores modelos físicos e matemáticos de turbulência e de combustão utilizados em Dinâmica dos Fluidos Computacional (DFC).

## **Sistemas de Aeronaves Remotamente Pilotadas (SARP)**

## **Análise de Otimizações Mono e Multi-Objetivos para um VANT de Competição**

---

**Diego Pavani Guimarães<sup>1</sup>, Marcos Daniel de Freitas Awruch<sup>1</sup>**

1. Departamento de Engenharia Mecânica. Universidade Federal de Santa Maria (UFSM)

---

### **Resumo:**

Anualmente a competição SAE Aerodesign proporciona a estudantes universitários desenvolverem aeronaves não tripuladas (VANT) que devem cumprir determinados requisitos estipulados pela organização do evento. O desafio consiste na criação de um projeto aeronáutico, conseqüentemente multidisciplinar, onde um ou mais objetivos devem ser atingidos ou superados, respeitando determinadas condições. Para a definição e escolha de características importantes do projeto, diversas rotinas computacionais desenvolvidas em MATLAB, correspondendo a distintas disciplinas (aerodinâmica, estabilidade, estruturas, desempenho, peso, etc.) foram integradas e submetidas a um processo iterativo de otimização. Como resultado desse processo, têm-se aeronaves conceituais que maximizam a pontuação estabelecida na competição e definida no seu regulamento. O trabalho consiste em uma análise de distintas abordagens para a classe Micro de 2017, onde a equação de pontuação (ou função objetivo) é calculada com valores de carga paga e volume de caixa que o VANT poderia ser desmontado e guardado. Além da abordagem tradicional de uma otimização mono-objetivo, verificou-se a possibilidade de separar a equação em duas funções e realizar-se uma otimização multi-objetivo. Essa abordagem se mostrou interessante, pois a análise da Fronteira de Pareto gerada possibilita traduzir quais as prioridades deveriam receber maior atenção para desenvolvimento do projeto.

## **Dynamic Aeroelastic Flutter Study of a Remotely Piloted Aircraft Wing**

---

**Thomas Facini Pithan<sup>1</sup>, Valéria Farias da Luz<sup>2</sup>, Carlos Eduardo de Souza<sup>3</sup>**

1. Aerospace Engineering undergraduate by Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM).
  2. Mechanical Engineering undergraduate by Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM).
  3. Professor of Mechanical Engineering Department, Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM).
- 

Abstract:

In this article it is investigated the dynamic aeroelastic parameters of a Remotely Piloted Aircraft wing under its flight envelope conditions. This is done by determining the natural frequencies and normal mode shapes of the structure with a numerical finite element method commercial software. Results obtained are utilized as input for a numerical aeroelastic stability analysis. The k and g-methods are used to obtain the flutter and divergence speed, considering a panel method for aerodynamic modeling. The structure utilized was an already built RPA half-wing made by students of an aerodesign team, where the aileron is also modeled for improved results. The results obtained will serve to guarantee that no Flutter occur inside the flight envelope of the aircraft.

## **ARP Multitarefa Para Reconhecimento Armado**

---

**Saulo Francisco da Silva Penna Neto<sup>1</sup>, André Luis da Silva<sup>2</sup> e Diozer Ferreira dos Santos<sup>3</sup>**

1. Graduando em Engenharia de Controle e Automação pela Universidade Federal de Santa Maria (UFSM).
  2. Professor Adjunto, Curso de Engenharia Aeroespacial, Universidade Federal de Santa Maria.
  3. Graduando em Engenharia Mecânica pela Universidade Federal de Santa Maria (UFSM).
- 

Resumo:

Este trabalho apresenta uma revisão sobre a artilharia de solo e suporte aéreo, apresentando uma lacuna existente entre ambos, que usualmente é suprida

por mísseis de curto alcance, mas que pode ser melhor atendida pelo uso de aeronaves remotamente pilotadas (ARP). É apresentado um conceito de missão, bem como o projeto conceitual de uma ARP e seus sistemas para atender tal propósito.

## **Desenvolvimento de Sistemas para Identificação e Rastreamento Automático de Alvos em Tempo Real para Aeronaves Remotamente Pilotadas**

---

**Saulo Francisco da Silva Penna Neto<sup>1</sup>, Eduardo Cattani Silva<sup>2</sup>, André Luis da Silva<sup>3</sup> e Marcelo Serrano Zanetti<sup>4</sup>**

1. Graduando em Engenharia de Controle e Automação pela Universidade Federal de Santa Maria.
2. Graduando em Engenharia pela Universidade Federal de Santa Maria.
3. Professor Adjunto, Curso de Engenharia Aeroespacial, Universidade Federal de Santa Maria.
4. Professor Adjunto, Departamento de Eletrônica e Computação, Universidade Federal de Santa Maria.

---

Resumo:

Este trabalho descreve um sistema para processamento de imagens em tempo real, que se aplica ao controle de direcionamento de câmera embarcada em aeronave remotamente pilotada. Essa concepção será utilizada para reconhecer na imagem os potenciais alvos a serem observados (pessoas, veículos ou estruturas), estabilizando e travando a câmera focada no alvo designado, além de retornar ao operador as coordenadas geográficas do objeto em questão.

## **Desenvolvimento de Software para Automatização da Operação de Aeronave Remotamente Pilotada Pautado pela DO-178C**

---

**Marcelo Correa Cueto<sup>1</sup>, André Luis da Silva<sup>2</sup> e Marcelo Serrano Zanetti<sup>3</sup>**

1. Graduando em Engenharia de Telecomunicações pela Universidade Federal de Santa Maria.
  2. Professor Adjunto, Curso de Engenharia Aeroespacial, Universidade Federal de Santa Maria.
  3. Professor Adjunto, Departamento de Eletrônica e Computação, Universidade Federal de Santa Maria.
- 

Resumo:

O presente trabalho descreve um estudo de caso em engenharia de software aplicado no desenvolvimento de sistemas críticos junto a uma empresa aeronáutica participante da incubadora tecnológica da Universidade Federal de Santa Maria.

### **Proposta para dimensionamento preliminar de VANTs de asa fixa**

---

**José Flávio Dias Gomes<sup>1</sup>, Rebeca de Souza Ribeiro<sup>2</sup>, Eduardo Bauzer Medeiros<sup>3</sup>**

1. Graduando em Engenharia Aeroespacial pela Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, MG (UFMG).
  2. Graduanda em Engenharia Aeroespacial pela Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, MG (UFMG).
  3. Professor Doutor da Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, MG (UFMG).
- 

Resumo:

Atualmente, o aumento do uso de veículos aéreos não tripulados (VANTs) em diversas aplicações traz à tona a necessidade de estudos técnicos mais aprofundados a seu respeito. Um dos tópicos passível de ser explorado é o dimensionamento preliminar destas aeronaves, visto que estas podem adquirir diversas configurações, dependendo da missão para a qual foram projetados para executar, ou ainda, dentro de uma mesma missão. Desta forma, o presente trabalho irá apresentar uma análise comparativa das aeronaves fabricadas até o momento,

de forma a extrair relações que auxiliem o dimensionamento inicial de um novo projeto.

## **DESENVOLVIMENTO DE UM SISTEMA DE MONITORAMENTO DA INTEGRIDADE ESTRUTURAL DE UMA AERONAVE REMOTAMENTE PILOTADA**

---

**Dioser Ferreira dos Santos<sup>1</sup>, Saulo Francisco da Silva Penna Neto<sup>2</sup>, Fabio Ugalde Pereira<sup>3</sup> e Tiago dos Santos<sup>4</sup>**

1. Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM).
  2. Engenharia de Controle e Automação da Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM).
  3. Engenharia de Controle e Automação da Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM).
  4. Professor no Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM)
- 

Resumo:

Este trabalho visa apresentar o desenvolvimento de um sistema de monitoramento da integridade estrutural de uma aeronave remotamente pilotada, utilizando a metodologia Online Rainflow Method para contagem de ciclos aliada à teoria de Palmgren-Miner de acúmulo de dano. O monitoramento será feito em tempo real, com um sistema compacto sendo embarcado na aeronave a fim de processar dados de deformação adquiridos por extensômetros (strain gauges). Resultados preliminares são apresentados para ilustrar o funcionamento do sistema desenvolvido.

## **Modelagem da Dinâmica e Controle de um Veículo Aéreo Não Tripulado do Tipo Pentarrotor**

---

**Kenedy Matiasso Portella<sup>1</sup>, Róger Mateus Sehnem<sup>1</sup>, Lucas Wilke Dalla Rosa<sup>2</sup>,  
Max Souza Luduvico<sup>1</sup> e Pedro Paglione<sup>3</sup>**

1. Graduando em Engenharia Aeroespacial pela Universidade Federal de Santa Maria (UFSM).
  2. Mestrando em Engenharia de Produção pela Universidade Federal de Santa Maria (UFSM).
  3. Professor Titular do Instituto Tecnológico da Aeronáutica (ITA)
- 

Resumo:

O presente trabalho propõe a modelagem matemática de um veículo aéreo não tripulado do tipo pentarrotor, com quatro hélices para fins de controle e estabilização e um sistema propulsivo de hélices coaxiais para gerar sustentação. O projeto de controle empregado é do tipo Rastreador Linear Quadrático (LQR).

## **Controle e Mecânica de Voo**

## **Determinação de variáveis de navegação de um ARP asa fixa com fusão de dados de unidade inercial, GPS e método TRIAD**

---

**Halisson Tedesco<sup>1</sup>, André Luís da Silva<sup>2</sup>**

1. Graduando de Engenharia Elétrica pela Universidade Federal de Santa Maria (UFSM)
  2. Professor Adjunto, Curso de Engenharia Aeroespacial, UFSM
- 

Resumo:

Este trabalho visa o desenvolvimento de um sistema de navegação inercial utilizando sensores inerciais do tipo MEMS, GPS e método TRIAD. As variáveis de navegação tais como: posição, velocidade e velocidade angular são determinadas pela Unidade de Medição Inercial (IMU). A atitude é obtida pelo Método TRIAD. Por fim, a estimação dos estados é feita combinando as medidas da IMU com as do GPS através do Filtro de Kalman (KF).

## **Desenvolvimento e Aplicação de uma Bancada Didática do tipo Pêndulo Invertido para Aprendizado de Técnicas de Controle de Tempo Discreto**

---

**Kenedy M. Portella<sup>1</sup>, Emmanuel Adamski de Moura<sup>2</sup>, Max Anacleto Vasconcelos<sup>2</sup>, Thiago R. Garcia<sup>3</sup>, André Luís da Silva<sup>4</sup> e Lucas V. Bellinaso<sup>4</sup>**

1. Graduando em Engenharia Aeroespacial – Univ. Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM).
  2. Graduando em Engenharia Elétrica (UFSM).
  3. Técnico em Eletromecânica do Núcleo de Pesquisa e Desenvolvimento em Engenharia Elétrica (UFSM).
  4. Professor do curso de Engenharia Aeroespacial (UFSM).
-

Resumo:

O pêndulo invertido é uma planta muito utilizada para o ensino de controle de sistemas. É relevante para a Engenharia Aeroespacial, pois se assemelha a plantas estudadas na área, como um foguete em estágio de lançamento. O presente trabalho relata o projeto e aplicação de uma bancada didática de pêndulo invertido para o ensino de controle digital para uma turma do curso de Engenharia Aeroespacial da UFSM, empregando a metodologia de Aprendizagem Baseada em Projetos (Project Based Learning). A metodologia será avaliada através de questionário respondido pelos alunos. Pretende-se assim demonstrar sua eficácia no ensino de técnicas de controle digital para graduação em Engenharia Aeroespacial.

## **Otimização de manobras através de Algoritmo Genético**

---

**Andre Vinhas Pinheiro<sup>1</sup>, Nicholas Fonseca Martins<sup>2</sup>, Denilson Paulo Souza dos Santos<sup>3</sup>**

1. Graduando em Engenharia de Telecomunicações, Universidade Estadual Paulista, UNESP, São João da Boa Vista, SP.
  2. Graduando em Engenharia de Telecomunicações, Universidade Estadual Paulista, UNESP, São João da Boa Vista, SP.
  3. Doutor em Engenharia e Tecnologias Espaciais, Universidade Estadual Paulista, UNESP, São João da Boa Vista, SP.SP).
- 

Resumo:

O objetivo deste trabalho consiste no emprego de métodos de simulação numérica utilizando um algoritmo genético simples para otimização de problemas como manobras orbitais e transferências de Hohmann, a fim de se obter parâmetros de forma simplificada para determinados cenários de otimização como tempo e combustível.

## **Desenvolvimento de plataforma HIL para testes em condições operacionais de algoritmos de calibração de magnetômetro**

---

**Renan Rathis Sacco<sup>1</sup>, André Luís da Silva<sup>2</sup>**

1. Graduando em Engenharia Elétrica pela Universidade Federal de Santa Maria (UFSM)
  2. Professor Adjunto, Curso de Engenharia Aeroespacial, UFSM
- 

Resumo:

Este trabalho trata do desenvolvimento de uma plataforma para avaliar algoritmos que realizam a calibração de magnetômetros. O procedimento de calibração do sensor é executado por um microcontrolador que recebe valores simulados de campo magnético. Estes dados são gerados de modo a representar condições operacionais de determinada aeronave, onde ela não pode ser rotacionada arbitrariamente em torno dos três eixos tal como previsto no procedimento ideal de calibração. É utilizado o Simulink para cálculo do campo magnético e o Xplane para realização das manobras com a aeronave. É realizado o cálculo da atitude usando o método TRIAD para valores calibrados de campo magnético. A plataforma permite que se observe o impacto da calibração na determinação da atitude e também a definição das manobras mais apropriadas para calibração

**Pesquisando "Órbitas Estáveis" para uma nave espacial observar o Asteroide Triplo 2001SN263**

---

**Antônio F. B. A. Prado<sup>1</sup>**

1. Doutor em Engenharia Aeroespacial – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, INPE, São José dos Campos, SP.
- 

Resumo:

Missões a asteroides são muito populares atualmente em pesquisa espacial, por muitas razões. No lado científico, acredita-se que alguns asteroides tenham informações sobre a nuvem original de partículas que formou o Sistema Solar no passado. Há também razões comerciais, com grande interesse na exploração de minerais a partir de asteroides, e até estudos relacionados à defesa planetária,

buscando alternativas para evitar a colisão de um asteroide com a Terra. O objetivo do presente trabalho é buscar órbitas estáveis para localizar uma espaçonave que tenha o objetivo de observar o sistema triplo de asteroides 2001SN263. Este é um sistema muito interessante e um candidato muito bom para receber uma nave espacial. Trajetórias próximas ao corpo primário, no meio das órbitas de ambos os corpos menores do sistema e fora da órbita do corpo satélite externo são investigadas. Uma nova definição de estabilidade para a órbita é feita, com um objetivo muito aplicado, que é manter a distância da nave espacial-primária dentro de um determinado intervalo. Órbitas adequadas são encontradas nas três regiões estudadas, e uma explicação física é feita, baseada na integral das acelerações recebidas pela espaçonave.

