



**PIBIC PIBITI IAE**

# **ANAIS do XVII ENICT/IAE Encontro de Iniciação Científica e Tecnológica do IAE**

**2021  
vol. 1**

**- Comitê Institucional do PIBIC-PIBITI-IAE -  
DIR-CPA-ICT**



## PIBIC/PIBITI-RELATÓRIO FINAL

Título do projeto de pesquisa: Produção de compósitos com matriz de titânio.

Bolsista: Ágatha Missio da Silva

Orientador(a): Vinícius André Rodrigues Henriques

Período a que se refere o relatório: Agosto de 2020 a Agosto de 2021

### Resumo

Os materiais compósitos de matriz metálica apresentam um papel extremamente importante na engenharia moderna devido às propriedades mais aprimoradas em relação às ligas metálicas convencionais. Dentro da indústria aeronáutica, os compósitos com matriz de titânio (TMCs) destacam-se por apresentarem propriedades muito interessantes como a baixa massa específica e alta resistência à abrasão, ao impacto e à corrosão. As propriedades dos TMCs podem ser aprimoradas por meio da adição de partículas aditivas. Porém, apesar de as TMCs serem um dos sistemas de materiais mais procurados na atualidade, são escassas as informações úteis sobre suas propriedades e métodos de fabricação. Devido à alta reatividade química do titânio, os processos convencionais de processamento não são adequados para a fabricação de TMCs. Portanto, para a realização deste projeto, utilizou-se a metalurgia do pó (M/P). Os pós metálico (Ti) e cerâmico (5%, 10%, 15%, 20% e 25% TiC) foram misturados em um misturador rotativo, prensados uniaxial e isostaticamente a frio, e sinterizados a vácuo na faixa de temperatura entre 900 °C e 1300 °C. O material foi caracterizado utilizando as técnicas de microscopia óptica, granulometria, densidade e microdureza Vickers. Os resultados indicam um aumento significativo da dureza em função do teor de TiC nas amostras. As partículas de TiC em geral estão homoganeamente distribuídas, embora alguns aglomerados estejam presentes.

**Palavras-chave:** Compósitos, titânio, carbetos de titânio.



## 1. Introdução

O titânio é o quarto elemento mais abundante na crosta terrestre. Devido a sua elevada relação resistência mecânica/peso, alta resistência a corrosão e ótimo desempenho em temperaturas extremas, o material é bastante utilizado para aplicações aeroespaciais. [1]

Um meio de potencializar as propriedades do titânio está no desenvolvimento de compósitos de matriz metálica [2]. Os compósitos com matriz de titânio (TMCs) apresentam sua matriz reforçada com partículas cerâmicas ou poliméricas. Os TMCs têm sido muito estudados devido a suas propriedades isotrópicas e aplicação em setores que demandam alto desempenho [2]. Podem ser processados pela técnica tradicional “ex-situ”, quando cerâmicas estáveis (TiC, SiC e outras) são adicionadas para formar o compósito, ou pela técnica “in situ”, onde os compostos aditivos são formados durante o processamento devido à reatividade do titânio. [3] A técnica in-situ é bastante relevante pois apresenta baixo custo operacional, permite a produção em larga escala e alta densificação do material [4].

Por conta da alta reatividade do titânio, os métodos convencionais de fusão não são adequados para o processamento de suas ligas, portanto, um método indicado é a metalurgia do pó (M/P). TiC, TiB<sub>2</sub>, TiN, TiO<sub>2</sub> e TiB são alguns dos tipos de pó cerâmico estudados que têm sido introduzidos como reforços em matrizes de titânio com resultados satisfatórios em relação ao desempenho mecânico, sendo os dois primeiros mais comumente utilizados [5][6]. Isso deve-se ao fato de que ambos são totalmente compatíveis com o titânio, mesmo a altas temperaturas, e apresentam facilidade para o processamento “in situ” [6].

Em especial, a aplicação do carboneto de titânio (TiC) como partícula aditiva é tecnologicamente interessante pois, além da alta compatibilidade com titânio, tem um alto ponto de fusão (acima de 2000°C), alto módulo elástico e pouca reação interfacial [7].

Nesta etapa do projeto, foram investigadas a microestrutura, granulometria, densidade e micodureza Vickers dos compósitos de matriz de titânio com reforço de TiC produzidos via metalurgia do pó (M/P) pelo método “ex-situ”.

## 2. Materiais e Métodos

### 2.1. Materiais

Foram preparadas amostras de compósitos de titânio com adições de carboneto de titânio (TiC) nas seguintes composições: Ti (puro), Ti-5%TiC, Ti-10%TiC, Ti-15%TiC, Ti-20%TiC e Ti-25%TiC. Os compósitos foram confeccionados pelo método “ex situ”. Para isto, utilizou-se o pó cerâmico de carbeto de titânio (TiC) oriundo do fabricante Starck e o pó de hidreto de titânio (TiH<sub>2</sub>) obtido por meio da hidrogenação de finos de esponja de titânio.

### 2.2. Mistura dos pós

Com o auxílio de bolas de alumina e 3 gotas de álcool etílico 70%, as composições dos compósitos foram misturadas em um misturador automático por 60 min com acionamento a cada 10 min, com auxílio de vibração durante a mistura.

### 2.3. Prensagem

Utilizou-se 1,6 g da mistura para cada amostra em uma balança de precisão. Em seguida, colocou-se a mistura em uma matriz metálica de diâmetro 10 mm e fez-se a prensagem uniaxial a frio de 2 t força em uma prensa Carver. Posteriormente, as amostras foram introduzidas em invólucros flexíveis de látex sob vácuo e submetidas à prensagem isostática a frio a 400 MPa. A prensa isostática utilizada está representada na Figura 1.



Figura 1 – Prensa isostática (AMR/IAE).

## 2.4- Sinterização

Após a prensagem uniaxial e isostática, as amostras foram sinterizadas na faixa de temperatura entre 900 e 1300 C° em um forno de alto vácuo ( $10^{-5}$  Torr), com permanência nestas temperaturas por 1h (Figura 2).



Figura 2 – Forno de alto vácuo para sinterização dos compósitos (AMR/IAE).

## 2.5. Análises Granulométricas

O tamanho médio das partículas utilizadas na fabricação dos compósitos foi determinada por granulometria a laser utilizando o equipamento Mastersizer 3000 (Figura 3).



Figura 3 - Granulômetro a laser utilizado na determinação do tamanho médio das partículas.

## 2.6. Densidade

O Método de Arquimedes foi utilizado para a determinação da densidade das amostras, conforme a equação 1. A amostra foi colocada em um Becker com água deionizada em uma chapa a 200° C durante 2 h. As amostras foram retiradas, realizou-se a pesagem da massa



imersa ( $m_i$ ) em água e da massa úmida ( $m_\mu$ ). Em seguida, as amostras foram colocadas em vidros de relógio na estufa a 100 °C. Após 30 min, foi realizada a pesagem da massa seca ( $m_s$ ).

$$\rho = \frac{m_s}{(m_\mu - m_i)} \times d_a \quad \text{equação 1}$$

## 2.7. Metalografia

As amostras foram embutidas com baquelite e lixadas com lixas 80, 120, 220, 240, 440, 600 e 1000. Posteriormente, foram polidas manualmente com uma solução de alumina e ácido oxálico, adicionando água conforme a necessidade. Após este processo, foi realizado um ataque com solução Kroll composta por 92,6% de água destilada, 4,6% de ácido nítrico e 2,8% de ácido fluorídrico, que foi eficiente para a revelação da microestrutura por eletrônica de varredura (MEV).

## 2.8. Dureza Vickers

O ensaio de dureza Vickers foi realizado no durômetro representado na Figura 4 com indentador de diamante com geometria piramidal de face quadrada. Aplicou-se uma carga ( $F$ ) de 30 kg para a mensuração da dureza das amostras sinterizadas a 1200 °C e 1300 °C. O procedimento foi repetido 3 vezes da borda ao centro da amostra. A dureza foi medida utilizando-se a equação 2.

$$HV = \frac{1,8544 \cdot F}{d^2} \quad \text{equação 2}$$

Os valores HV obtidos foram submetidos a uma análise de desvio padrão dado pela equação 3.