## **ESTUDO DE MANOBRAS ORBITAIS EM UMA CONSTELAÇÃO DE PEQUENOS SATÉLITES**

---

**Rita de Cássia Domingos<sup>1</sup>, Ricardo Garcia Pina<sup>2</sup> e Antônio F. B. A. Prado<sup>3</sup>**

1. Doutora em Engenharia e Tecnologias Espaciais, Universidade Estadual Paulista, UNESP, São João da Boa Vista, SP.
  2. Graduando em Engenharia Aeronáutica, Universidade Estadual Paulista, UNESP, São João da Boa Vista, SP.
  3. Doutor em Engenharia Aeroespacial – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, INPE, São José dos Campos, SP.
- 

Resumo:

O presente trabalho apresenta um estudo sobre a análise de manobras clássicas visando a viabilidade de maneiras alternativas para efetuar manobras de constelações de pequenos satélites. É explorado o conceito de manobras que utilizam órbitas em ressonância para reduzir o custo da manobra. Esse tipo de manobra poderia viabilizar o lançamento conjunto de toda uma constelação de pequenos satélites em um único lançamento, colocando todos os satélites em uma única posição da órbita inicial para, a partir da , distribu -los em í í suas posições finais dentro de um mesmo plano orbital. A literatura apresenta apenas estudos envolvendo a dinâmica de dois corpos, que não gera resultados muito precisos

quando um longo tempo para a manobra é necessário. Pretende-se então testar e estender esse método para aplicações em constelações de satélites dentro de uma dinâmica não kepleriana.

## **Stability Analysis in Tethers Systems**

---

**Denilson Paulo Souza dos Santos<sup>1</sup> e Jorge Kennety Silva Formiga<sup>2</sup>**

1. Doutor em Engenharia e Tecnologias Espaciais, Universidade Estadual Paulista, UNESP, São João da Boa Vista, SP.
  2. Doutor em Engenharia e Tecnologias Espaciais - Instituto de Ciência e Tecnologia, UNESP, Universidade Estadual Paulista, São José dos Campos, SP.
- 

### **Abstract:**

The study of stability of the solution for tether systems were considered in this work, with the following assumptions: two bodies connected by cables of adjustable size, with different masses, in a Keplerian orbit in central force field. Our goal is analyzing equilibrium solutions of the tether using a control law for the cable size. The solutions are found assuming a control law in function of independent variables eccentricity ( $e$ ) and true anomaly ( $\theta$ ) that describe the orbital dynamic of the problem. The Floquet theory was used to analyze the continuous and periodic solutions in the monodromy matrix of the system, and control laws were found with stability solutions for periodic orbits for eccentricity and true anomaly.

## **Projeto de sistemas de guimbais com 3 GDL para reprodução de movimentos de rotação e calibração de unidades inerciais**

---

**Tarso Kraemer Sarzi Sartori<sup>1</sup>, Roberto Begnis Hausen<sup>2</sup>, André Luís da Silva<sup>3</sup>**

1. Graduando de Engenharia Aeroespacial pela Universidade Federal de Santa Maria (UFSM)
2. Professor Assistente, Departamento de Expressão Gráfica, UFSM
3. Professor Adjunto, Curso de Engenharia Aeroespacial, UFSM

Resumo:

Este trabalho visa o projeto de um sistema de guimbais de 3 graus de liberdade (GDL) para a reprodução de movimentos de rotação e calibração de unidades de medidas inerciais (do inglês IMU), partindo da modelagem matemática, dimensionamento dos componentes, desenho em CAD do conjunto e estudo do controle dos motores integrados à plataforma Arduino. O sistema de guimbais será futuramente adicionado a um sistema hardware in the loop (HIL), que realiza testes de controladores e microcontroladores embarcados, para desenvolvimento de sistemas de controle e navegação para veículos aeroespaciais: foguetes, aeronaves e satélites. Essa integração servirá para realizar a calibração e testes de unidades inerciais de baixo custo e proporcionará um maior detalhamento dos testes em solo, além de fornecer ferramentas modernas e acessíveis para desenvolvimento de sistemas embarcados em universidades e empresas.

## **Gestão Estratégica e Defesa**

## **A sistemática de processos para certificação de aeronaves LSA conforme normas da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC)**

---

**Fernanda Signor<sup>1</sup>, Leonardo Nabaes Romano<sup>2</sup> e Roberto Begnis Hausen<sup>3</sup>**

1. Acadêmica em Engenharia Aeroespacial pela Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM).
  2. Professor Associado, Departamento de Engenharia Mecânica, UFSM.
  3. Professor Assistente, Departamento de Expressão Gráfica, UFSM.
- 

Resumo:

Este trabalho tem como objetivo a análise do sistema de normas da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) para a categoria de aeronaves leves esportivas, LSA (do inglês Light Sport Aircraft). Considerando as mudanças ocorridas nas normas da ANAC, este estudo apresenta os impactos gerados pelas mudanças ocorridas na categoria ultraleve, o qual utiliza da revisão bibliográfica das normas anteriores e das atuais. Pretende-se estabelecer, através da sistematização do conhecimento, um conjunto de parâmetros que devem ser previstos durante o projeto para a certificação de aeronaves da categoria, segundo as normas vigentes da ANAC.

## **Gestão da Sustentabilidade na Indústria Aeroespacial**

---

**João Paulo Estevam de Souza<sup>1</sup> e João Murta Alves<sup>1</sup>**

1. Doutor em Engenharia Aeronáutica e Mecânica pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA).
- 

Resumo:

O presente artigo aborda os desafios que as organizações enfrentam na incorporação da sustentabilidade em sua estratégia de negócio e operações. Como resposta a tal demanda, o Sistema Integrado de Gestão (Qualidade, Meio Ambiente, Responsabilidade Social, e Saúde e Segurança do Trabalho) integrado à Manufatura Enxuta se apresenta como uma resposta competitiva para que as organizações prosperem na sua indústria sob os princípios do desenvolvimento sustentável. A investigação sobre os atuais modelos utilizados pelas organizações revela o uso de Sistemas Integrados de Gestão e Sistemas de Manufatura Enxuta de forma não integrada e muitas vezes conflitante. O objetivo deste artigo é apresentar uma aplicação do LIMSSI model para a melhoria da sustentabilidade corporativa. O LIMSSI model é baseado na integração do Sistema Integrado de Gestão (Qualidade, Meio-Ambiente, Saúde e Segurança do Trabalho, e Responsabilidade Social) com o Sistema de Manufatura Enxuta. O LIMSSI model foi aplicado em uma organização do setor aeroespacial e a implementação demonstrou potencial de gerar melhoria do desempenho da sustentabilidade para a organização, com produção mais rápida, mais flexível, reduzindo os estoques, reduzindo os problemas da qualidade, ambientais, de responsabilidade social e de saúde e segurança do trabalho, de forma a tornar a empresa mais competitiva.

## **Revisão da Realidade Brasileira em Termos da Aplicabilidade de Pequenos Satélites para Missões de Sensoriamento Remoto**

---

**Rui Carlos Botelho Almeida da Silva<sup>1</sup>**

1. Mestre em Mecatrônica pela Universidade Federal da Bahia, Salvador, BA (UFBA).

---

Resumo:

O sensoriamento remoto é uma das atividades de maior amplitude e aplicação na área espacial. Nos últimos anos, o uso de pequenos satélites e de constelação de satélites vem crescendo de forma contínua e consistente, especialmente para atividades de sensoriamento remoto. Na contramão dessa tendência, o Programa Espacial Brasileiro (PEB) vem dando preferência ao desenvolvimento de satélites de maior porte, conforme preconizado nas duas

últimas versões do seu planejamento decenal: Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE). O presente trabalho apresenta uma análise da aplicabilidade e integração de pequenos satélites para o PEB, considerando estudos sobre custos e risco, efetuando uma comparação entre os principais projetos nacionais com sistemas espaciais de renome internacional e considerando as demandas nacionais governamentais em aplicações nesse tema. Ao final é feita uma discussão sobre as principais questões identificadas e se conclui o trabalho apresentando como resultado algumas sugestões para melhoria desse hiato entre as tendências mundiais e as nacionais.

## **Evolução do projeto aeronáutico no âmbito do Centro de Estudos Aeronáuticos (CEA-UFMG)**

---

**Danilo Azevedo<sup>1</sup>, Joel Laguardia<sup>1</sup>, Alexandre Martins Araújo<sup>2</sup> e Lucas Pereira<sup>3</sup>**

1. Doutorando em Eng. Mecânica pela Univ. Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, MG (UFMG).
  2. Mestrando em Eng. Mecânica pela Univ. Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, MG (UFMG).
  3. Graduando em Eng. Mecânica pela Univ. Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, MG (UFMG).
- 

Resumo:

O ensino da engenharia aeroespacial no âmbito da Universidade Federal de Minas Gerais teve início na década de 60, quando o engenheiro Claudio Pinto de Barros fundou o Centro de Estudos Aeronáuticos - CEA. Desde então, diversos projetos de aeronaves leves foram executados, testados e utilizados como plataforma de transferência de conhecimento para os alunos. A rápida evolução tecnológica assistida a partir do final da década de 1990 e início de 2000, e a chegada da era da informação modificam as formas tradicionais de projeto e dá acesso a tecnologias de ponta e a acervos técnicos e científicos inimagináveis anteriormente. Neste trabalho, avaliou-se a evolução dos projetos face a essa evolução tecnológica, difusão dos computadores e informação. Relatos de professores e ex-alunos deste centro foram utilizados para levantar uma linha do

tempo e criar os cenários de desenvolvimento das aeronaves avaliadas. Os relatórios das aeronaves CB-1 “Gaivota”, CB-2 “Minuano”, CB-7 “Vesper”, CB-10 “Triathlon”, CEA 308, CEA 309 e reportagens e relatos sobre a aeronave CEA 311, foram consultados.

## **Impacto do movimento NewSpace no Programa Espacial Brasileiro no cenário Nacional e Internacional**

---

**Oswaldo Barbosa Loureda<sup>1</sup>**

1. PósDoutorado pelo Israel Institute of Technology – TECHNION, Coordenador da Eng. Aeroespacial na UniAmérica

---

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. 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 frequentemente 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 esta 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 Neozeolandês, 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.

## **Uma estratégia para definição e análise de stakeholders em organizações do setor espacial**

---

**Isomar Lima da Silva<sup>1</sup>, Andreia Sorice Genaro<sup>2</sup>, José Wagner da Silva<sup>3</sup>**

1. Doutorando em Engenharia e Tecnologia Espaciais - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).

2. Doutora em Engenharia e Tecnologia Espaciais - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).
  3. Mestrando em Engenharia e Tecnologia Espaciais - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).
- 

Resumo:

As discursões em torno da teoria dos Stakeholders buscam identificar quais são as pessoas ou grupos de pessoas que estão servindo de “Stakeholders” em um projeto ou organização além de identificar outros componentes da sociedade, que devem ser levados em consideração na tomada de decisão da organização. Este trabalho aborda uma estratégia para definição de stakeholders em projetos espaciais que auxilie na identificação e gestão desses Stakeholders dentro da Garantia do Produto, Montagem | Integração e Teste, Engenharia de Sistemas e Gestão de Projetos.

## **O LIT como instrumento para o desenvolvimento científico, tecnológico e industrial na área espacial**

---

**Geilson Loureiro<sup>1</sup>**

1. Doutor em Engenharia de Sistemas pela Loughborough University, Inglaterra.
- 

Resumo:

Este artigo tem por objetivo apresentar o Laboratório de Integração e Testes (LIT) como um instrumento de desenvolvimento científico, tecnológico e industrial para o Brasil e para programas espaciais internacionais. O LIT é o laboratório de integração e testes de satélites do INPE. O LIT consiste de um complexo de laboratórios de metrologia e de ensaios, com 20000 m<sup>2</sup> de área construída para qualificar componentes, equipamentos e sistemas espaciais quanto a sua funcionalidade, a requisitos ambientais vibro-acústicos, de termo-vácuo e de interferência eletromagnética. O artigo ressalta as pesquisas em processos realizadas pelo LIT, bem como as aplicações científicas dos diversos produtos desenvolvidos com a participação do laboratório desde 1987. Além disso, tecnologias de ensaios e de integração são desenvolvidas pelo laboratório e os

avanços tecnológicos incorporados nos produtos corroboram a missão do laboratório. O LIT se coloca como uma infraestrutura multiusuária de modo que a indústria possa utilizar sem que cada empresa tenha que possuir infraestrutura própria. O artigo apresenta as capacidades do LIT, seus usos, suas perspectivas de expansão e seu uso estratégico para o desenvolvimento de uma indústria espacial no Brasil.