Figura 4 - Durômetro para a determinação da dureza Vickers (ITA).

$$dp = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - M)^2}{n-1}} \quad \text{equação 3}$$

### 3. Resultados

#### 3.1. Caracterização dos pós

A distribuição de tamanho médio de partículas dos pós hidrogenados é apresentada na Tabela 1. Os parâmetros  $D_{10}$ ,  $D_{50}$  e  $D_{90}$  referem-se ao tamanho das partículas a 10, 50 e 90 pontos percentuais em uma curva de distribuição cumulativa, sendo que o valor mais importante para esta análise se refere ao  $D_{50}$ , correspondente ao tamanho médio das partículas [8].

Tabela 1: Distribuição de tamanho médio de partícula dos pós.

Pó	$D_{10}$	$D_{50}$	$D_{90}$
TiC	2,36 $\mu\text{m}$	6,87 $\mu\text{m}$	102 $\mu\text{m}$
TiH <sub>2</sub>	3,99 $\mu\text{m}$	12,7 $\mu\text{m}$	39,3 $\mu\text{m}$

De acordo com os resultados obtidos, o pó de carbetto de titânio apresenta aproximadamente a metade do tamanho médio do pó de hidreto de titânio, o que pode favorecer a formação de aglomerados.

#### 3.2. Densidade

O cálculo da densidade dos compósitos foi realizado em todas as amostras sinterizadas e

apresentaram um padrão de aumento dos valores com o aumento da temperatura de sinterização para todas as composições. Os resultados referentes à composição Ti-25TiC estão apresentados na Tabela 2 e na figura 5.

Tabela 2: Densidade da liga Ti-25TiC.

Amostra	Temperatura	Densidade aparente (g/cm <sup>3</sup> )
	900 °C	3,7115
	1000 °C	4,0752
Ti-25TiC	1100 °C	4,3212
	1200 °C	4,5004
	1300 °C	4,4175

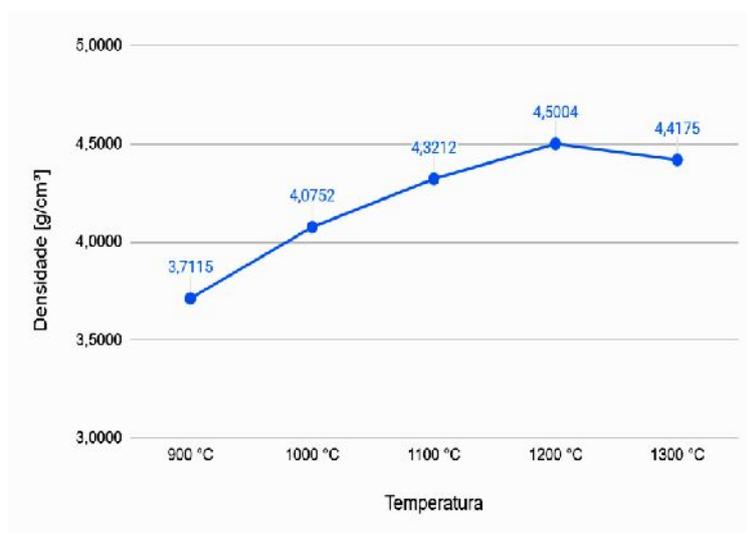


Figura 5: Densidade do compósito Ti-25TiC em função da temperatura de sinterização.

Nota-se um aumento gradual da densidade com o aumento da temperatura, com uma maior densificação das amostras em altas temperaturas. Este resultado condiz com o esperado uma vez que os processos de sinterização são ativados com o aumento da temperatura [9].

### 3.3. Dureza Vickers

Os valores médios obtidos pelo ensaio de dureza Vickers nas amostras de todas as composições sinterizadas a 1200°C e 1300°C são apresentados na Figura 6.

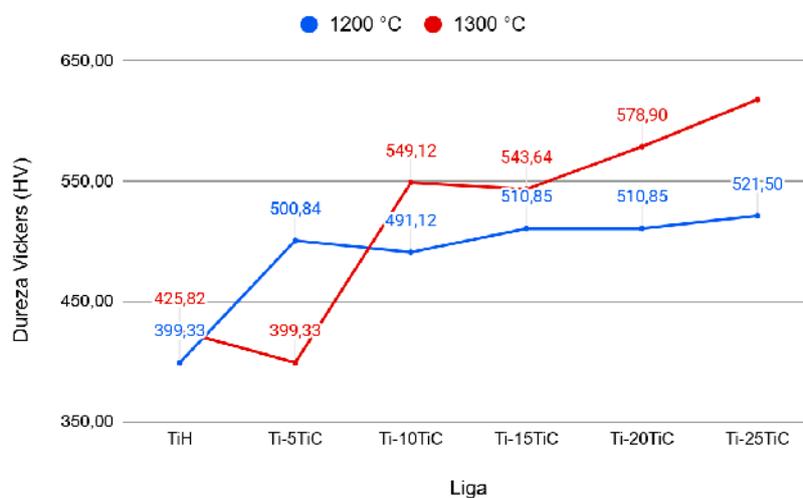


Figura 6: Dureza Vickers (HV) das amostras sinterizadas a 1200 °C e 1300 °C .

A análise de dureza indica valores crescentes com o teor de TiC adicionado. Além disso, observa-se um aumento da dureza em função do aumento da temperatura de sinterização. Isto se deve à densificação do material motivada pelo aumento dos mecanismos de transporte de massa que ocorre com o aumento da temperatura de sinterização [9-10]. Os valores a 1300°C são maiores devido à menor porosidade que tendem a reduzir a dureza da área analisada [11]. Os reduzidos valores de desvio padrão na análise de dureza da amostra Ti-25TiC demonstra sua homogeneidade microestrutural (Tabela 3).

Tabela 3: Dureza das amostras de Ti-25TiC sinterizadas a 1200°C e 1300°C.

Temperatura	Microdureza (HV)
1200 °C	521,50±9,22
1300 °C	618,13±0,00

### 3.4. Microestrutura

A análise microestrutural de todas as composições demonstrou basicamente um aumento da densificação e eliminação de porosidade em função do aumento da temperatura de sinterização (Figura 7). Observa-se que as partículas de TiC estão, em geral, distribuídas

homogeneamente ao longo das amostras, mas alguns aglomerados (de até 50  $\mu\text{m}$ ) são identificados. A quantidade desses aglomerados aumenta com o teor de TiC no compósito e parte destes aglomerados tendem a ser removidos durante a metalografia, criando macroporos, as regiões mais escuras. A presença desses aglomerados e macroporosidade podem afetar negativamente as propriedades mecânicas do compósito [12].