## **Engenharia de Sistemas e AIT**

## Sistema de Bajo Costo para el Ensayo Cuasiestático de Vehículos Espaciales

---

**Edgardo Roggero<sup>1</sup>, Pablo González<sup>2</sup>, Nahuel Castello<sup>1,2</sup> y Ariel Sanchez<sup>3</sup>**

1. Docente Investigador, Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE)
  2. Docente investigador, Grupo de Tecnología Aeroespacial, Univ. Tecnológica Nacional (GTA-UTN).
  3. Estudiante de grado, Grupo de Tecnología Aeroespacial, Universidad Tecnológica Nacional (GTA-UTN)
- 

### Resumen:

El dimensionamiento típico de las estructuras mecánicas de los satélites se basa en considerar que los esfuerzos estáticos y dinámicos que impone el vehículo lanzador pueden tratarse como si fuesen cargas de aceleración gravitatoria actuando sobre el cuerpo del satélite, las que son conocidas con el nombre de cargas cuasiestáticas. A fin de garantizar la calidad requerida para una estructura espacial se hace necesario verificarla en tierra mediante un ensayo específico que permita corroborar si estos elementos estructurales serán capaces de soportar adecuadamente los esfuerzos cuasiestáticos a los que se verán sometidos durante el lanzamiento. Se presenta en este trabajo el diseño de un sistema de nueva generación que permite el ensayo simultáneo en los ejes laterales y longitudinales con un mismo equipamiento, esta alternativa le otorga una versatilidad única a la que se suman las ventajas de este sistema sobre los sistemas convencionales que son: su bajo costo, sus dimensiones relativamente pequeñas, su reducido tiempo de preparación, que puede ensayar satélites cuyas masas variar desde unos pocos cientos a varios miles de kilogramos y que además es capaz de satisfacer los requerimientos de aceleración y frecuencia de todos los lanzadores que utilicen las tecnologías actuales (ya sea que se encuentren disponibles o que sean diseñados en el futuro).

## **Projetando a Confiabilidade de Subsistemas Embarcados/ Aeroespaciais**

---

**Marcos Arend<sup>1</sup>**

1. Diretor de Tecnologia da empresa AEL Sistemas e Mestre em Engenharia Elétrica pela Pontifícia Universidade Católica do Rio Grande do Sul (PUCRS).

---

Resumo:

O desenvolvimento de produtos embarcados para o segmento aeroespacial apresenta desafios relacionados ao alto nível de confiabilidade exigida em ambientes de operação demandantes, impondo ao mesmo tempo redução do volume (miniaturização) e aumento de complexidade. O artigo sintetiza os meios de estresses que os equipamentos e componentes ficam sujeitos em sua operação, apresentando os mecanismos de ação e mitigando o controle.

## **Ensino de Engenharia Aeroespacial**

## **Construção de cansat como projeto multidisciplinar na formação superior em engenharias**

---

**Romildo Marques<sup>1,6</sup>, Isabella Francelino<sup>1,6</sup>, Patrícia Montanger<sup>1,7</sup>, Matheus Amaro<sup>2,7</sup>, Ana Gonzaga<sup>3,6</sup>, Taynara Simon<sup>3</sup>, Abraão J.S. Capistrano<sup>4</sup>, e Janer Vilaça<sup>5</sup>**

1. Graduandos em Engenharia Física pela Universidade Federal da Integração Latino-Americana, Foz do Iguaçu, PR (UNILA).
  2. Graduando em Engenharia Química pela Universidade Federal da Integração Latino-Americana, Foz do Iguaçu, PR (UNILA).
  3. Graduandas em Engenharia dos Materiais pela Universidade Federal da Integração Latino-Americana, Foz do Iguaçu, PR (UNILA).
  4. Doutor em Física Teórica pela Universidade de Brasília (Unb), Professor da Universidade Federal da Integração Latino-Americana, Foz do Iguaçu, PR (UNILA).  
abraao.capistrano@unila.edu.br
  5. Coordenador do Polo Astronômico Casimiro Montenegro Filho, Parque Tecnológico Itaipu, Foz do Iguaçu, PR.
  6. Bolsistas do Polo Astronômico Casimiro Montenegro Filho, Parque Tecnológico Itaipu, Foz do Iguaçu, PR.
  7. Bolsistas do Programa de iniciação científica da Universidade Federal da Integração Latino-Americana, Foz do Iguaçu, PR.
- 

### Resumo:

Recentemente, principalmente com a utilização de Gps, sistemas de telemetria e drones atendem as mais variadas funções desde da inteligência militar ao usuário comum. A ciência aeroespacial e todas suas ramificações tem se amplificado com a formação de profissionais. O presente artigo visa estudar processos inerentes ao CanSat como ferramenta pedagógica de formação superior para estudantes de engenharias. O CanSat é um simulador de satélites com

tamanho de uma lata de refrigerante, o nome é um acrônimo das palavras Lata e Satélite em inglês (Can e Satellite, respectivamente). Este experimento tem, em tamanho miniaturizado, os mesmos sistemas básicos de satélites. A produção do CanSat é uma das linhas trabalhadas em projeto de pesquisa institucional da UNILA e em parceria com o Polo Astronômico Casimiro Montenegro Filho, da Fundação Parque Tecnológico Itaipu, onde implementamos a primeira fase desta linha de desenvolvimento. Diferentemente do que é feito comumente em trabalhos com CanSat, visamos prioritariamente realizar o trabalho sem estruturas ou mecanismos já elaborados, o mesmo válido no que tange a parte computacional, feita de modo original, usando o Arduino como plataforma básica. Como resultado, os primeiros testes foram promissores sendo realizados em ambiente aberto e sem obstáculos, em raio de aproximadamente 100 metros, com a telemetria funcional e inicialmente sem perdas.

## **Implementação do Método de Ensino CPIO no Curso de Engenharia Aeroespacial da UFSM**

---

**André Luís da Silva<sup>1</sup>, Marcelo Serrano Zanetti<sup>2</sup>**

1. Professor Adjunto, Curso de Engenharia Aeroespacial, Universidade Federal de Santa Maria.
  2. Professor Adjunto, Departamento de Eletrônica e Computação, Universidade Federal de Santa Maria.
- 

Resumo:

Este trabalho apresenta uma introdução ao método Conceive, Design, Implement, Operate (CDIO), traduzido para o português como “Conceber, Projetar, Implementar e Operar” (CPIO). Trata-se de um abordagem de ensino de engenharia baseada em projetos, que vem sendo adotado no curso de Engenharia Aeroespacial da UFSM. A primeira oferta da prática foi realizada no segundo semestre de 2017 e alguns resultados positivos já podem ser verificados.

## Promoting Hands-On CubeSat Activities for Space Education and Outreach in Brazil

---

**Lázaro Aparecido P. Camargo<sup>1</sup>, Daniel A. Nono<sup>2</sup>, Eduardo E. Bürger<sup>2</sup>, Italo P. Rodrigues<sup>2</sup>, Mateus Oliveira<sup>2</sup>, Plínio Tenório<sup>2</sup>, Jeanne Samara dos S. Lima<sup>3</sup>, Auro Tikami<sup>4</sup>, Christopher Shneider Cerqueira<sup>5</sup> e Walter Abrahão dos Santos<sup>6</sup>**

1. Mestre em Engenharia e Tecnologia Espaciais no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).
  2. Aluno de Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).
  3. Aluna de Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).
  4. Tecnologista no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE)
  5. Doutor em Engenharia e Tecnologia Espaciais pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).
  6. Doutor em Engenharia Eletrônica e Computação pelo Instituto Tecnológico da Aeronáutica (ITA).
- 

### Abstract:

This work presents a set of activities where the CubeSat concept and all major ancillary space systems engineering topics are introduced in a 60-minute hands-on seminar for a team of up to 4 people. The script of ludic activities follows a typical space mission lifecycle. In the Phase-0/A the concept of mission goals and CONOPS diagram are worked with a team of participants. Phase B asks for preliminary design definition where the team defines the payload subsystem suitable for achieving mission goals. Detailed design definition follows next in Phase C where payload details are asked and an Arduino-based CubeSat platform is handled with dummies for solar sensor, reaction wheels, temperature sensors, telemetry feedback (a overheat buzzer alarm and led for solar position indication), batteries and on-board software for orchestrating all subsystems. In Phase-D, the team works with CubeSat manufacturing, AI&T, qualification concepts and are asked to assemble the electronics using breadboards, power-up with batteries and perform systems checking. The launch and operation concepts are briefly introducing in the Phase-E

where the CubeSat is enclosed in ludic box and on-board systems performance and telemetry functions checked. Systems disposal, Phase-E, closes the seminar where participants de-assemble the CubeSat box and internal components and return them to their prior location. Feedback collected from seminar participants is quite encouraging since this presents complex concepts in a ludic yet funny way making the audience open to space education and outreaching for future projects and STEM carriers.

## **CTEE – A Technological Approach for Developing Space Engineering Practices with Nanosatellites in Brazil**

---

**Jeanne Samara dos S. Lima<sup>1</sup>, Daniel A. Nono<sup>2</sup>, Plínio Tenório<sup>2</sup>, Eduardo E. Bürger<sup>2</sup>, Lázaro Aparecido P. Camargo<sup>3</sup>, Mateus Oliveira<sup>2</sup>, Italo Pinto Rodrigues<sup>2</sup>, Auro Tikami<sup>4</sup>, Christopher Shneider Cerqueira<sup>5</sup> e Walter Abrahão dos Santos<sup>6</sup>**

1. Aluna de Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).
2. Aluno de Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).
3. Mestre em Engenharia e Tecnologia Espaciais no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE)
4. Tecnologista no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE)
5. Doutor em Engenharia e Tecnologia Espaciais pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).
6. Doutor em Engenharia Eletrônica e Computação pelo Instituto Tecnológico da Aeronáutica (ITA).

---

Abstract:

Developing activities that cater for engineering competencies and skills towards an Industry 4.0 paradigm based on automation, big data, artificial intelligence, 3D printing, etc., are a crucial factor for developing countries like Brazil. Usually big satellite projects at INPE take some time and preclude major student

involvements, which need to validate their case studies and have a real hands-on experience for a practical yet, fully mission target. In this scenario, this paper presents the CTEE initiative, its best practices, lessons-learned and results from using nanosats for improving and developing space-engineering practices. CTEE stands in Portuguese for “Technological Capacity on Space Engineering” and its inception was at INPE’s Space Engineering and Technology post-graduation. It aims at enabling hands-on space missions for students, build up future workforce developments and promoting various outreach activities in Brazil ranging from teens to post-graduate students. The CTEE group has setup some good practices to support the development of a series of nanosats with increasing complexity and mission capabilities. The first satellite, named Alpha, is 1U cubesat with a simple attitude control followed by Beta, a 2U cubesat with more precise attitude control and lastly, Gamma, a 3U cubesat with an optical mission. The expected period for nanosatellite project is two years with incremental deployments where students can validate their projects, have practical training and develop the various space subsystems. Furthermore, a series of small cubesat workshop events targeting kids and the public in general are presented with innovative approaches to the theme.

## **CubeDesign: A Competition for Nanosatellite Capacity Building in Latin America**

---

**Eduardo Escobar Bürger<sup>1</sup>, Mateus Oliveira<sup>1</sup>, Jeanne Samara dos S. Lima<sup>2</sup>, Plínio Tenório<sup>1</sup>, Daniel A. Nono<sup>1</sup>, Lázaro Aparecido P. Camargo<sup>3</sup>, Italo Pinto Rodrigues<sup>1</sup>, Christopher Shneider Cerqueira<sup>4</sup> Jorge Enrique Espindola Diaz<sup>4</sup> e Walter Abrahão dos Santos<sup>4</sup>**

1. Aluno de Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).
2. Aluna de Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).
3. Mestre em Engenharia e Tecnologia Espaciais pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE)
4. Doutor em Engenharia e Tecnologia Espaciais pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).

5. Doutor em Engenharia Eletrônica e Computação pelo Instituto Tecnológico da Aeronáutica (ITA).

---

Abstract:

This paper presents the general organization and project dynamics to implement a competition of nanosatellite, named CubeDesign, aiming at capacity building in Latin America. This is quite important since these activities compels engineering skills and competencies for realizing the Industry 4.0 paradigm which is extensively based on automation, big data, artificial intelligence, 3D printing, etc., and that LA countries needs so much. The CubeDesign competition concept emerged with the inception of INPE's Space Engineering and Technology post-graduate CTEE students group aiming at students' hands-on space missions, future workforce developments and promoting various outreach activities such as cubesat workshops for the public in general. The 1st CubeDesign edition has three categories, namely: mockups, CanSats and nanosats and is engaging participants from all schooling levels. In mockups, participants are asked to build them and later run minimal strength tests in its structure so that the assembly can be certified. The CanSat category requires a fully functional device structured so that teams can evaluate their design performance and subject to a short flying and fall event demanding survival of the CanSat for a message transmission. The last category consists of a 1-to-3U cubesat where teams need to undergo functional testing of their attitude control subsystem for image acquisition and pass through environmental tests such as thermal cycling and random vibration and yet perform satisfactorily for mission conclusion. Its first edition takes place in mid-2018 in Brazil but efforts for making it a bigger competition accepting members from all Latin-America are already in place.

## **Escola Espacial Zenit Aerospace – EEZA**

---

**Aniclelson Raony Alves de Moura<sup>1</sup>, Felipe Caleffi Laux<sup>2</sup> e Pedro Vítor de Salles Cella<sup>3</sup>**

1. Graduando em Engenharia Aeroespacial pela Universidade de Brasília, Gama, DF (UnB).

2. Graduando em Engenharia Aeroespacial pela Universidade de Brasília, Gama, DF (UnB).
  3. Graduando em Engenharias pela Universidade de Brasília, Gama, DF (UnB).
- 

Resumo:

Devido à aversão de parte dos alunos de ensino médio à área de ciências exatas e a pouca divulgação do curso de engenharia aeroespacial, o projeto educacional Escola Espacial Zenit Aerospace - EEZA, foi realizado com o objetivo de divulgar o setor de Engenharia Aeroespacial para alunos do ensino médio, assim como tentar estimular o estudo e o interesse na área das ciências exatas. Trata-se de um relato de experiência acerca das vivências do projeto EEZA. A abordagem escolhida permitiu um primeiro contato entre os alunos e o curso de engenharia aeroespacial, além de aumentar ou despertar o interesse desses na área das ciências exatas e cursos relacionados. Na visão de diretores e coordenadores, a organização e o conteúdo abordado influenciam na participação dos alunos em sala de aula e na didática de alguns professores. Para os aplicadores, além da divulgação do curso e quebra de tabus na área de exatas, o projeto estimula o interesse pela docência, organização e gestão de pessoas. Verifica-se que o mesmo obteve impacto positivo, uma vez que estimulou o interesse dos alunos participantes pela área de exatas, bem como o de outras escolas a aderirem ao projeto.