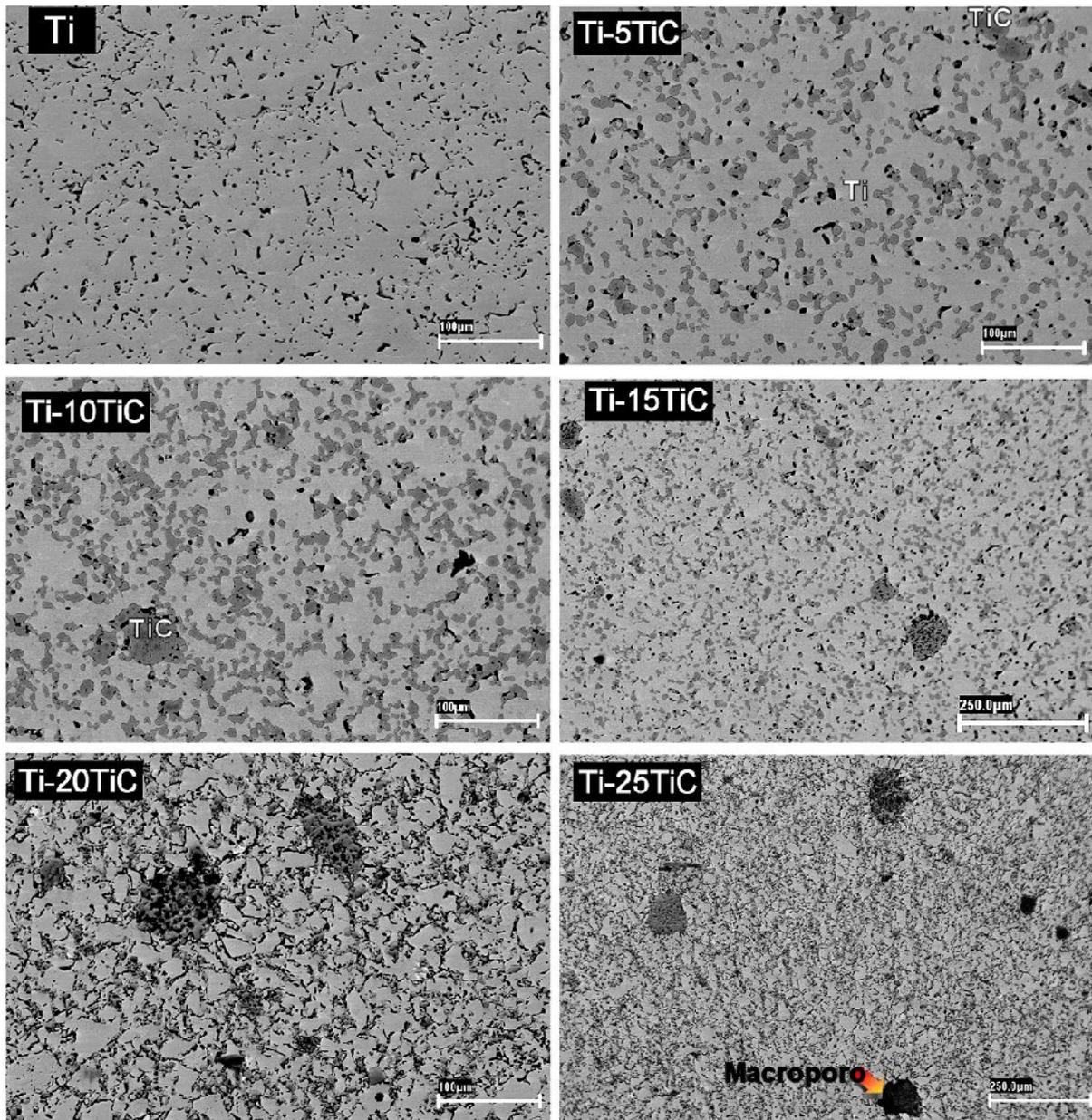


Figura 7 – Microestruturas de amostras de Ti puro, Ti-5TiC, Ti-10TiC, Ti-15TiC, Ti-20TiC, Ti-25TiC sinterizadas a 1300°C (MEV).



#### **4. Próximas Etapas**

As próximas etapas do estudo envolverão a elaboração de compósitos de matriz de titânio com adições de SiC e Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, e experimentos para a avaliação da eficiência de mistura magnética para o aumento da densificação.

#### **5. Conclusões**

1- Em geral, as amostras apresentaram um aumento coerente da densidade em função do aumento da temperatura de sinterização, motivados pelo aumento dos mecanismos de transporte de massa com o aumento da temperatura de sinterização;

2-A análise microestrutural indica que a temperatura de 1300°C é a ideal para a sinterização dos compósitos e que há redução da porosidade com o aumento da temperatura de sinterização. As partículas de TiC em geral estão bem distribuídas nas amostras, mas são observados aglomerados que aumentam de quantidade com o aumento do teor de TiC.

3- A presença de aglomerados prejudica a homogeneidade de propriedades e indica que a etapa de mistura não foi eficiente. Além disso, os aglomerados tendem a ser removidos durante a preparação metalográfica, criando macroporos. Um processo de mistura magnética deverá ser avaliado nos próximos experimentos;

4- Os valores de Dureza Vickers tendem a crescer com o aumento da temperatura de sinterização e eliminação da porosidade. Além disso, observa-se também um aumento crescente da dureza com aumento do teor de TiC nas ligas, comprovando o reforço mecânico causado pela adição de carboneto de titânio.

#### **6. Divulgação dos Resultados**

Para se avaliar as propriedades dos compósitos de titânio (TMCs) sinterizados em distintas temperaturas, é necessário mais tempo, testes e análises de outras combinações de pós cerâmicos com titânio. Contudo, posteriormente, pretende-se divulgar os resultados obtidos em eventos científicos.



## Referências

- [1] JOSHI, Vydehi Arun. **Titanium alloys: an atlas of structures and fracture features**. CRC Press, 2006.
- [2] HAYAT, Muhammad D. et al. Fabrication, microstructure and mechanical properties of in situ formed particle reinforced titanium matrix composite. **International Journal of Refractory Metals and Hard Materials**, v. 92, p. 105257, 2020.
- [3] TJONG, S. C.; MA, Z. Y. Microstructural and mechanical characteristics of in situ metal matrix composites. **Materials Science and Engineering: R: Reports**, v. 29, n. 3-4, p. 49-113, 2000.
- [4] QI, J. Q. et al. Influence of matrix characteristics on tensile properties of in situ synthesized TiC/TA15 composite. **Materials Science and Engineering: A**, v. 553, p. 59-66, 2012.
- [5] HUANG, Lujun; GENG, Lin. **Discontinuously reinforced titanium matrix composites**. Singapore: Springer, 2017.
- [6] GENG, L. et al. Hybrid effect of TiBw and TiCp on tensile properties of in situ titanium matrix composites. **Journal of alloys and compounds**, v. 463, n. 1-2, p. 488-492, 2008.
- [7] Lu, H. **The Synthesis of High Strength Titanium Alloy and Titanium Alloy Matrix Composite by Powder Compact Extrusion from Blended Elemental Powders**. Tese de Doutorado, University of Waikato, 2016
- [8] GERMAN, R.M. **Powder Metallurgy Science**, Powder Metallurgy Industry, 1994.
- [9] GERMAN, R.M. **Sintering, Theory and practice**, John Wiley & Sons, 1996.
- [10] HENRIQUES, V.A.R; BELLINATI, C.E.; SILVA, C.R.M; MOURA NETO, C.. Desenvolvimento da Metalurgia do Pó (M/P) em titânio na Indústria Aeronáutica. **SAE Technical Papers Series**, n. 1999-01-3013, p. 1-5, 1999.
- [11] HENRIQUES, V.A.R; BELLINATI, C.E.; SILVA, C.R.M. Production of Ti-6%Al-7%Nb alloy by powder metallurgy (P/M), **Journal of Materials Processing Technology**, v. 118, p. 212-215, 2001.
- [12] HENRIQUES, V.A.R; SILVA, C.R.M; BRESSIANI, J.C. Utilização de Técnicas de Metalurgia do Pó (M/P) na Obtenção da Liga Ti-13Nb-13Zr. **M & M – Metalurgia e Materiais**, v. 59, n. 532, p. 7-10, 2003.



## RELATÓRIO PARCIAL - PIBIC/PIBITI

Título do projeto de pesquisa: **Desenvolvimento de partículas de parafina aditivadas com modificadores balísticos aplicados à propulsão híbrida**

Bolsista: Brenda Nogueira Corrêa Gomes

Orientador(a): Marcio Yuji Nagamachi

Período a que se refere o relatório: Setembro de 2020 a Julho de 2021

### Resumo

Desde a descoberta dos *Liquefying fuels* voltados a propulsão híbrida de motores foguete, a parafina tem sido conhecida como uma alternativa segura e promissora e o setor aeroespacial tem investido nessa classe para complementar os demais sistemas de propulsão. A procura por materiais energéticos de alto desempenho que impulsionem grandiosos foguetes e tenham baixo impacto para o meio ambiente levaram pesquisadores até o grupo de hidrocarbonetos, a parafina, que comparada ao poliuretano comumente utilizado tem maior taxa de regressão por formar um filme líquido e instável na superfície de queima e apesar dos benefícios e facilidades que a parafina acarreta para a propulsão híbrida o material possui baixas propriedades mecânicas. Diante disso, este projeto tem como objetivo desenvolver uma metodologia para o preparo de partículas de parafina com aditivos que devem agir como alternativa aos grãos maciços de parafina. A partículas são preparadas de modo que contenham negro de fumo em seu interior, resultando no aumento de seu desempenho balístico e de queima.

### 1. Introdução

Propulsão em um sentido amplo é o poder de mudar o movimento de um corpo. Os mecanismos de propulsão fornecem uma força que move corpos que estão inicialmente em repouso, altera a velocidade ou supera as forças de retardo quando um corpo é impulsionado por um meio [1]. Existem os mais variados tipos de propulsão, contando com classes do tipo solar, nuclear e a mais utilizada, a propulsão química que é subdividida entre propulsão sólida, líquida e híbrida. O desenvolvimento de foguetes de propulsão híbrida é discutido desde os primeiros experimentos registrados no ano de 1930 até os dias atuais [2]. Essa classe desde então tem



sido desenvolvida para o setor aeroespacial afim de complementar as demais, trazendo características de modulação do empuxo, múltiplas re-ignições no processo de queima do combustível, além de segurança, estabilidade e simplicidade no que se diz respeito a montagem da sua estrutura.

Esse tipo propulsão química, conta com dois tanques em seu interior, um que condiciona o oxidante no estado líquido ou gasoso, que é injetado no seguinte, contendo o combustível sólido e posteriormente a reação química ocorrendo na câmara de combustão [3]. Apesar dos benefícios da utilização da classe híbrida, esse meio conta com desafios a serem superados, como por exemplo a baixa taxa de regressão do foguete devido à natureza difusiva do processo de combustão[4], razão pela qual sua aplicabilidade é mais indicada onde há pouca resistência da atmosfera e pouca aceleração da gravidade.

Recentemente, Karabeyoglu e colaboradores desenvolveram uma classe de combustíveis liquefeitos ou do inglês *Liquefying Fuels* [5], classe essa que traz a parafina como principal integrante, apresentando taxas de regressão superiores quando comparados aos combustíveis comumente utilizados como por exemplo o *Hydroxyl-terminated Polybutadiene* (HTPB). Apesar de sua iminente ascensão no setor aeroespacial, a parafina apresenta inadequadas propriedades mecânicas que dificultam seu emprego como grão combustível puro, apresentando elevada fragilidade e baixo ponto de fusão.

Uma nova abordagem desenvolvida por Cardoso e colaboradores sugere o uso de um sistema bimodal de partículas esféricas de parafina, com o objetivo de aumentar o carregamento e distribuição da parafina no polímero de HTPB, construindo um grão com características favoráveis de queima da parafina e resistência mecânica do aglutinante [6]. Além da melhora significativa acarretada pelo sistema de empacotamento, surgiu a necessidade de aumentar a resistência das partículas contra a irradiação térmica, fator esse que leva o grão a combustão excessiva durante o processo de queima.

Diante desse desafio, buscamos meios de introduzir nas partículas aditivos que suprissem a necessidade de proteção e resistência, chegando ao negro de fumo do inglês *Carbon Black*, que nada mais é do que carbono puro sob a forma de partículas coloidais [7], possuindo propriedades catalíticas, além de ser um modificador de viscosidade e apresentar capacidades protetivas contra irradiação térmica [8][9] e com isso não comprometer as propriedades de processamento e carregamento do grão combustível.



Ainda que de forma preliminar esse projeto tem como objetivo pesquisar, estudar e otimizar o desenvolvimento das partículas de parafina com aditivos.

## **2. Materiais e Métodos**

### **2.1 Materiais**

Os materiais utilizados para o desenvolvimento deste projeto foram: água destilada como fase aquosa, micro lentilhas de parafina 170/190 (lote: **02632033**, Petrobrás) como fase orgânica, negro de fumo (ST300, Columbian) como aditivo e uma mistura de tensoativos SPAN<sup>®</sup>80 (Sigma Aldrich) e TWEEN<sup>®</sup>80 (Synth) nas proporções 1:1 respectivamente.

### **2.2 Preparo das partículas de parafina**

#### **2.2.1 Síntese no banho termostático**

O preparo das partículas de parafina com aditivos se deu pela técnica de cristalização por emulsão, conforme descrito por Cardoso e colaboradores [10]. As partículas de parafina foram preparadas pela técnica de cristalização por emulsão, utilizando um béquer de 2000 mL, acoplado a um banho termostático (OPTHERM modelo ultra) para manter a temperatura de trabalho de  $80 \pm 1$  °C. Primeiramente, foram adicionados água destilada e micro lentilhas de parafina cerca de 125 g para 500 mL de água. Após a fusão completa da cera de parafina, com auxílio de um agitador mecânico digital (MARCONI, modelo MA259) e uma pá modelo âncora a suspensão foi mantida a 500 rpm por aproximadamente 10 min, em seguida foi adicionado o aditivo negro de fumo ou do inglês *Carbon Black* (ST300, Columbian) só então foi feita a mistura dos tensoativos SPAN<sup>®</sup>80 e TWEEN<sup>®</sup>80 (na proporção de 1:1). Após 15 min de agitação, a suspensão foi vertida rapidamente em outro béquer contendo 2000 mL de água a temperatura ambiente  $\sim 25$ °C e a temperatura de 10 °C para promover o choque térmico das gotículas de parafina e uma possível comparação quanto a solidificação.