## **Extensão como apoio a pesquisa Aeroespacial**

---

### **Claus Franz Wehmann<sup>1</sup>**

1. Doutor em Engenharia Aeronáutica pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA).
- 

Resumo:

Pesquisa é uma atividade que requer muitos recursos, tanto material quanto humano. Este último, sendo extremamente difícil devido ao tempo necessário para sua formação.

Um bom pesquisador não nasce de um dia para noite e ser aceito em um programa de pós-graduação, não qualifica o formando a ser pesquisador. Os

recursos materiais cada vez mais escassos, nas atuais políticas nacionais cada vês mais onerosa, tem impacto tanto diretamente na capacitação das instituições, quanto na formação dos pesquisadores.

A universidade brasileira, segundo a legislação, é baseada no tripé Ensino Pesquisa e Extensão, e que estas atividades devem ser indissociáveis. No entanto a realidade é bem diversa da utopia da legislação (Soares, Farias & Farias, 2010). É constatada uma total desvinculação entre as três atuações, sendo o ensino a que maior enfoque recebe, principalmente nos moldes da universidade tecnicista, seguido pela pesquisa, principalmente aquela desenvolvida pela pós-graduação e financiada por fundações de fomento através de teses e monografias. A graduação tem participação nesta atuação através de trabalhos de final de curso ou pela participação do graduando em laboratórios através de bolsas de iniciação científica. A Extensão, normalmente fica relegada a atividades de apoio social, serviços e afins.

O trabalho apresenta o projeto Grupo de desenvolvimento Aeroespacial (GDAe) que utiliza a prerrogativa de Ensino, Pesquisa e Extensão apresentando uma perspectiva de extensão como apoio ao desenvolvimento de pesquisa e ensino. Baseada na filosofia de ensino baseado em projeto, o grupo desenvolve atividades de pesquisa em astronáutica e atividades de divulgação científica, ministrando cursos e palestras, além de proporcionar um experiencia multidisciplinar de ensino típica de resolução de problemas e desenvolvimento de trabalho de equipe.

## **Low cost open source hardware integrated payload in a high altitude balloon, a tool for STEM education in a rural school, a case study**

---

**Adolfo Jara<sup>1\*</sup>, Oscar Matias Gonzalez<sup>2</sup>, Felix Kanazawa<sup>3</sup> and Jorge Kurita<sup>4</sup>**

1. Graduate student from Polytechnic School at UNA, San Lorenzo, PY (FPUNA).
2. Undergraduate student from the School of Engineering at UNA, San Lorenzo, PY (FIUNA).
3. Director of the Aeronautics School at UNA, San Lorenzo, PY (FPUNA).

4. Research faculty from the Group of Aerospace Research at UNA, San Lorenzo, PY (FPUNA).

---

Abstract:

This paper describes a successful case, where the design and construction of a High Altitude Balloon Payload, using low cost open source hardware, influenced positively on STEM education at a rural middle to high school in Caaguazu city, Paraguay. Inspired by the first High Altitude Balloon (HAB) launched and recovered by the Polytechnic School of Universidad Nacional de Asuncion, these students were motivated to challenge in the designing, building and ultimately launching of the second HAB in Paraguay. In this particular case, a scientific experiment in biology was integrated to this High Altitude Balloon (HAB) Payload. Seeds of native trees were sent to near space environment and later, ground analysis was conducted to observe effect on the genes by these extreme conditions. Main purpose of this activity was to support STEM education in rural communities by encouraging students to design, build, test, operate and data process HAB Payloads. Open source hardware was utilized to obtain data from GPS module and altitude measuring barometric sensor. The learning of fundamentals of this type of technology as well as, the study of the state of the art, the wiring of this module to a microcontroller board, the decoding programming to interpret positioning data were all valuable learning experience to students. As a result of the success of this program, in supporting STEM education, made the local government initiate the process to include Space Education as part of the curriculum initiatives.

## Programa CANSAT en Argentina

---

**Pablo González<sup>1,3</sup> y Edgardo Baez<sup>2</sup> y Fernando Descalzo<sup>3</sup>**

1. Ingeniero Mecánico, Universidad Tecnológica Nacional (UTN).
  2. Profesor de Física, Escuela Técnica ORT (Sede Almagro).
  3. Asociación de Cohetería Experimental y Modelista de Argentina (ACEMA)
- 

Resumen:

A partir del año 2004, se está llevando adelante en varias escuelas de Argentina, el Programa CANSAT. El mismo consiste en experimentaciones de ciencia y tecnología en ambiente aeroespacial realizadas por alumnos de nivel secundario.

A diferencia de lo ocurrido en Estados Unidos, en donde un proyecto de similares características tiene un cariz competitivo, en nuestro país, es cooperativo. Este aspecto, entre otros, han hecho que desde lo pedagógico e institucional se generaran situaciones y experiencias muy particulares e interesantes de relatar. A modo de ejemplo, puede mencionarse el intercambio de conocimientos entre alumnos provenientes de diferentes establecimientos, que implica la interacción de diferentes culturas, características socioeconómicas, religiones, etc.

En el presente trabajo se hará una breve reseña y análisis de dichas experiencias, así como también un resumen del estado actual del proyecto y sus perspectivas en el futuro inmediato.

## **Concepção e Implementação de um Curso de Introdução a Ferramentas Computacionais com Aplicação em Fluidodinâmica para Engenharia Aeroespacial**

---

**Leonardo Barros da Luz<sup>1</sup>, Wilcker Neuwald<sup>1</sup>, José Carlos Zart<sup>1</sup> e André Luís da Silva<sup>2</sup>**

1. Graduando em Engenharia Aeroespacial pela Faculdade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM).
  2. Professor Adjunto no curso de Engenharia Aeroespacial na Faculdade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM).
- 

Resumo:

Esse trabalho trata do desenvolvimento de um curso que teve como objetivo fornecer uma introdução a ferramentas computacionais adquiridas pelo curso de engenharia aeroespacial da UFSM referentes à área de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD). A elaboração e condução das aulas coube a alunos que ministraram a atividade aos colegas, consistindo num método ativo de

aprendizagem. O curso foi concebido com base em livros, manuais dos softwares e treinamentos recebidos pela empresa distribuidora dos mesmos. Utilizou-se as mídias sociais para a divulgação, consistindo de um formulário de inscrição apresentando a programação do curso para o público alvo. Por fim, uma avaliação foi aplicada para a audiência do curso, tendo como objetivo receber a opinião dos inscritos e avaliar o conhecimento assimilado.

## **Incentivo à busca pelo conhecimento científico em Escolas Públicas da cidade de Santa Maria**

---

**Augusto Cargnin Morcelli<sup>1</sup>, Jonas Müller Gonçalves<sup>1</sup>, Alan Pithan Couto<sup>1</sup>, André Luís da Silva<sup>2</sup> e Giuliano Demarco<sup>2</sup>**

1. Graduando em Engenharia Aeroespacial pela Universidade Federal de Santa Maria (UFSM).
  2. Professor Adjunto, Curso de Engenharia Aeroespacial, UFSM.
- 

Resumo:

Diante do atual panorama educacional brasileiro, é necessário estimular o interesse e engajamento por parte dos estudantes de escolas públicas nas áreas de Ciências Naturais e Exatas. Dessa forma, o projeto visa incentivar a busca pelo conhecimento através de atividades que relacionam o ensino básico dos alunos com a temática aeroespacial. A partir das atividades realizadas, espera-se deixar a universidade mais próxima dos participantes e, cumprindo as atividades propostas, possivelmente aumentar o desempenho nas disciplinas relacionadas.

## **REFLEXÕES SOBRE PLANEJAMENTO INTEGRADO EM ENSINO CIÊNCIA E TECNOLOGIA E SUA APLICAÇÃO ESPACIAL**

---

**Waldemar Panadés Filho<sup>1</sup>**

1. Professor do Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de S.Paulo (IFSP), Mestre em Engenharia pela Universidade de Taubaté (UNITAU) e aluno do

Programa de Pós-Graduação do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE)  
em disciplinas isoladas.

---

Resumo:

Apresentar as lições aprendidas com o processo de elaboração dos planos pedagógicos de cursos técnicos integrados e estender estas lições na formação de recursos humanos em ciência e tecnologia espacial, como estratégia para a formação de recursos humanos na área espacial, através de um método formativo integrado.

## **Estruturas e Materiais**

## Sinterização assistida por plasma de eletrodos porosos de Níquel

---

**Jonas Felipe Pereira<sup>1</sup>, Elton Regis Arnemann<sup>1</sup>, Heraldo Amarilho Matzenbacher<sup>2</sup>, Tábata Larissa Scütz dos Santos<sup>1</sup> e Natália de Freitas Daudt<sup>3</sup>**

1. Graduando em Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Santa Maria (UFSM), Santa Maria, RS.

2. Graduando em Engenharia Aeroespacial, Universidade Federal de Santa Maria (UFSM), Santa Maria, RS.

3. Doutora em Ciência e Engenharia de Materiais, Universidade Federal de Santa Maria (UFSM), Santa Maria, RS.

---

### Resumo:

A busca de fontes renováveis e sustentáveis de energia para substituir as fontes e os processos tradicionais tem ganhado cada vez mais espaço no cenário da pesquisa científica, haja vista a preocupação com os impactos ambientais e a demanda cada vez maior de energia necessária à produção industrial e ao consumo doméstico. Além da necessidade da produção de energia de maneira eficiente e sustentável, o armazenamento desta energia é um importante tema de estudo, pois as fontes renováveis de energia, como a eólica e a solar, por exemplo, são de disposição intermitente, ou seja, dependem de condições climáticas que fogem ao controle do homem. Neste contexto, a produção de meios de armazenamento mais eficientes é de fundamental importância dentro do processo de otimização da disponibilidade da energia para o consumo. A produção de baterias mais eficientes, com altas densidades de carga e potência, baixo custo, seguras para o meio ambiente e de longa vida útil resolvem o problema do armazenamento da energia. Baterias Ni-Fe já são utilizadas junto à produção de energia renováveis, devido ao seu longo tempo de vida (20 anos), baixo custo e por não apresentarem risco ambiental. O aperfeiçoamento dos eletrodos dessas baterias pode torná-las ainda mais atrativas ao mercado. Dentre os processos de produção de eletrodos, o

processo de sinterização a plasma para obtenção de materiais porosos obtidos através do processo inicial de moldagem de pós metálicos por injeção (MIM), tem grande potencial de aplicação. O processo a plasma possibilita a sinterização em temperaturas mais baixas o que diminui o consumo de energia. A proposta deste trabalho é o estudo da sinterização a plasma de eletrodos porosos de níquel (Ni), obtidos por MIM. A produção das amostras foi feita a partir da mistura do pó de níquel e ligantes, como polietileno, parafina e ácido esteárico, formando um composto (feedstock) posteriormente injetado em formas cilíndricas. Foram produzidas amostras com composições variáveis de metal e ligantes. As amostras passaram por processos extração parcial dos ligantes em solvente, como o n-Hexano, e sob temperatura em forno resistivo assistido a plasma. Os eletrodos de Ni foram sinterizados por plasma em um dispositivo de baixa pressão no Departamento de Física da UFSM e no Labmat da UFSC. Os parâmetros de plasma foram investigados a fim de determinar os parâmetros ideais para sinterização do níquel. Amostras de referência foram sinterizadas em forno resistivo em atmosfera controlada a fim de evitar a contaminação por oxigênio. A sinterização por plasma permitiu obter um maior grau de porosidade e uma porosidade interconectada, o que é fundamental para aumentar área de contato entre o eletrodo e o eletrólito e assim aumentar a eficiência dos eletrodos. Como continuação deste estudo a porosidade será calculada e propriedades eletroquímicas serão medidas para comprovar a eficiência da sinterização a plasma. Os resultados obtidos até o momento mostram que utilização da MIM combinada com a sinterização a plasma é uma técnica promissora para a produção dos eletrodos porosos de Ni. Estes eletrodos têm potencial para a aplicação em sistemas de armazenamento eletroquímico de energia associados à produção de energias limpas e renováveis.

## **Caracterização de Incertezas em Modelos Estruturais Dinâmicos de Painéis Honeycomb Al-Al**

---

**Odilon Pereira Machado Neto<sup>1</sup>, Samantha de Oliveira Gil<sup>2</sup>, Sergio Carneiro<sup>3</sup>**

1. Graduado em Engenharia Aeroespacial pela Universidade de Brasília, Brasília, DF (UnB).

2. Graduando em Engenharia Aeroespacial pela Universidade de Brasília, Brasília, DF (UnB).
  3. Doutor em Engenharia Mecânica pela Virginia Polytechnic Institute and State University.
- 

#### Resumo:

No presente artigo, foi realizado um estudo exploratório no impacto das incertezas associadas aos modelos empregados na previsão das frequências naturais de um painel honeycomb. O escopo consiste no Satélite Geoestacionário de Defesa e Comunicações Estratégicas (SGDC), um programa do Governo Brasileiro lançado com o objetivo de prover cobertura de serviços de Internet aos brasileiros e estabelecer soberania nas comunicações estratégicas do governo brasileiro. Espera-se que o SGDC 2 entre em operação até 2022 e, para auxiliar na prevenção de possíveis problemas relacionados à sua operação, desde o lançamento até o fim da sua vida útil, é importante a construção de um modelo computacional capaz de auxiliar na previsão dos modos de vibração dos painéis sanduíches do tipo honeycomb de modo que seja possível caracterizar as incertezas associadas ao modelo e às dimensões dos painéis. O presente trabalho apresenta uma análise numérica e experimental nos modos naturais de vibração do painel sanduíche que será utilizado no SGDC 2, cuja metodologia se fundamenta no uso do Método de MonteCarlo. Ao final do trabalho, percebe-se que a incerteza de método é maior que a incerteza de parâmetros de entrada.