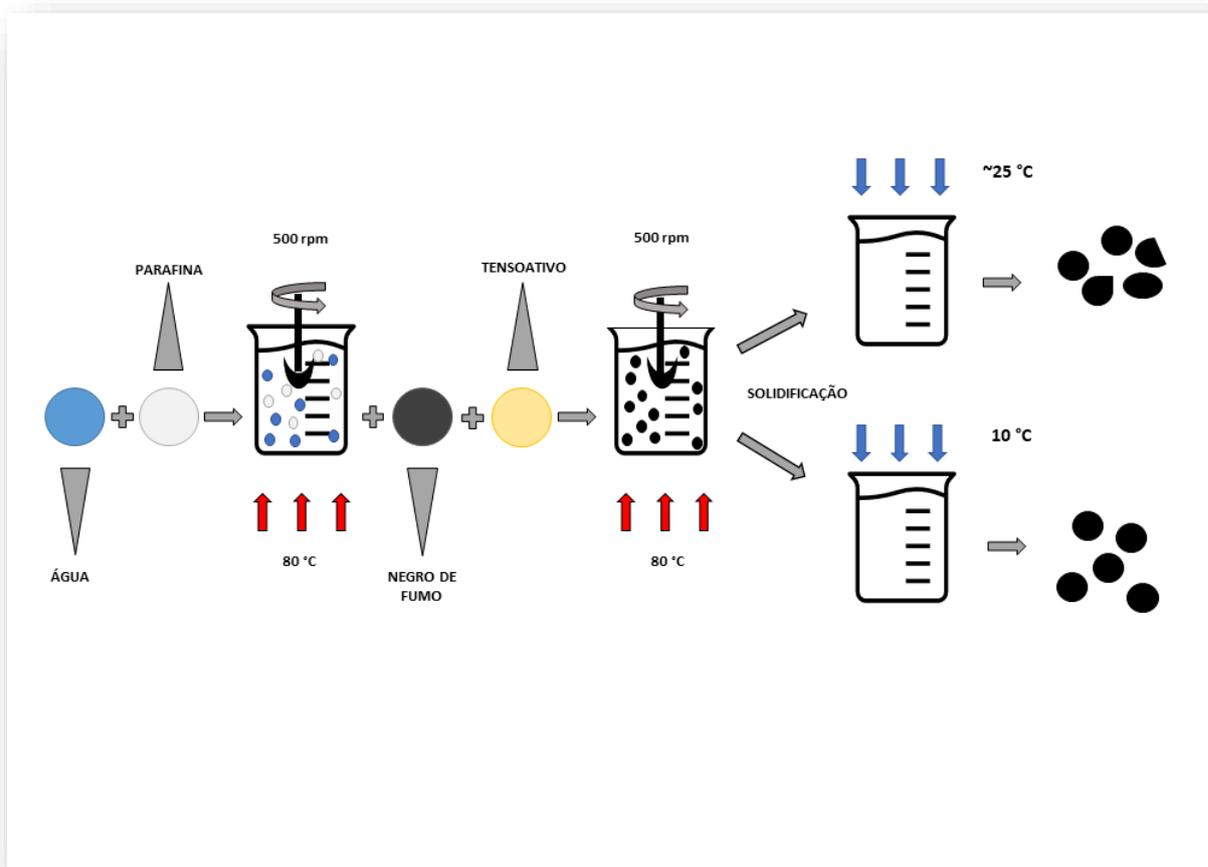


Figura 1. Representação da síntese de partículas de parafina aditivadas com negro de fumo pelo método de cristalização por emulsão.

A Figura 1 foi desenvolvida com intuito de mostrar todo o processo de síntese das partículas de parafina aditivadas, a fim de esclarecer a diferença da cristalização das gotículas em temperatura ambiente ( $\sim 25\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) e a temperatura de  $10\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Podemos observar que em ambas as temperaturas há a aditivação das partículas, porém não há presença de morfologia majoritariamente esférica quando cristalizada em temperatura ambiente, fator imprescindível no nosso projeto.

### 2.3 Métodos de caracterização das partículas de parafina

As partículas de parafina obtidas nessa etapa do projeto foram caracterizadas via microscopia ótica, através do microscópio ótico da ZEISS, modelo Discovery V12 com lentes de aumento de até 240X em uma escala de  $500\text{ }\mu\text{m}$  e aumento de 100X.

### 3. Resultados

A técnica de cristalização por emulsão se mostrou promissora desde o início das pesquisas para o projeto, sendo atualmente um tema bastante abordado na literatura, descrita como um método que tem por base o preparo de emulsões de parafina líquida em água e posterior solidificação por resfriamento [11]. Como resultado dessa etapa houveram progressos no controle de parâmetros mecânicos e físico-químicos como exemplo a temperatura da água em que ocorre a cristalização.

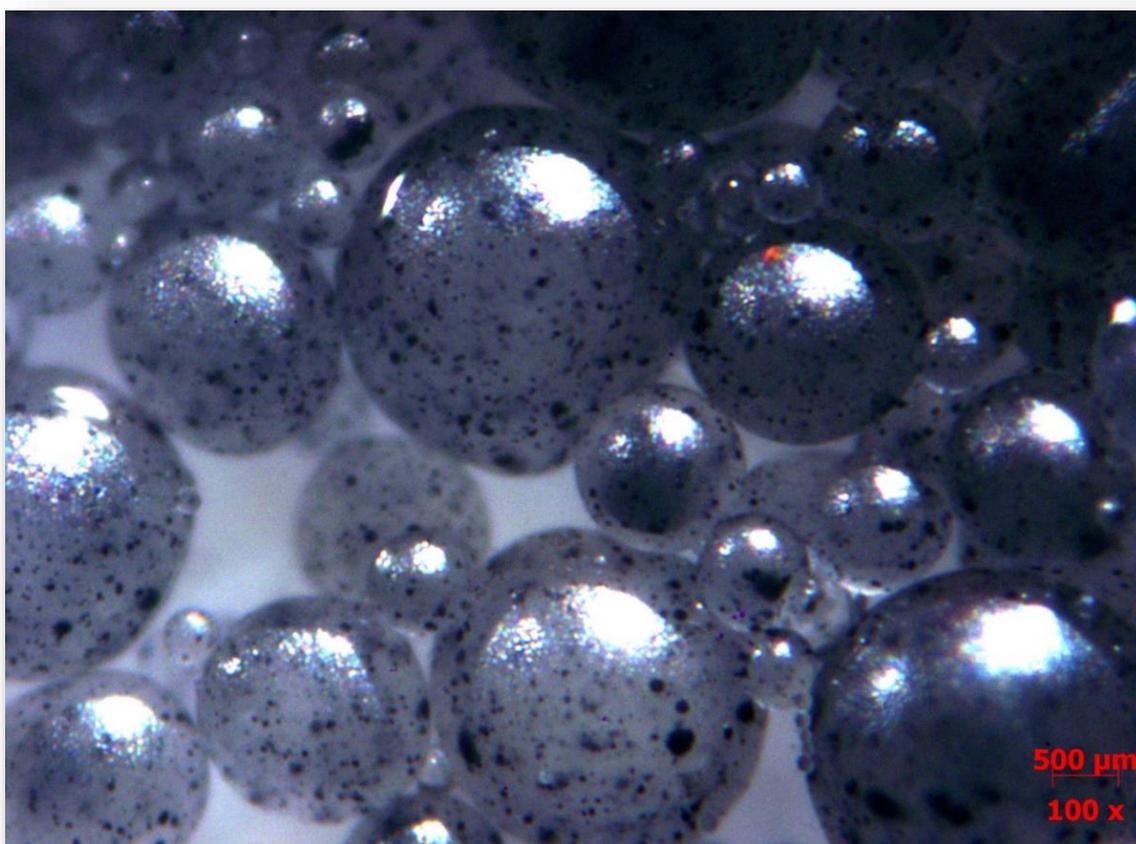


Figura 2. Partículas de parafina aditivadas com negro de fumo preparadas pelo método de cristalização por emulsão, com rotação de 500 rpm e posterior solidificação em água refrigerada a 10 °C. Aumento de 100X.

Na busca pela eficiência de nossas receitas foram realizadas diversas sínteses com o objetivo de aprimorar técnicas e parâmetros que influenciam no desenvolvimento das partículas. Um dos parâmetros abordados foi com relação a modificação da temperatura de cristalização das partículas, anteriormente utilizava-se água a temperatura de 25°C para promover o choque

térmico do sistema, e agora foi testada a temperatura de 10°C, conforme pode-se observar nas Figura 2 e Figura 3. É possível observar que as partículas apresentaram melhora na morfologia, apresentando maior esfericidade. Isto porque a baixa temperatura de choque térmico aumenta a troca de calor, diminuindo o tempo de cristalização da superfície e a possibilidade de coalescência entre as gotas de parafina [11].