## **Compósitos Cerâmicos: uma revisão bibliográfica**

---

**Anne Karoline Feitoza Mendonça<sup>1</sup>, Aniclelson Raony Alves de Moura<sup>2</sup> e Hannah Marrocos Neves<sup>3</sup>**

1. Graduanda em Engenharia de Energia pela Universidade de Brasília, Gama, DF (UnB).
2. Graduando em Engenharia Aeroespacial pela Universidade de Brasília, Gama, DF (UnB).
3. Graduando em Engenharia Aeroespacial pela Universidade de Brasília, Gama, DF (UnB).

Resumo:

Devido a necessidade de materiais com propriedades diferenciadas na indústria aeronáutica e aeroespacial a busca por materiais compósitos vêm aumentando assim como pesquisas relacionadas a eles. Estes materiais principalmente os de matriz cerâmica estão sendo escolhidos para este fim, pois apresentam uma certa estabilidade dimensional em uma larga faixa de temperatura. Neste trabalho foi realizado um estudo bibliográfico acerca da usabilidade e obtenção de materiais compósitos cerâmicos na indústria aeroespacial caracterizando-o por meio das suas vantagens e desvantagens. O material resultante da combinação das propriedades da cerâmica e do metal vem se destacando na indústria, pois apresentam alta ductibilidade e tenacidade devido ao metal e alta rigidez e resistência devido a cerâmica. Este material pode ser utilizado na construção de estruturas de alta performance. O carbetto de silício é o um dos materiais mais aplicáveis para construção da matriz em processos de infiltração. O carbetto gera um compósito leve, rígido e resistente capaz de suportar temperaturas de até 3000°C que pode ser utilizado na estruturação de turbinas e sistemas de travagem de aviões.

## **Projeto estrutural de uma asa para uma Aeronave Leve Esportiva**

---

**Kaline Ventura Batista<sup>1</sup>, Saulo Lucena Vidal de Negreiros<sup>2</sup>, Daniel Sarmiento dos Santos<sup>3</sup> e Wanderley Ferreira de Amorim Júnior<sup>4</sup>**

1. Mestranda em Engenharia Mecânica pela Universidade Federal de Campina Grande, (UFCG).
  2. Graduando em Engenharia Elétrica pela Universidade Federal de Campina Grande, (UFCG).
  3. Graduado em Engenharia Mecânica pela Universidade Federal de Campina Grande, (UFCG).
  4. Doutor em Engenharia Metalúrgica e de Materiais pela Universidade Federal do Rio de Janeiro (UFRJ).
- 

Resumo:

O mercado das Aeronaves Leves Esportivas (ALE) está em expansão nos últimos anos por se tratar de modelos com baixo custo de operação e manutenção. A Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) determina exigências específicas para os aviões da categoria ALE. Devido as especificações serem exclusivas para estas aeronaves há a necessidade de desenvolvimentos de projetos aeronáuticos estruturais que atendam tanto a norma aeronáutica emitida pela American Society for Testing and Materials (ASTM) quanto os requisitos da ANAC. Deste modo, este artigo se propõe a realizar o projeto estrutural de uma asa para a primeira Aeronave Leve Esportiva que está sendo desenvolvida no estado paraibano. A metodologia consistiu em duas etapas e utilizou-se o software Excel e Wolfram Mathematica para a determinação das cargas estruturais e conseqüentemente o dimensionamento da estrutura alar. Conclui-se que a partir do estudo desenvolvido e da metodologia adotada foi possível obter uma asa para uma aeronave da categoria ALE que atendeu a todos os critérios impostos pela ANAC e que também respeitou a norma aeronáutica emitida ASTM.

## **Desenvolvimento de um Metamodelo para Análise Dinâmica de Estruturas de Painéis**

---

**Jonas Müller Gonçalves<sup>1</sup>, Augusto Cargnin Morcelli<sup>1</sup>, Alan Pitthan Couto<sup>1</sup>, Marcos Daniel de Freitas Awruch<sup>1</sup> e Tiago dos Santos<sup>1</sup>**

1. Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Santa Maria (UFSM), RS, Brasil.

---

Resumo:

O presente trabalho apresenta o desenvolvimento de um metamodelo a ser utilizado na análise dinâmica de estruturas de painéis. O desenvolvimento consiste no povoamento de um banco de dados, variando aspectos geométricos e mesmo de materiais, que será utilizado para análise de vibrações livres de estruturas de satélites. O metamodelo poderá ser utilizado como uma subrotina em algoritmos de otimização ou análise dinâmica de multicorpos, onde informações como frequências naturais e modos de vibração sejam de interesse. O povoamento do referido metamodelo (banco de dados) será realizado utilizando um programa de elementos

finitos próprio, empregando elementos de vigas tridimensionais. Como resultado, após a construção do banco de dados, espera-se dispor de um metamodelo, por exemplo, utilizando funções de base radial, que possibilite análises por meio de interpolação quase instantâneas, economizando tempo computacional em análises que demandem elevado número de iterações, como em algoritmos de otimização.

## **Estudos experimentais da eficiência de materiais termoisolantes à base de borracha de silicone com aplicação de tocha oxiacetilênica**

---

**Artem Andrianov<sup>1</sup>, Jungpyo Lee<sup>2</sup>, Gabriela Possa<sup>3</sup>, Mateus Barcelos<sup>4</sup>**

1. Doutor em Ciência de Materiais pela Dnipropetrovsk National University (DNU).
  2. Doutor em Engenharia Térmica e Propulsão pela Korea Aerospace University (KAU).
  3. Doutora em Física pela Universidade de Brasília (UnB).
  4. Aluno de graduação de Engenharia Aeroespacial pela Universidade de Brasília (UnB).
- 

### **Resumo:**

O presente trabalho tem o objetivo de caracterizar materiais compósitos à base de borracha de silicone reforçados com fibras de vidro, carbono, cerâmica e sílica para isolantes térmicos de motor a propelente híbrido através de testes experimentais com uso de tocha oxiacetilênica. Como critério principal da eficiência dos materiais isolantes foi escolhida a temperatura na superfície traseira de corpo de prova, cuja superfície frontal está sujeita a chama oxiacetilênica ao longo de 40 segundos. O trabalho inclui resultados de medição da taxa de ablação dos materiais mencionados e da influência da orientação de fibras de carbono e vidro em relação à direção da chama oxiacetilênica na temperatura da superfície traseira do corpo de prova.

## **PREDIÇÃO DAS PROPRIEDADES MECÂNICAS DE UM LAMINADO DE METAL/FIBRA DE CARBONO SOB CONDIÇÃO DINÂMICA**

---

**Carlos Alberto Rios Brito Júnior<sup>1</sup>, Luís Claudio Pardini<sup>2</sup>, Antônio Carlos Ancelotti Júnior<sup>3</sup>**

1. Doutor em Engenharia Aeronáutica e Mecânica (ITA).
  2. Doutor em Ciência e Engenharia de Materiais pela University Of Bath, Inglaterra.
  3. Doutor em Engenharia Aeronáutica e Mecânica (ITA)
- 

Resumo:

O presente trabalho aborda a determinação das constantes elásticas de materiais compósitos estruturais de uso aeronáutico por meio de ensaio de vibração. Inicialmente, foi realizado um ensaio de vibração do tipo livre-livre para obtenção das frequências naturais intrínsecas à placa de compósito híbrido de alumínio aeronáutico 2024 T3 com prepreg de fibra de carbono/epóxi (CARALL). Este compósito foi modelado em aplicativo computacional (ANSYS) onde por meio do método de elementos finitos obtiveram-se frequências relacionadas aos seis primeiros modos de vibração. As constantes elásticas do CARALL foram determinadas como solução de um problema de otimização computacional descrita em linguagem própria contida em uma sub-rotina do ANSYS. Observou-se que o módulo de elasticidade principal e o coeficiente de Poisson são próximos dos valores encontrados numericamente pela regra da mistura (70 GPa e 0.3, respectivamente).

## **Foguetes de Sondagem e Lançadores**

## **Análise Econômica da Viabilidade do Emprego do VSB30 como base para um Nanolanzador nacional**

---

**Oswaldo Barbosa Loureda<sup>1</sup>**

1. PósDoutorado pelo Israel Institute of Technology – TECHNION, Coordenador da Eng. Aeroespacial na UniAmérica

---

Resumo:

Este trabalho versa sobre a viabilidade econômica do uso do VSB30 como estágios iniciais para um futuro Nanolanzador nacional, utilizando um estágio superior líquido de alto desempenho. Nesse estudo foram levantados todos os subsistemas já desenvolvidos, custos aproximados e seus TRLs, e da mesma forma foram analisadas as possíveis soluções tecnológicas para o estágio superior, seus custos finais estimados, assim como o custo estimado de um programa de desenvolvimento. Por meio dessa análise foi possível estimar o custos de lançamento e assim o valor de US\$/Kg em LEO por lançamento de um protótipo e até a uma eventual fabricação em massa, e como impactaria em seus custos e na indústria nacional.

Posteriormente foi feita uma análise a cerca dos players disponíveis no mercado atualmente, e os mais prováveis entrantes, assim mostrando o nicho provável de um Nanolanzador baseado no já consagrado VSB30.

## **MEDIÇÃO DA INFLUÊNCIA DO SUPORTE TIPO STING NA DETERMINAÇÃO COMPUTACIONAL E EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE ARRASTO DE FOGUETES**

---

**Antonio Bonato Junior<sup>1</sup>, Camila Malfatti Fernandes<sup>2</sup> e Alysson Nunes Diógenes<sup>3</sup>**

1. Aluno de Engenharia Mecânica da Universidade Positivo (UP)

2. Aluna de Engenharia Mecânica da Universidade Positivo (UP)
  3. Doutor em Engenharia Mecânica pela Universidade Federal de Santa Catarina.
- 

Resumo:

No presente trabalho foi analisada a influência do suporte do tipo Sting durante a medição do coeficiente de arrasto de um modelo em escala de um foguete. Para calibrar o modelo computacional no tocante à rugosidade, foi confeccionado um modelo em escala reduzida para uso em um túnel de vento no regime subsônico. Os resultados do ensaio experimental serão comparados com os dados obtidos em simulações computacionais realizadas nos regimes subsônico. Esses mesmos dados, uma vez obtidos, são usados em um modelo computacional de escoamento em regime transônico. Para estas análises o modelo utilizado foi uma geometria cone-cilindro.

## **Modelo algébrico para previsão de distância segura de posicionamento de operadores em lançamentos de veículos aeroespaciais.**

---

**Marcus Vinicius Oliveira de Moraes<sup>1</sup>, Nattan Roberto Caetano<sup>2</sup>**

1. Aluno de Graduação em Engenharia Aeroespacial na Universidade Federal de Santa Maria (UFSM).
  2. Professor do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM).
- 

Resumo:

A radiação é um mecanismo de transferência de calor, cuja principal característica é a independência de contato entre a fonte e o receptor. Este mecanismo é particularmente importante na indústria aeroespacial, devido à grande influência durante o lançamento de veículos, tanto para eficiência quanto para a segurança. Portanto, este estudo tem como objetivo desenvolver um modelo de engenharia para prever uma distância segura aos operadores durante um lançamento. Este modelo se baseia em equações algébricas de radiação térmica

emitida por chamas turbulentas de difusão a partir de combustíveis gasosos. Os modelos da literatura foram simplificados, a fim de que o controle da radiação dependa apenas de características geométricas da chama. Os resultados esperados a partir deste trabalho são informações que permitam a otimização em projetos de bases lançadoras de veículos aeroespaciais e segurança para os operadores.

## **Desenho e simulação de um foguete experimental utilizando o simulador de voo X-Plane**

---

**Aline Werner<sup>1</sup>, André Luís da Silva<sup>2</sup>**

1. Graduanda de Engenharia Aeroespacial pela Universidade Federal de Santa Maria (UFSM).
  2. Professor Adjunto, Curso de Engenharia Aeroespacial, UFSM.
- 

Resumo:

Este trabalho tem como objetivo efetuar a simulação do voo de um foguete experimental, que está sendo desenvolvido pelo grupo UFSM Rocket Lab, através da utilização do software simulador de voo X-Plane e de sua ferramenta de desenho de aeronaves Plane Maker. A simulação servirá para analisar o comportamento em voo do foguete e estimar seu desvio lateral.

## **Simulador das rotações do voo ascendente de um foguete de sondagem em centrifugas**

---

**Plínio Ivo Gama Tenório<sup>1</sup>, Sergio Luiz Mineiro<sup>2</sup>, Irajá Newton Bandeira<sup>3</sup>, Rafael Cardoso Toledo<sup>4</sup> e Chen Ying An<sup>5</sup>**

1. Mestre em Engenharia e Tecnologias Espaciais pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).
2. Doutor em Engenharia e Tecnologia Espaciais pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).
3. Doutor em Física pela Universidade Estadual de Campinas (UNICAMP).