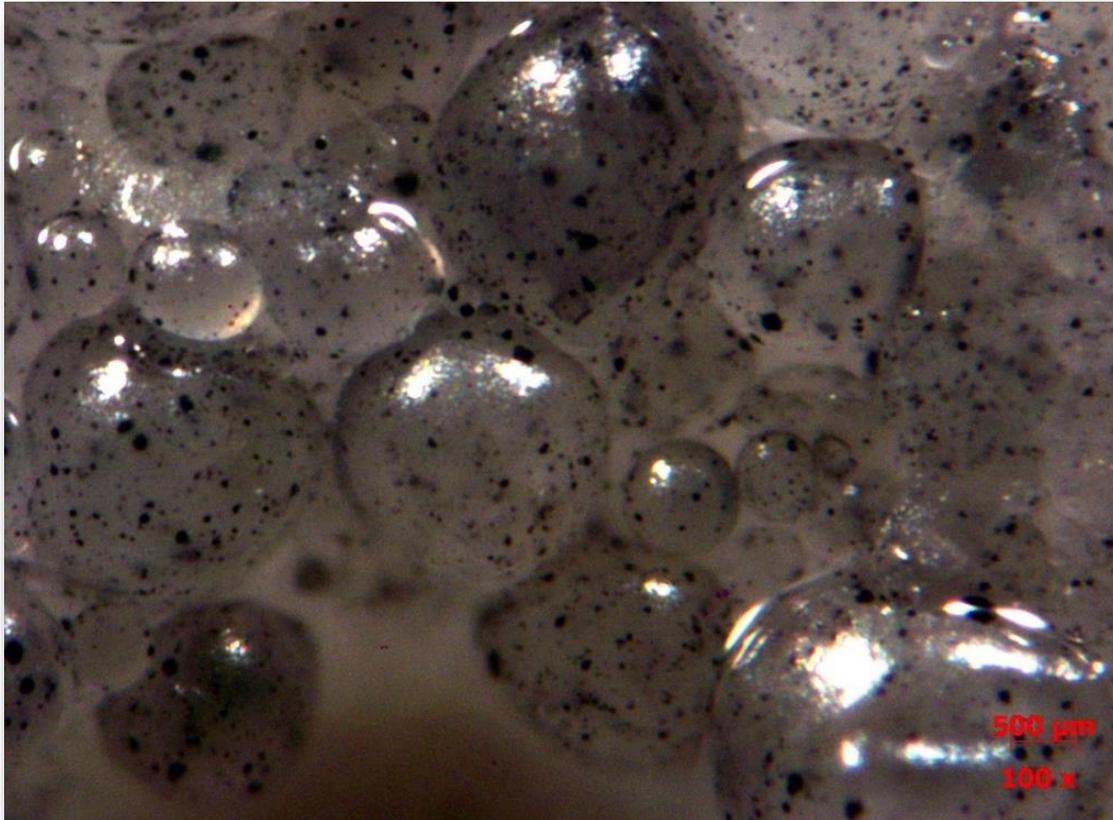


Figura 3. Partícula de parafina aditivada com negro de fumo preparadas pelo método de cristalização por emulsão, com rotação de 500 rpm e posterior solidificação em água a temperatura ambiente (~25°C). Aumento de 100X.

Estudos anteriores já apontaram a importância do formato majoritariamente esférico das partículas de parafina na composição do grão combustível para motores-foguete, pois esta morfologia facilita atingir as propriedades de processamento e carregamento de motores, além de contribuir com propriedades balísticas e térmicas.



#### 4. Próximas Etapas

As próximas etapas estarão voltadas para o ajuste do negro de fumo destas amostras, bem como a otimização de parâmetros físicos e mecânicos que interferem no processamento das partículas. É válido ressaltar que as condições impostas pela pandemia no instituto dificultaram um maior aproveitamento do projeto, nos levando a reformular o cronograma e gerenciamento das próximas atividades.

#### 5. Conclusões

O método de cristalização por emulsão escolhido para o desenvolvimento deste trabalho, se mostrou uma técnica confiável para a produção de partículas de parafina aditivadas com negro de fumo. Estudos mais aprofundados serão realizados a fim de modular os parâmetros necessários para melhorar a formulação e aumentar a introdução do aditivo nas partículas, visando expandir propriedades balísticas e de queima.

#### 6. Divulgação dos Resultados

Os resultados obtidos ainda que de forma preliminar aparentam ser promissores e serão peça e serão de grande importância para as próximas etapas do projeto de propulsão híbrida do IAE, além de contribuir para a comunidade científica e acadêmica. Logo, estes resultados serão integrados a um estudo mais amplo e submetido à divulgação em congressos e/ou revistas indexadas. Além de serem adicionados ao relatório de auxílio FAPESP que fomenta esta pesquisa (processo nº 2019/03729-8).

#### Referências

- [1] M. L. Corradini, C. Zhu, L. S. Fan, and R. H. Jean, *Multiphase flow*. 2016.
- [2] D. ALTMAN, “Hybrid rocket development history,” Jun. 1991, doi: 10.2514/6.1991-2515.
- [3] K. P. Cardoso, L. F. A. Ferrão, E. Y. Kawachi, T. B. Araújo, R. F. Nunes, and M. Y. Nagamachi, “Preparation of Paraffin-Based Solid Combustible for Hybrid Propulsion Rocket Motor,” *J. Propuls. Power*, vol. 33, no. 2, pp. 448–455, Mar. 2017, doi: 10.2514/1.B36197.
- [4] M. A. Karabeyoglu, G. Zilliac, B. J. Cantwell, S. De Zilwa, and P. Castelluci, “Scale-up tests of high regression rate liquefying hybrid rocket fuels,” *41st Aerosp. Sci. Meet.*



- Exhib.*, no. January 2003, 2003, doi: 10.2514/6.2003-1162.
- [5] M. A. Karabeyoglu, B. J. Cantwell, and D. Altman, “Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels,” *37th Jt. Propuls. Conf. Exhib.*, no. c, 2001, doi: 10.2514/6.2001-4503.
- [6] K. P. Cardoso, L. F. A. Ferrão, E. Y. Kawachi, J. S. Gomes, and M. Y. Nagamachi, “Ballistic Performance of Paraffin-Based Solid Fuels Enhanced by Catalytic Polymer Degradation,” *J. Propuls. Power*, vol. 35, no. 1, pp. 115–124, Jan. 2019, doi: 10.2514/1.B36977.
- [7] K. K. Kuo and M. J. Chiaverini, Eds., *Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion*. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [8] J. N. Coupland, “Crystallization in emulsions,” *Curr. Opin. Colloid Interface Sci.*, vol. 7, no. 5–6, pp. 445–450, 2002, doi: 10.1016/S1359-0294(02)00080-8.
- [9] M. Kobald and E. Toson, “Evaluation of Paraffin-based Fuels for Hybrid Rocket Engines,” Jul. 2014, doi: 10.2514/6.2014-3646.
- [10] K. P. Cardoso, M. Y. Nagamachi, E. Y. Kawachi, T. B. de Araújo, and R. F. Nunes, “Thermogravimetric analysis of the decomposition of a paraffin particle/HTPB fuel grain for hybrid rocket motors,” *53rd AIAA Aerosp. Sci. Meet.*, no. January, pp. 1–7, 2015, doi: 10.2514/6.2015-0922.
- [11] J. Israelachvili, “The science and applications of emulsions - an overview,” *Colloids Surfaces A Physicochem. Eng. Asp.*, vol. 91, no. C, pp. 1–8, 1994, doi: 10.1016/0927-7757(94)02743-9.



## PIBIC/PIBITI-RELATÓRIO FINAL

Título do projeto de pesquisa: Comparação dos Resultados de Coeficientes de Arrasto decorrente do Escoamento sobre um Corpo Rombudo.

Bolsista: Caio Manograsso Piotto

Orientador(a): Ricardo Galdino da Silva

Período a que se refere o relatório: setembro de 2020 a julho de 2021

### Resumo

Ao longo das últimas décadas, o conhecimento detalhado das características do escoamento ao redor de veículos de superfície (carros, caminhões, trens, motos, bicicletas, etc...) é considerado primordial para o projeto adequado desses veículos, permitindo a melhoria da eficiência energética e das características dinâmicas dos mesmos. Para tanto, resultados de simulações numéricas são de grande importância. O presente projeto abrange uma comparação entre os resultados experimentais, que foram obtidos no túnel de vento do Instituto de Aerodinâmica e Espaço (IAE) e resultados disponíveis na literatura, com resultados numéricos. As comparações foram realizadas utilizando a topologia e os resultados de arrasto.

### 1. Introdução

Mesmo sendo um problema elementar da mecânica dos fluidos, o escoamento ao redor de corpos rombudos, que são corpos onde o escoamento é dominado por grandes regiões de escoamento separado, apresenta desafios devido à sua grande aplicação na engenharia. Diversas estruturas se apresentam na forma de corpos rombudos imersos em escoamentos fluidos, por exemplo pilares de pontes (engenharia civil), cabos de transmissão (engenharia elétrica), elementos externos de automóveis (engenharia automobilística), linhas de ancoragem (engenharia naval), plataformas e tubulações (engenharia offshore), dentre muitas outras comumente encontradas no cotidiano.

Buscando o entendimento da interação da dinâmica entre o fluido e a estrutura, inúmeros trabalhos são propostos, incluindo este trabalho, que objetiva o estudo de um modelo automobilístico. Tal modelo, o corpo de Ahmed, é de extrema importância para a indústria

automobilística, pois serve de padrão de calibração de túneis de vento e de modelo (*benchmark*) para validação de modelos de turbulência utilizados em CFD (*Computational Fluid Dynamics*). Nos problemas de fluidodinâmica, as pesquisas experimentais são fundamentais para a compreensão dos fenômenos existentes no escoamento ao redor de corpos rombudos e esbeltos (perfis de asa e outras estruturas aeronáuticas) e são fontes de paradigmas de validação para as abordagens teórica e numérica de estudo desses problemas.

Entretanto, as indústrias cada vez mais se valem dos métodos computacionais com o objetivo de diminuir a necessidade de experimentos. Devido aos altos custos e tempo das técnicas experimentais, a tendência das diversas indústrias é investir massivamente em soluções computacionais, testando inúmeras soluções e configurações, e apenas utilizar experimentos para a decisão final de um projeto ou testes da solução escolhida ou para a validação de modelos numéricos. Em certos casos, as simulações computacionais podem ser impraticáveis ou extremamente demoradas, sendo os experimentos mais adequados para a obtenção de resultados.

## 2. Materiais e Métodos

Uma geometria automobilística simplificada foi proposta por Ahmed et al. (1984), essa geometria é chamada Corpo de Ahmed. Três vistas desse corpo estão presentes na (Fig. 1). O corpo de Ahmed foi projetado para apresentar a maioria dos futuros de fluxo presentes ao redor de um veículo automotivo real.

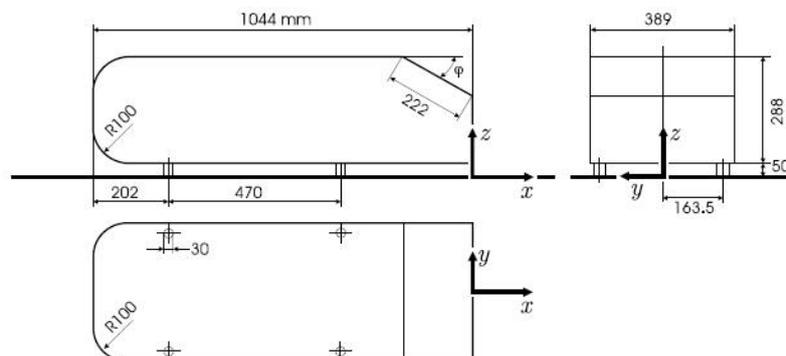


Figura 1 - representação das 3 vistas do corpo de Ahmed.



Ahmed et al. (1984) analisou os efeitos do ângulo de inclinação traseiro ( $\phi$ ) no coeficiente de arrasto, explorando as estruturas vorticiais do escoamento na esteira do modelo. De acordo com Ahmed et al. (1984) e Choe et al. (2014), as estruturas do escoamento na parte traseira do modelo consistem basicamente em uma bolha de separação na superfície inclinada, um par de vórtice longitudinal contra rotativo gerado nas bordas laterais da superfície inclinada e bolhas de recirculação atrás do modelo. A Fig. 2 apresenta um esboço das estruturas presentes no escoamento. A formação e intensidade dessas estruturas que controlam a variação do arrasto são diretamente relacionadas ao ângulo de inclinação ( $\phi$ ). Para o ângulo de inclinação traseiro entre  $0^\circ$  e  $12.5^\circ$ , o escoamento permanece colado na superfície inclinada e separa na borda traseira da superfície inclinada. Neste intervalo, o arrasto diminui à medida que aumenta a inclinação  $\phi$  da superfície traseira. O arrasto mínimo foi obtido em  $\phi$  igual a  $12,5^\circ$ . Para  $12,5^\circ < \phi < 30^\circ$ , o escoamento separa no início da superfície inclinada (aresta frontal) e recola antes do final da superfície inclinada, esse comportamento forma uma bolha de separação na superfície inclinada (Fig. 2). O tamanho da bolha de separação aumenta à medida que o ângulo  $\phi$  aumenta, até o limite de  $\phi$  igual a  $30^\circ$ . A intensidade do par de vórtices longitudinais contra rotativos aumenta sua intensidade à medida que  $\phi$  aumenta. De acordo com Choe et al. (2014), esses vórtices são a principal fonte de arrasto no segundo intervalo de variação de  $\phi$ , essa parte de arrasto é chamada de arrasto induzido, que aumenta até que um valor crítico de  $\phi$  seja igual a  $30^\circ$ . Para este valor do ângulo de inclinação, o valor do arrasto pode assumir 2 valores que são chamados de regimes de alto e baixo arrasto. O par de vórtices longitudinais contra rotativos atinge seu valor máximo (arrasto máximo induzido) e a bolha de separação nas superfícies inclinada atinge seu tamanho máximo. Por outro lado, no regime de baixo arrasto, os vórtices e a bolha de separação desaparecem e um escoamento completamente separado se desenvolve, esta topologia de escoamento gera um valor de arrasto bastante semelhante ao encontrado para  $\phi$  igual a  $0^\circ$ .

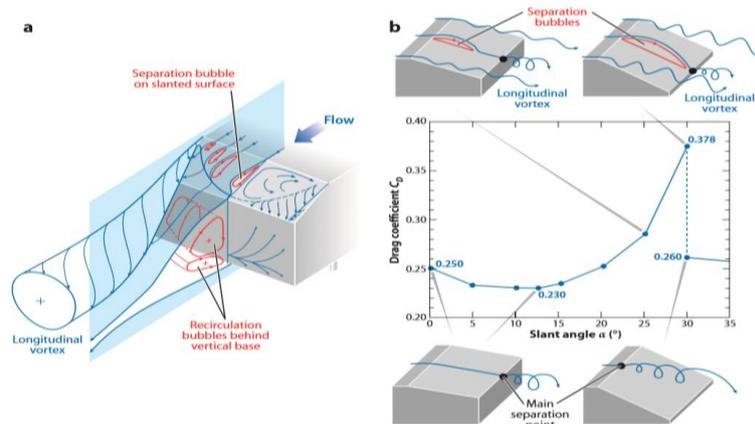


Figura 2: Estruturas de fluxo tridimensionais na esteira do corpo de Ahmed. Figura extraída de Choe et al. (2014).

A Figura 3 mostra a visualizações do fluxo de óleo (*oil flow*) que é a impressão, digital da superfície inclinada traseira do corpo de Ahmed (*Ahmed Body*), das estruturas vorticais presentes no escoamento. A Fig. 3.a apresenta a visualização do túnel de vento para ângulo de inclinação  $\phi$  igual a  $25^\circ$  e a Fig. 3.b para ângulo de inclinação  $\phi$  igual a  $35^\circ$ . Estas visualizações do escoamento podem ser interpretadas com as descrições feitas para as estruturas vorticais presentes no escoamento com base nas faixas de inclinação  $\phi$ . Na Fig. 3.a é possível observar a bolha de separação e os vórtices contra rotativos. Já na Fig. 3.b pode-se observar um escoamento totalmente separado acima da superfície inclinada traseira. Essas imagens podem ser comparadas com as linhas de tensão de cisalhamento, calculadas a partir de resultados numéricos, na superfície do modelo.