4. Doutor em Engenharia e Tecnologia Espaciais pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).
  5. Doutor em Engenharia Aeronáutica e Mecânica pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA).
- 

Resumo:

Com o objetivo de verificar se as rotações durante a fase de lançamento do foguete de sondagem VSB-30, utilizado nos anúncios de oportunidade (AOs) da Agência Espacial Brasileira (AEB), influenciava no processo de solidificação das ligas eutéticas ensaiadas durante o voo, foi desenvolvido um módulo para ser acoplado na centrífuga para o estudo de solidificação de materiais em alta gravidade do Laboratório Associado de Sensores e Materiais do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (LABAS/INPE). Este trabalho apresentará o desenvolvimento deste módulo e sua integração na centrífuga

## **Performance the INPE solidification furnace in brazilian microgravity program**

---

**Rafael Cardoso Toledo<sup>1</sup>, Plínio Ivo Gama Tenório<sup>2</sup>, Manuel Francisco Ribeiro<sup>3</sup>, Irajá Newton Bandeira<sup>4</sup> e Chen Ying An<sup>5</sup>**

1. Doutor em Engenharia e Tecnologia Espaciais pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).
  2. Mestre em Engenharia e Tecnologia Espaciais pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).
  3. Mestre em Engenharia e Tecnologia Espaciais pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).
  4. Doutor em Física pela Universidade Estadual de Campinas (UNICAMP).
  5. Doutor em Engenharia Aeronáutica e Mecânica pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA).
- 

Abstract:

Microgravity is a powerful tool for better understanding fundamental questions of science in order to find solutions to terrestrial problems. Because it is considered a

strategic area of space research, the Brazilian Space Agency (AEB) has been provided a regular sequence of opportunities for scientific community in order to carry out experiments and spatial hardware tests in microgravity environment. The opportunities normally contemplate missions made on the Brazilian sounding rockets VS-30 and VSB-30 developed by the Aeronautical and Space Institute (IAE). The Associate Laboratory of Sensors and Materials (LABAS) of the Brazilian Space Research Institute (INPE) participated in several missions with a multi-user microgravity compact solidification furnace, and this work describes the results and the performance of the furnace during these flight missions.

## **Satélites e Subsistemas**

## **Análise Multitemporal Qualitativa de Desmatamento na Floresta Amazônica Utilizando Sensores SAR e Óticos**

---

**Claudia Arantes Silva<sup>1</sup>, Giancarlo Santilli<sup>2</sup>, Edson Sano<sup>3</sup> e Suzan Waleska Pequeno<sup>4</sup>**

1. Mestre em Geologia pela Universidade de Brasília, DF (UnB).
  2. Doutor em Engenharia Aeroespacial pela Universidade de Roma, Itália (La Sapienza).
  3. Doutor em Ciência do Solo pela Universidade do Arizona, Tucson, Estados Unidos.
  4. Doutora em Geologia pela Universidade Federal do Pará (UFPA).
- 

### Resumo:

Na mitigação de mudanças climáticas, busca-se, entre outros esforços, reduzir os atuais níveis de desmatamento e degradação das florestas tropicais. Tecnologias de observação da Terra são indispensáveis na detecção de efeitos antropogênicos em grandes extensões territoriais e curto intervalo de tempo. Este trabalho apresenta uma análise qualitativa de feições temporais que permitiram identificar, combinando-se imagens de radar e óticas, os desmatamentos ocorridos no período de 2016 a 2018 numa área localizada no cinturão do desmatamento da floresta Amazônica. Foram utilizados dados de radar em banda X (satélite COSMO-SkyMed) e banda C (satélite SENTINEL-1A), índices temporais normalizados de vegetação (NDVI) e umidade (NDMI) derivados de dados óticos (Landsat-8) e informação de focos de incêndios produzidos pelo INPE. Empregou-se, como máscara inicial T0, as áreas do município de Novo Progresso PA com evidências de ações antropogênicas mapeadas pelo Censipam a partir de 2016. Feições multitemporais de radar identificaram com boa precisão relativa a época e a área desmatada. Os índices NDVI e NDMI de dados óticos evidenciaram queda da atividade fotossintética da vegetação e mudança da biomassa nos pontos de

desmatamento identificados, respectivamente. Focos de incêndios ocorridos durante o período seco nos pontos desmatados confirmaram a atividade rotineira antropogênica de limpeza da floresta na região. O estudo apresentado servirá de base para implementações futuras de sistemas automáticos de monitoramento do desmatamento nas florestas tropicais, baseado na sinergia entre dados SAR e óticos.

## **Calibração Radiométrica do Sensor PAN do Satélite Sino-Brasileiro CBERS-4**

---

**Luiz Fernando Rocha de Carvalho<sup>1</sup> e Giancarlo Santilli<sup>2</sup>**

1. Graduado em Engenharia Aeroespacial pela Universidade de Brasília (UnB).
  2. Doutor em Engenharia Aeroespacial pela Universidade de Roma, Itália (La Sapienza).
- 

Resumo:

Ao longo dos anos muitas tecnologias aeroespaciais foram desenvolvidas, o que trouxe avanços significativos para o controle de fronteiras, monitoramento ambiental e planejamento urbano. Uma dessas áreas do ramo aeroespacial, que tem se desenvolvido cada vez mais e melhorado a vida da sociedade, é o Sensoriamento Remoto (SR). De acordo com Campbell e Wynne (2011), o Sensoriamento Remoto é

“... a prática de obter informações sobre as superfícies terrestres e aquáticas da Terra usando imagens adquiridas de uma perspectiva aérea, usando radiações eletromagnéticas em uma ou mais regiões do espectro eletromagnético, ou emitidos da superfície da Terra”

No ramo do Sensoriamento Remoto existe uma vasta gama de aplicações, desde econômicas à militares. A maioria das aplicações de SR se diz respeito a monitoramento ambiental, possibilitando o monitoramento de desmatamentos e o controle do estado de saúde de vegetações. Além disso, o Sensoriamento Remoto também pode ser aplicado para projeto e operação de recursos hídricos, melhorando a estimativa de modelos hidrológicos e aperfeiçoando métodos de monitoramento da qualidade da água. Por fim, o SR também pode ser aplicado para

planejamento e controle urbano. Por meio de imagens satelitais e algoritmos inteligentes, é possível estimar e monitorar o crescimento urbano.

Hoje em dia as aplicações de SR são possíveis por meio de processamento de imagens digitais multiespectrais. Tais imagens podem ser adquiridas tanto por plataformas satelitais quanto por plataformas aéreas, como drones e aviões. Ao se adquirir as imagens é de extrema importância extrair delas propriedades físicas, como reflectância ou radiância. Esse processo de transformação do valor digital da imagem para reflectância, ou radiância, é conhecido como calibração radiométrica.

O Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres (CBERS, do inglês China-Brazil Earth Resources Satellite) é uma parceria entre os governos brasileiro e chinês. Assinado por meio de acordo em 06 de Julho de 1988, o programa CBERS já está em sua segunda geração de satélites, com o lançamento de sua última plataforma (CBERS-4) em dezembro de 2014. A bordo do satélite CBERS-4 existem quatro sensores de imageamento, são eles: Câmera Pancromática e Multiespectral (PAN), Câmera Multiespectral Regular (MUX), Imageador Multiespectral e Termal (IRS) e Câmera de Campo Largo (WFI). Até a presente data só existe documentação oficial sobre uma única campanha de calibração radiométrica dos sensores do satélite CBERS-4. Tal calibração foi feita por Pinto (2016) e ainda assim só os sensores MUX e WFI foram calibrados, o que deixou os sensores PAN e IRS sem calibração. O presente artigo vem com o objetivo de publicar a calibração radiométrica feita pelos autores deste trabalho para o sensor PAN da plataforma CBERS-4.

A calibração apresentada nesse artigo foi feita para as bandas espectrais verde, vermelho e infravermelho próximo (NIR) do sensor PAN com resolução espacial de 10 metros. Para isso, foi utilizada uma série temporal com doze (12) cenas da região do Distrito Federal (DF), obtidas entre 2015 e 2017, tanto para o sensor MUX quanto para o sensor PAN. A calibração foi feita por meio da transformação do valor digital das imagens para a radiância, o que possibilitou a construção de um modelo linear para conversão desses valores. Portanto, além de ter um modelo de calibração radiométrica dos sensores MUX e WFI, agora também é possível ter um modelo para a calibração de três bandas espectrais do sensor PAN.

## Metodología Óptima de Diseño de Convertidores DC/DC LLC-RS para Aplicaciones Espaciales

---

**Matías Francisco Vanni<sup>1</sup>, Marcelo Daniel Cerocchi<sup>2</sup>, Edgardo Luis Roggero<sup>3</sup>**

1. Ingeniero de Seguridad y Aseguramiento de Misión SABIA-Mar 1, CONAE, Argentina.
  2. Jefe de Aseguramiento de Misión de CONAE, Argentina
  3. Gerente de Proyecto Adjunto de Misión SABIA-Mar 1, CONAE, Argentina.
- 

Resumo:

Los convertidores DC/DC se encuentran entre los elementos más críticos de la electrónica de potencia de los sistemas espaciales por lo que resultan de particular interés para la Comisión Nacional de Actividades Espaciales de Argentina. Por ello fue desarrollada una nueva metodología de diseño para convertidores DC/DC LLC Resonantes Serie, combinando técnicas de optimización analítica y discreta.

Los resultados obtenidos demuestran fehacientemente que combinando estas dos técnicas de optimización e insertándolas dentro del procedimiento de diseño de los convertidores DC/DC LLC-RS, se puede obtener un diseño realizable de alto rendimiento que considera la disponibilidad de partes EEE que existen en el mercado, los objetivos de optimización definidos, y los criterios propios del diseñador y/o del proyecto. En consecuencia, mediante la aplicación de metodologías de optimizaciones analíticas y discretas, complementadas entre sí e insertas dentro de un procedimiento de diseño ordenado, se logran mejores resultados que con la aplicación de estos métodos por separado, disminuyendo los costos y tiempos de desarrollo sin afectar la performance del dispositivo.

En este trabajo se presentara una herramienta que genera soluciones óptimas, factibles y prácticas, facilitando la toma de decisiones técnicas y programáticas, y permitiendo identificar la solución que mejor se adecúe a cada proyecto.

## **Diseño óptimo de uniones atornilladas para mejorar el factor de amortiguamiento en estructuras satelitales**

---

**Eliana Selén Sánchez<sup>1</sup>, Edgardo Roggero<sup>2</sup>**

1. Magister en Tecnología Satelital-Mención Mecánica de la Unidad de Formación Superior de la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (UFS-CONAE) y la Universidad Tecnológica Nacional Facultad Regional Córdoba (UTN-FRC).
  2. Director de la Maestría en Tecnología Satelital de la UFS-CONAE y la UTN-FRC.
- 

### Resumen:

La fase de lanzamiento de los satélites resulta ser la más crítica desde el punto de vista estructural, en ella los satélites se encuentran sometidos a un ambiente vibro acústico extremadamente exigente. Como estas vibraciones del vehículo lanzador son amplificadas significativamente por la estructura del satélite, las cargas dinámicas sobre los equipos embarcados suelen superar en varias veces la aceleración de la gravedad.

Sabiendo que la magnitud de estas cargas dinámicas son inversamente proporcionales al factor de amortiguamiento estructural, se propuso identificar soluciones que permitieron incrementar este factor, a fin de disminuir las cargas dinámicas sobre los equipos embarcados y consecuentemente mejorar el desempeño global del proyecto satelital, ya sea en términos de costos, cronograma y/o performance técnica.

En este trabajo se detalla el plan de actividades desarrolladas que permitieron obtener un conjunto de criterios, que, al ser aplicados en el diseño de las uniones de estructuras satelitales, mejoran significativamente su amortiguamiento estructural. Para ello fue realizado un análisis estadístico, que permitió establecer la configuración que optimiza el amortiguamiento estructural posibilitando reducir las masas estructurales y los niveles de las cargas dinámicas que aparecen sobre los equipos embarcados; impactando positivamente en el desempeño de los proyectos satelitales.

## **Teledetección aplicada al estudio de la dinámica de dispersión de triatominos, caso de estudio: comunidades indígenas del Chaco paraguayo**

---

**Adolfo Javier Jara<sup>1</sup>, María de la Paz Sanchez<sup>2</sup> y Antonieta Rojas de Arias<sup>3</sup>**

1. Estudiante de postgrado por la Facultad Politécnica - UNA, San Lorenzo, PY (FPUNA).
  2. Bióloga por la Facultad de Ciencias Exactas y Naturales - UNA (FACEN).
  3. Doctora en zoología aplicada por la Universidad de Gales, Bangor, Reino Unido.
- 

### Resumen:

La Región Occidental del Paraguay o Chaco presenta en el país la más alta endemia para la Enfermedad de Chagas, lo cual se constituye como un problema de salud pública para el Paraguay. De los três Departamentos que conforman el Chaco paraguayo, Presidente Hayes es el único que hasta la fecha no cuenta con la certificación del corte de transmisión vectorial del Trypanosoma cruzi.. Este trabajo tiene como objetivo determinar la relación entre la presencia de triatominos en las viviendas y los factores ambientales de las zonas de estudio por medio del uso de imágenes satelitales. Para determinar la relación, se han considerado dos variables principales, la variable entomológica (presencia de los vectores en las comunidades indígenas), y las variables ambientales (Media NDVI, Temperatura Media, Temperatura Máxima y Lluvia Media) productos derivados de imágenes satelitales obtenidos por medio de la herramienta Google Earth Engine. Para predecir los resultados se ha empleado el análisis de regresión logística por medio de la herramienta RStudio. Como resultado de este trabajo se ha obtenido un modelo de distribución basado en variables ambientales que predice los lugares aptos para que los triatominos estudiados se encuentren presentes.

## **Diseño de un Planificador de Misión Autónomo para Satélites LEO**

---

**Nadia Amira Pucci<sup>1</sup>, Roberto Alonso<sup>2</sup> y José Kuba<sup>3</sup>**

1. Magister en Tecnología Satelital-Mención Aviónica de la Unidad de Formación Superior de la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (UFS-CONAE) y la Universidad Tecnológica Nacional Facultad Regional Córdoba (UTN-FRC).

2,3. CONAE, Buenos Aires, Argentina

---

Resumen:

En general las tareas de planificación y supervisión de las misiones espaciales se reparten entre los segmentos de vuelo y de tierra, invirtiendo gran cantidad de recursos en realizar el conjunto de operaciones terrestres. La mayoría de estas actividades procuran mantener con vida al satélite y cumplir con el plan de misión.

Muchas de estas operaciones se realizan rutinariamente y además en gran parte de las misiones de órbita baja (LEO) sólo pueden efectuarse cuando el satélite se encuentra en visibilidad con la estación terrena.

El planificador diseñado consiste en un conjunto de funciones, que forman una librería y se aloja en la computadora de carga útil (CU). En esta primera versión se destacan las siguientes funcionalidades:

- Determinación de la órbita y de la proyección del vector Nadir sobre la Tierra
- Determinación de la actitud del satélite respecto a la terna observacional
- Ampliación del plan de misión mediante la incorporación de nuevos escenarios
- Monitoreo del cumplimiento del plan de misión
- Predecir fallas en algunas partes o subsistemas de la carga útil mediante e cálculo de tendencias.

Se considera una arquitectura formada por dos computadoras redundadas física o funcionalmente cada una de las cuales corresponde al módulo de servicio y de carga útil respectivamente. Básicamente controla el estado de salud de la carga útil de manera detallada y mejora la operatividad de los instrumentos.

Con este trabajo se pretende contribuir al uso inteligente de los recursos a bordo mediante la adición de inteligencia extra al satélite para mejorar las operaciones en tiempo real y el rendimiento general de la misión.

El principal objetivo de este trabajo es mostrar el diseño de un planificador de misión, demostrando la factibilidad de añadirlo al software ya existente a bordo del satélite como complemento del mismo.

El software propuesto se define como una versión reducida de las operaciones que normalmente se realizan en el centro del control del segmento terreno para pasar a ser ejecutadas a bordo del satélite durante toda la órbita y toda la duración de la vida útil de la misión.

Es definido como autónomo, en sentido general, ya que calcula en forma independiente las variables de estado basado en información de telemetría y no en parámetros procesados por el módulo de servicio. En esta versión del planificador no se ejerce una acción directa sobre el hardware sino que se envía avisos de errores a la computadora de plataforma para que se informe a estación terrena, permitiendo detectar fallas sistémicas que están fuera del alcance de los FDIR.

## **An integrated multi-optimization & design framework for a small satellites fleet or constellation based on genetic algorithms**

---

**Adrián David Montesana<sup>1</sup> y Roberto Alonso<sup>2</sup>**

1. Magister en Tecnología Satelital-Mención Aviónica de la Unidad de Formación Superior de la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (UFS-CONAE) y la Universidad Tecnológica Nacional Facultad Regional Córdoba (UTN-FRC).

2. CONAE, Buenos Aires, Argentina

---

Abstract:

The latest trend is to orbit small satellite groups, known as satellite constellation, which provide a new set of capabilities and services compared to a monolithic satellite. Most common applications include: support to keep data in orbit until they can be downloaded to ground, provide connectivity in areas without other systems (such as mobile telephony), expand possibilities for satellites with reduced ground visibility, perform cooperative missions, etc. In brief, global or local Earth coverage is obtained using small similar spacecraft with limited resources on board. Therefore, small satellites concept is not referred to the size of each component of

the constellation: it is a global concept involving relative reduced launching cost, maintenance and maneuverability (if the geometry is correctly designed).

Navigation system constellations (GPS, Galileo, Glonass, etc) are addressed to global coverage, where in most of time at least four satellite has to be on the ground site. Opposite to this architecture, there are applications for areas limited by a given range of latitudes and longitudes needing the satellite coverage for exploration (geological, oil spill, etc), communication, catastrophe warnings, etc. In these cases, the concept of visiting the zone as frequent as possible opens a big branch of research. In addition to the increasing capability of launching more than two satellites in the same orbit, a new generation of standard CubeSat based in 3U to 6U size, allows in many cases of closing the circle: constellation based on CubeSat. The requirements are fulfilled as well as the need of cost reduction.

The main concerns of the design engineering group are related to the outline of the architecture of the system. This involves, as a primordial element, the selection of the final orbit of each of the satellites that make up the constellation without the need to adjust to any architecture of those already well known in the current state of art.

This issue can be faced using a design approach which involves all the variables of interest of engineering group as well as goals to be obtained. If this tool is powered by an optimization process we can find even design concepts that can be missed in the traditional way, adding novel architecture topologies different from old ones.

In the aerospace industry, a bunch of design optimization approaches has been widely used. The most intuitive optimization criteria concerning to reduce the overall system cost is the first to be included. In this item, the ground segment, launching services and flight segment dominate the equation, even though it has been reported that upwards of 70% of the satellite manufacturing cost is dictated by decisions made during the design stage [Andreasen, 1983].

Generally, a design stage of any project starts with requirement decision. When it comes to multi-disciplinary projects, such requirements involve a set of opposing goals to be reached. If a problem arises in order to find the optimal design to meet these goals, we have conflicting objectives.

In order to meet these objectives lies in the application of design tools and multi-objective optimization based on evolutionary concepts to deal with the set of

conflicting goals, which also behave very well in front of problems involving concepts from various areas of study simultaneously. The set of final solutions will be reduced to only one of particular interest for the design group in terms of scheduling, budget and decisions of the project.

Finally, as result of this research, we obtain a design approach that allows find a preliminary architecture for satellite constellation missions starting with a very reduced requirements set.

## **Modelagem e Simulação de um Sistema de Controle para Satélites com Atuação de Rodas de Reação e Bobinas Magnéticas**

---

**Fernanda Signor<sup>1</sup>, Kátia Maier dos Santos<sup>1</sup>, Lorenzo Mantovani<sup>1</sup>, Pedro Paglione<sup>2</sup>**

1. Graduandos em Engenharia Aeroespacial pela Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM).
  2. Professor Visitante, Departamento de Engenharia Mecânica (DEM), Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS (UFSM).
- 

Resumo:

A formulação da dinâmica de atitude e controle de veículos espaciais envolve considerações de cinemática. Nesta, o interesse primário é descrever a orientação do corpo que está em movimento rotacional. O problema da cinemática rotacional é matemático por natureza, visto que não envolve nenhuma força associada ao movimento. Um corpo rígido no espaço considera os movimentos translacional e rotacional do corpo em relação ao seu centro de massa. Dessa maneira, o corpo rígido pode ser tratado como um sistema dinâmico de seis graus de liberdade, levando em conta as influências gravitacionais e de outros torques externos (WIE, 1998). Esse trabalho tem como objetivo modelar e simular um sistema de controle para um satélite utilizando rodas de reação e bobinas magnéticas de forma a tornar o corpo um sistema estável.

## **Análise de Balanço de Potência e Projeto de Painéis Solares para CubeSats**

---

**Elaine de Souza Ferreira de Paula<sup>1</sup> e Renato Oliveira de Magalhães<sup>2</sup>**

1. Graduada em Engenharia Elétrica pela ETEP Faculdades, São José dos Campos, SP (ETEP FACULDADES).
  2. Doutor em Engenharia e Tecnologia Espaciais pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).
- 

Resumo:

Dentre os subsistemas que compõem um satélite, destaca-se o subsistema de suprimento de energia (PSS-Power Supply Subsystem), cujas funções são a geração, armazenamento, condicionamento e distribuição de energia elétrica às diversas cargas úteis do satélite. Para isso, o correto dimensionamento de painéis solares é importante para garantir o balanço adequado entre geração e consumo de energia. Este trabalho tem como objetivo realizar o balanço de potência e propor um projeto de painel solar para plataformas de um nanosatélite do tipo CubeSat denominado RaioSat, partindo do estudo de caso de dois nanosatélites AESP-14 e Tancredo-1.

## **COMPUTAÇÃO DE BORDO PARA CARGAS ÚTEIS CIENTÍFICAS EM NANOSSATÉLITES**

---

**Lázaro Aparecido Pires de Camargo<sup>1</sup> e Walter Abrahão dos Santos<sup>2</sup>**

1. Aluno de Mestrado pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).
  2. Doutor em Engenharia Eletrônica e Computação pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (ITA).
- 

Resumo:

Os nanosatélites vêm sendo empregados para embarcar várias missões originalmente idealizadas para satélites de maior porte devido a avanços em computação e nanotecnologia. Neste contexto, o INPE tem interesse em migrar

alguns experimentos científicos que foram originalmente planejados para microssatélites em plataformas de nanosatélites permitindo medidas in-situ. Este trabalho busca prover uma solução de computação de bordo que apoie cargas úteis prospectivas da CEA (Coordenadoria de Ciências Espaciais). Para tanto, é proposto uma metodologia de desenvolvimento integrado de hardware e software tipicamente aplicada à sistemas embarcados com diretivas da Engenharia de Sistemas e TDD (Test-Driven Development). Um esquema de modelos incrementais foi adotado partindo da emulação, prototipação e porting para um processador de voo e sua comunicação com uma sonda de Langmuir, usada como carga útil em um estudo de caso. Um protocolo de bordo baseado em I2C foi definido e exercitado. As bibliotecas de software, baseada no framework Mbed, foi escrita e testada para que o computador de bordo (OBC) possa gerenciar cargas uteis científicas. Instâncias do sistema foram geradas com aplicações para o NanoSatBr2 bem como para um prospectivo nanosatélite educacional-científico denominado Alpha-CTEE da PG-ETE..

## **SAR Antenna Reduced TMM for Launch Trajectory Thermal Analysis for LEO Satellites– Development and correlation**

---

**Juan Andrés Breme<sup>1</sup>, Nahuel Matías Castello<sup>2</sup>, Sonia Alejandra Botta<sup>3</sup> e Cristóbal Fabrizio Rafael Gerez<sup>4</sup>**

1. Aeronautical Engineer, National University of La Plata, Argentina (UNLP).
  2. Senior Spacecraft Thermal System Engineer, Argentinian Space Agency (CONAE).
  3. Aeronautical Engineer, National University of La Plata, Argentina (UNLP).
  4. Aeronautical Engineering student, National University of La Plata, Argentina (UNLP).
- 

### **Abstract:**

This article consists on explaining, in a summarized way, the actions carried out in order to develop a reduced TMM (Thermal Mathematical Model) for a SAR (Synthetic Aperture Radar), active payload of the SAOCOM satellites 1A and 1B, Argentinian Space Agency (CONAE). The reduced Thermal Mathematical Model will

be used to simulate all thermal aspects that corresponds to the Launch Trajectory thermal analysis of a LEO Satellite. Finally, the main objective of this paper is to show the correlation process followed in order to correlate the results of the reduced SAR Antenna Thermal Mathematical Model with the detailed full nodes Thermal Mathematical Model of the complete SAOCOM payload satellite.

## **Sistema de geração de portadora na banda X para satélites de observação da Terra**

---

**Luciano do Amaral Beraldo<sup>1</sup>, Fátima Salete Correra<sup>2</sup>**

1. Mestre em Engenharia Elétrica pela Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo, SP (EPUSP)
  2. Doutora em Engenharia Elétrica pela Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo, SP (EPUSP)
- 

Resumo:

Este trabalho apresenta o projeto de uma portadora que opera na frequência de 8.300 MHz para ser utilizado em moduladores vetoriais diretos com aplicação em sistemas embarcados de satélites. Foram realizados estudos sistêmicos de arquiteturas que operam nesta faixa de frequência com as características necessárias para atender as especificações da European Cooperation for Space Standardization, ECSS - Space Engineering Radio Frequency and Modulation da agência espacial europeia - ESA, que regulamenta as frequências e características para sistemas de transmissão para enlace de descida. Optou-se por uma arquitetura composta por um VCO operando em 2.075 MHz, estabilizado por meio de PLL, seguido por cadeias de amplificação e filtragem e multiplicação por 4 para se obter o sinal de 8.300 MHz com a estabilidade requerida. É apresentada a metodologia de projeto adotada visando o atendimento das especificações definidas pela ECSS. Foram realizadas simulações a nível sistêmico, utilizando o software Advanced Design System-ADS da fabricante Keysight Technologies, para definir as especificações de projeto dos circuitos que compõem o sistema de geração da portadora na banda X. O sinal do VCO de 2.075 MHz estabilizado pela malha de sincronismo de fase – PLL, sendo amplificado pela cadeia de amplificação na banda

S cuja função é prover alta isolação, minimizando efeitos de pulling do oscilador controlado por tensão, devido a variações de carga do modulador vetorial, ocasionadas pelas transições de alta velocidade dos tempos de subida e de descida dos sinais digitais I e Q. O sinal de saída da cadeia de amplificação passa por um filtro passa-baixas, visando a rejeição de espúrios e harmônicos gerados pelos efeitos não lineares dos amplificadores. O sinal é enviado ao circuito multiplicador de frequências que gera a portadora na banda X. Um filtro passa-faixas de linhas acopladas rejeita os sinais espúrios provenientes da saída do multiplicador de frequência, que é então amplificado por uma cadeia de amplificação na banda X para adequar o nível de potência à entrada dos moduladores vetoriais. Os circuitos projetados foram desenvolvidos utilizando tecnologia de linha de microfita. Os protótipos dos diversos circuitos do sistema de geração de portadora foram caracterizados individualmente, apresentando boa concordância com os resultados simulados. O sistema de geração completo foi caracterizado, fornecendo um sinal de 8.300 MHz, com +7 dBm de potência, ruído de fase integrado de apenas 2,28° rms, sinais espúrios harmônicos abaixo de -30,6 dBc e espúrios não harmônicos inferiores a -50 dBc. Os resultados experimentais comprovaram a metodologia de projeto utilizada, assim como o atendimento das especificações sugeridas pela ECSS.



## Programa do evento

01 de Novembro de 2018		02 de Novembro de 2018		03 de Novembro de 2018			
<i>Palestrante</i>	<i>Tema</i>	<i>Palestrante</i>	<i>Tema</i>	<i>Palestrante</i>	<i>Tema</i>		
8h00	Cadastramento / Abertura	Abertura e Cerimonial	Alon, Todd, Vielman, Castello	PE Extranjeros, quais as principais lições	André Silva	CREA e a carreira do Eng. Aeroespacial	8h00
9h00	Coords ENGAEROESP	Resumo das Iniciativas Aeroesp Nacionais			Coords ENGAEROESP	Cursos de Engenharia Aeroespacial no Brasil	9h00
10h00	CoffeeBreak	CoffeeBreak	CoffeeBreak	CoffeeBreak	CoffeeBreak	CoffeeBreak	
10h20	Cel. Mattei	Instituto SENAI	José Monserrat Filho	Cooperação Internacional e Direito Aeroespacial	Coords ENGAEROESP	Cursos de Engenharia Aeroespacial no Brasil	10h00
11h00	Alon Gany	TECHNION & ISA	Todd Barber	JPL & Mars Exploration	Cel. Marcos Pontes	Carreira & Sonhos	11h00
12h00	ALMOÇO & Exposição Patrocinadores	Exposição Patrocinadores e Iniciativas Acadêmicas	ALMOÇO & Exposição Patrocinadores	Exposição Patrocinadores e Iniciativas Acadêmicas	ALMOÇO & Exposição Patrocinadores	Exposição Patrocinadores e Iniciativas Acadêmicas	12h00
13h00							13h00
14h00	Lucas Fonseca	A Missão Garatêa	Lucas Fonseca	NEWSPACE, Space 4.0 e o PEB	Calvin Trubiene	COBRUF / RocketDesignBrasil / BAR	14h00
15h00	Geilson Loureiro	INPE/LIT	Cel. Marcos Pontes	Turismo e Indústria Espacial	GFRJ/ITARocket	OBAA / America SpaceCup	15h00
16h00	Rodrigo Leonardi	AEB	Representantes de todos os seguimentos	Propostas para a reformulação do PEB	AEB	O projeto CVT	16h00
17h00	Cel. Vielman	AEP			Representantes de todos os seguimentos	Proposta de Congresso e Competição LA	17h00
18h00	CoffeeBreak	CoffeeBreak	CoffeeBreak	CoffeeBreak			18h00
19h00	Fórum NewSpace BR	PITCHS Startups	Fórum NewSpace BR	PICHS Starups & Venture Capitals	CoffeeBreak	CoffeeBreak / Encerramento	19h00
20h00		NewSpace, ambiente e perspectivas					
21h00		Anjos do Brasil / SpaceAngels					

## **CARTA DE FOZ DO IGUAÇU**

Após anos de anseio da comunidade aeroespacial brasileira, realizou-se o I CONGRESSO AEROESPACIAL BRASILEIRO, em Foz do Iguaçu-PR, de 1 a 3 de Novembro de 2018, com o objetivo de estabelecer “Diálogos entre Academia, Indústria e Política Pública em prol de um Programa Espacial Brasileiro (PEB) sustentável e impactante”. Durante o evento os participantes buscaram avaliar, objetivamente, os caminhos tomados e os resultados obtidos até então pelo PEB, bem como apresentaram propostas realistas, racionais e pragmáticas, voltadas para: a governança e a gestão do setor espacial; os programas de missões satelitais; os programas de acesso ao espaço; os programas e operação de infraestrutura de solo e de centros de lançamento; na pesquisa, integração e inovação na indústria, nos institutos de pesquisa e na academia; no estímulo da produção industrial e no mercado de soluções para o setor espacial; na formação, na atualização permanente, na valorização e na retenção de talentos e de mão de obra especializada para o setor.

Diante disso, os temas elencados foram debatidos e as propostas apresentadas foram compiladas no presente documento, na esperança que as aspirações nacionais se concretizem e promovam a mudança necessária para um ciclo virtuoso de desenvolvimento para atender aos anseios do estado brasileiro, para estimular a indústria e o mercado do setor aeroespacial, para promover a pesquisa acadêmica, e, principalmente, para gerar resultados para a sociedade.

Após a realização de amplos debates, os congressistas, ao final do encontro, deliberaram por aprovar a presente carta que apresenta diretrizes, recomendações e sugestões, cujos termos referenciais para as respectivas áreas temáticas são os seguintes:

I - Estratégia Nacional, Políticas, Programas, Governança e Gestão

1. Reafirmar o caráter pacífico brasileiro, historicamente reconhecido em todo mundo, nas atividades, nacionais ou em parcerias internacionais, de exploração espacial, de acesso ao espaço e outras afins.
2. Sugerir a inclusão do domínio, da atualização e da manutenção ininterruptas da capacidade de exploração, de operação e de atuação no espaço e no acesso ao espaço, no rol dos objetivos nacionais permanentes, provendo o arcabouço legal, a estrutura de governança e de gestão e os recursos necessários à sua consecução.
3. Reconhecer a necessidade do uso de equipamentos e sistemas espaciais para manutenção da segurança pública e da autodefesa territorial, marítima e aérea nacional, em consonância com a mundialmente reconhecida tradição não beligerante de nosso país, de modo a salvaguardar as nossas fronteiras e o nosso território contra ações terroristas, criminosas ou outros tipos de agressões contrárias à nossa índole pacificadora.
4. Recomendar ao ente governamental sobre a necessidade de se preservar, de fato e de direito, a condução predominantemente civil do Programa Espacial Brasileiro, de suas políticas e ações, assim como ocorre com o Ministério da Defesa e as Forças Armadas, de modo a afiançar e reforçar internacionalmente o nosso caráter pacificador, evitando situações de crises de confiabilidade e medidas protetivas internacionais, como embargos e ou restrições técnicas e comerciais, oriundas de desconfianças ou má-interpretação dos nossos objetivos e atividades.
5. Sugerir que, dado o caráter estratégico nacional já elencado, a condução civil do Programa Espacial Brasileiro seja vinculada à estrutura da Presidência da República ou ligada diretamente ao Gabinete do Ministério da Ciência e Tecnologia, de modo a permitir um nível de interlocução transversal em todo o governo, inclusive para favorecer a unicidade de subordinação e sincronicidade de ações com os conselhos ministeriais, da segurança e defesa nacional e outros entes correlatos e afins, tais como aqueles vinculados à segurança institucional, à segurança pública e a defesa nacional.

6. Destacar a necessidade de alinhamento, harmonização e sincronização da Estratégia Nacional para o Setor Espacial, da Política Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais e do Programa Espacial Brasileiro com a Estratégia Nacional de Defesa e com o Sistema Nacional de Segurança Pública.

7. Sugerir que o ente responsável pela condução do Programa Estratégico de Sistemas Espaciais - PESE seja tecnicamente vinculado ao Gabinete de Segurança Institucional - GSI, de modo a subsidiá-lo no que se refere aos sistemas e aplicações de autodefesa, de segurança institucional e de segurança pública nacionais, visando permitir, o máximo possível, o seu alinhamento e a racionalização de recursos, incluso os orçamentários, com os sistemas e aplicações civis de propósito geral ou governamental.

8. Recomendar a necessidade de reformulação e atualização do arcabouço legal nacional para permitir a harmonização entre a Estratégia Nacional do Setor Espacial, a Política Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais - PNDAE, o Sistema Nacional de Desenvolvimento de Atividades Espaciais - SINDAE, o Programa Nacional de Atividades Espaciais – PNAE, a Estratégia Nacional de Defesa - END e o Programa Estratégico de Sistemas Espaciais - PESE , o Sistema Nacional de Segurança Institucional e o Sistema Nacional de Segurança Pública, bem como a reestruturação dos seus entes, subsistemas e programas.

9. Recomendar a avaliação e seleção criteriosa de presidente, diretores, gestores e de técnicos para todos os cargos, preferencialmente os de carreira na área espacial, com a exigência de comprovação de notória competência técnica no setor e/ou de gestão pública na área espacial.

## II - Programas de Sistemas Satelitais, Infraestrutura de Solo e Aplicações

10. Recomendar que os programas de sistemas satelitais sejam atualizados com as novas tendências do mercado internacional, mais eficientes e focados em atender as demandas nacionais de forma realista, racional e criteriosa, de modo a manter e

ampliar o uso de tais tecnologias, diminuindo os riscos de descontinuidade de tais serviços e suas aplicações, através do equacionamento do quadrinômio: desenvolvimento e domínio tecnológico nacional; necessidades nacionais; despesas; e retorno para a sociedade.

11. Alertar para a necessidade urgente de harmonização entre o PEB e o PESE e revisão dos atuais projetos nacionais, inclusive com a antecipação da revisão do PNAE 2012 – 2021 para o ano de 2019, de modo a permitir que o Plano Plurianual 2020 – 2023 já reflita tais melhorias em termos de políticas públicas, programas e orçamento, evitando que haja um hiato de 4 anos para que os rumos do país no segmento espacial, inclusive pela falta de dotação decorrente da imposição da execução orçamentária prevista em lei.

12. Sugerir a utilização mais intensiva de veículos aéreos não tripulados e plataformas de grandes altitudes, tanto de modo complementar quanto substitutivo aos dispositivos satelitais, quando factível, em missões de sensoriamento remoto, vigilância, coleta de dados, dentre outras, tendo em vista que o tempo de desenvolvimento, os riscos e os investimentos inerentes a tais dispositivos são menores que os dos satélites, considerando a criticidade, a aplicabilidade, a eficácia e a eficiência de tal emprego.

### III - Programas de Sistemas e de Infraestrutura de Acesso ao Espaço

13. Reforçar a importância e a urgência da aprovação do acordo de salvaguardas de modo a permitir ao País ter acesso a tecnologias restritas até então e também poder dispor comercialmente de sua infraestrutura de acesso ao espaço, como o Centro de Lançamento de Alcântara, para lançamentos comerciais de maior porte, e o Centro de Lançamento da Barreira do Inferno, para voos de veículos suborbitais modificados para lançamento de cubesats ou para lançamentos de experimentos suborbitais padrões.

IV - Pesquisa, Desenvolvimento e Inovação Integrada na Indústria,  
nos Institutos de Pesquisa e na Academia

14. Reiterar a necessidade de criação e aporte de recursos em fundos de pesquisa e desenvolvimento tecnológico específicos para o setor espacial para serem geridos pelos órgãos de fomento, de modo a assegurar tais atividades, principalmente, nos níveis de maturidade tecnológicas inferiores ao TRL 3, para as universidades, e TRL 6, para os institutos de pesquisa e startups do setor, com as devidas cobranças de resultados efetivos.

15. Reforçar a importância de se utilizar de instrumentos como parcerias público privadas (PPP), fundos de investimento privados, e outros que estejam inseridos na lei de inovação, de modo a permitir o impulsionamento do desenvolvimento tecnológico para os níveis de maturidade tecnológica TRL 7, 8 e 9.

#### V - Indústria e Mercado Aeroespacial Nacional e Internacional

16. Recomendar que sejam asseguradas condições favoráveis a empreendimentos estrangeiros sem restrições, considerando que o crescimento exponencial das atividades espaciais, exemplificado pela crescente participação do setor privado e o desenvolvimento de novas vertentes, criou uma janela de oportunidade única para quem estiver pronto para aproveitá-la, o que, caso contrário, implicaria na perda de se criar um cluster espacial internacionalmente competitivo.

17. Enfatizar a necessidade da criação de condições competitivas para empresas e startups nacionais com a desburocratização, a desoneração tributária e fundos de investimentos formados com capital dos Bancos Nacionais em parceria com investidores privados, de modo a propiciar a incubação destas até um nível de maturidade mais robusto.

18. Recomendar a elaboração e promulgação de legislação que crie condições para que empresas interessadas em atividades de exploração de recursos espaciais se instalem no Brasil, a exemplo do que fez Luxemburgo recentemente, inclusive prevendo instrumentos para parcerias estratégicas internacionais nesse tema.

19. Reconhecer o papel das atividades espaciais na promoção do desenvolvimento sustentável, em sintonia com o que foi deliberado pela UNISPACE+50 (4ª Conferência das Nações Unidas sobre a Exploração e Uso Pacífico do Espaço Exterior, realizada em julho de 2018) e a resolução dela derivada, endossada pela 73ª Assembleia Geral das Nações Unidas, ocorrida no final de setembro de 2018.

#### VI - Formação, Atualização, Valorização e Retenção de Talentos e de Mão de Obra Especializada

20. Recomendar fortemente a reativação do Centro Regional de Educação em Ciência e Tecnologia Espacial da América Latina e Caribe (CRECTEALC), instituição vinculada às Nações Unidas (ONU), cuja chefia é alternada entre o Brasil e o México, a qual deveria já estar sob o comando nacional desde janeiro de 2017, de modo a permitir que o Brasil possa formar mão de obra nacional e internacional, utilizando as universidades e institutos de pesquisa do setor espacial como campi internacional, similarmente ao que fazem brilhantemente a Índia (com o seu equivalente para a Ásia) e a China (com o centro para Ásia e Pacífico), além dos demais centros do oriente médio e os dois centros da África (Marrocos, para língua francesa, e Nigéria, para língua inglesa).

21. Reiterar a necessidade reivindicada há anos pela comunidade de entusiastas do PEB de que a atividade de espaçomodelista seja regulamentada junto ao Exército e a Força Aérea, em todo território nacional, de modo a se prover a segurança jurídica e parâmetros legais de sua atuação, inclusive, determinando áreas e condições específicas para o exercício dos lançamentos, e aquisição / fabrico controlado de propelentes, analogamente ao que foi feito recentemente com a regulamentação das atividades com drones no Brasil.

22. Sugerir a criação de um programa de bolsas e ou estágios em instituições públicas ou privadas do setor espacial, para estudantes ou recém graduados, de modo a estreitar o conhecimento teórico com a prática de mercado.

23. Reforçar a necessidade de recomposição da força de trabalho dos institutos de pesquisa do SINDAE, considerando que mais de 60% dos quadros estão próximos da aposentadoria, fato este que evidencia um alto risco de perda do capital informacional acumulado por esses colaboradores com o seu afastamento das suas atividades, bem como a de possibilidade de interrupção de pesquisas e de projetos em andamento.

24. Recomendar a institucionalização da Medalha do Mérito Espacial do Brasil como instrumento de reconhecimento, valorização e premiação, próprio e específico para o setor espacial, de servidores (militares e civis) ou pessoas e instituições de expressão, brasileiros ou estrangeiros, que tenham prestados relevantes serviços ao PEB, sugerindo ainda que os 21 heróis do acidente ocorrido em Alcântara em 22 de agosto de 2003 sejam, por intermédio das suas famílias, os primeiro agraciados com tal comenda.

Foz do Iguaçu, Paraná, 03 de novembro de 2018.