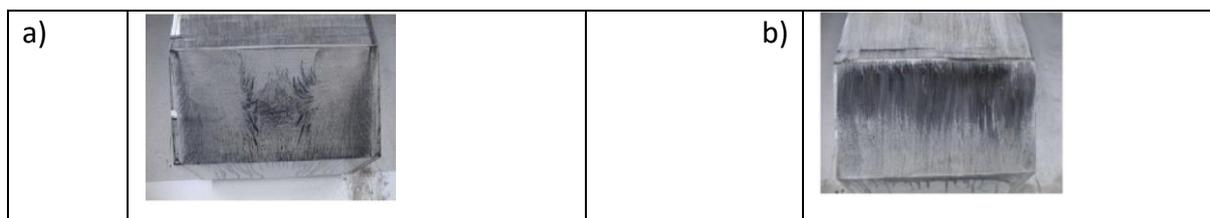


Figura 3 - Visualização do escoamento superfície inclinada traseira do corpo Ahmed por meio de visualização de escoamento de óleo. a) O ângulo de inclinação é igual a  $25^\circ$ . b) O ângulo de inclinação é igual a  $35^\circ$ . Esses números foram extraídos de Lienhart et al. (2002)

Silva (2020) levantou o coeficiente de arrasto para corpo de Ahmed, com inclinação da superfície traseira igual  $35^\circ$ , para diferentes números de Reynolds, variando no intervalo de



$2 \times 10^6$  a  $9 \times 10^6$ . Estes testes foram realizados no túnel de vento aerodinâmico número 2 (TA-2), localizado no IAE/ACE-L. Durante os ensaios foram geradas visualizações do escoamento com técnicas de visualização com tufo de lã e escoamento de óleo (*oil flow*), estas visualizações foram apresentadas e analisadas por Marioto (2020). Os resultados de coeficiente de arrasto levantados por Silva (2020) serão utilizados para futuras comparações.

No presente trabalho iremos realizar as simulações numéricas do escoamento sobre o corpo de Ahmed com inclinação da superfície traseira igual a  $35^\circ$ . Neste estudo numérico consideramos o intervalo de número Reynolds (Re) utilizado por Silva (2020), Re entre  $2 \times 10^6$  e  $9 \times 10^6$ . As simulações numéricas foram realizadas com o pacote comercial de CFD (*Computational Fluid Dynamics*) CFD++.

## 2.1 - Domínio Computacional

O domínio computacional tem 3,0 m de largura, 3,0 m de altura e 10,0 m de comprimento. O corpo de Ahmed está localizado a uma distância de 1,0 m da entrada do domínio computacional. A superfície do corpo de Ahmed é tratada como uma parede sem escorregamento (com viscosidade), em um primeiro momento a superfície que representa onde o modelo se apoia é tratada como uma parede com escorregamento (sem viscosidade) e depois esta superfície é tratada como parede viscosa, ou seja, parede sem escorregamento. Vale ressaltar que não iremos levar em conta na construção da malha a presença de camada limite na superfície de apoio do modelo. Sendo assim, a malha utilizada em todas as simulações é a mesma. Todos os outros limites do domínio computacional são tratados como *Fairfield* (o campo de velocidade é imposto).

A Figura 4.a mostra a malha de superfície gerada com o ICEMCFD. A malha de superfície possui 40.016 células, das quais 35.776 células com formato triangular e 4240 células com formato quadrado. Na Fig. 4.b, apresentamos um corte da malha volumétrica. A malha é refinada em regiões próximas à superfície do corpo de Ahmed para ter uma discretização espacial apropriada para resolver a camada limite. Há um refinamento de malha local na região traseira do modelo para melhorar a resolução espacial na região da esteira do escoamento. Uma camada de prismas de base triangular é usada para representar melhor a camada limite que se desenvolve ao redor do corpo. A malha volumétrica possui um total de 1.350.010 células, divididas em 92 pirâmides, 531.012 prisma de base triangular e 1.062.915 tetraedros.

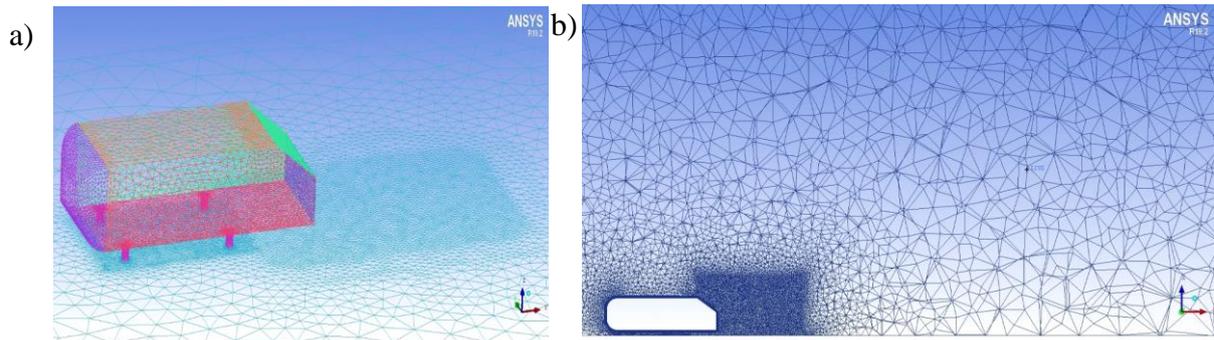


Figura 4 - Imagens da malha do corpo Ahmed. a) Malha de superfície b) Refinamento da malha volumétrica.

## 2.2 - CFD ++ Descrição

O código numérico usado para simular o escoamento ao redor do corpo de Ahmed foi o CFD ++, que usa uma discretização TVD (*Total Variation Diminishing*) de segunda ordem. Os fluxos convectivos são discretizados pelo método de superfície de contato de Harten, Lax Van Leer. A simulação foi baseada nas equações de *Reynolds Averaged Navier-Stokes* (RANS) em conjunto com o modelo de turbulência Spalart-Allmaras (SA) proposto por Spalart e Allmaras (1994).

## 3. Resultados

A Figura 5 apresenta a visualização dos resultados numéricos do escoamento ao redor do corpo de Ahmed para um número de Reynolds ( $Re$ ) igual a  $1,0e6$ . Essas imagens são compostas da distribuição de  $C_p$  (coeficiente de pressão) na superfície do modelo, sobreposta por linhas de tensão de cisalhamento. Essas linhas geraram padrões formados pelas estruturas do escoamento, estas são semelhantes aos mostrados pelas visualizações de escoamento de óleo. Os resultados das simulações analisadas até o presente momento indicam que a metodologia adotada não foi capaz reproduzir a topologia do escoamento (separação) na superfície inclinada traseira do modelo. A simulação mostra uma topologia formada por bolhas de separação e um par de vórtice longitudinal contra rotativo na superfície inclinada traseira. Esta figura apresenta os resultados considerando diferentes condições de contorno impostas na superfície que apoia o modelo (corpo de Ahmed). Entretanto, não é possível notar diferenças entre os resultados que são apresentados na Fig. 5.a e na Fig. 5.b. Onde os resultados apresentados na primeira figura



foram obtidos considerando a superfície de apoio com escorregamento (velocidade diferente de zero na parede) e os resultados apresentados na segunda figura foram obtidos considerando a superfícies de apoio do modelo sem escorregamento (velocidade igual a zero na parede). As figuras Fig. 6, Fig. 7 e Fig. 8 apresentam a distribuição de coeficiente de pressão ( $C_p$ ) e linhas de tensão cisalhante para diferentes números de Reynolds. Os resultados numéricos indicam que a topologia do escoamento sofre pouca influência da variação do número de Reynolds. Para todos os números de Reynolds simulados a topologia do escoamento se mostrou semelhante à descrita para número de Reynolds ( $Re$ ) igual a  $1,0 \times 10^6$ , tanto para as simulações que consideraram a condição de contorno de escorregamento na superfície de apoio do modelo, quanto para as que consideram a condição de contorno sem escorregamento na superfície de apoio do modelo.

Os resultados obtidos numericamente para o coeficiente de arrasto em função do número de Reynolds são apresentados na Fig. 9. Nesta figura temos a comparação dos resultados experimentais obtido por Silva (2020) com os resultados numéricos. Desta comparação é possível constatar que os resultados de CFD superestimam os coeficientes de arrasto observados do túnel de vento. Quando consideramos a condição de contorno de não escorregamento na superfície de apoio do modelo o arrasto aumento para todos os números de Reynolds analisados. Vale ressaltar que não temos um refinamento de malha adequado nesta superfície, uma vez que a malha é a mesmo para todas as simulações numéricas realizadas.

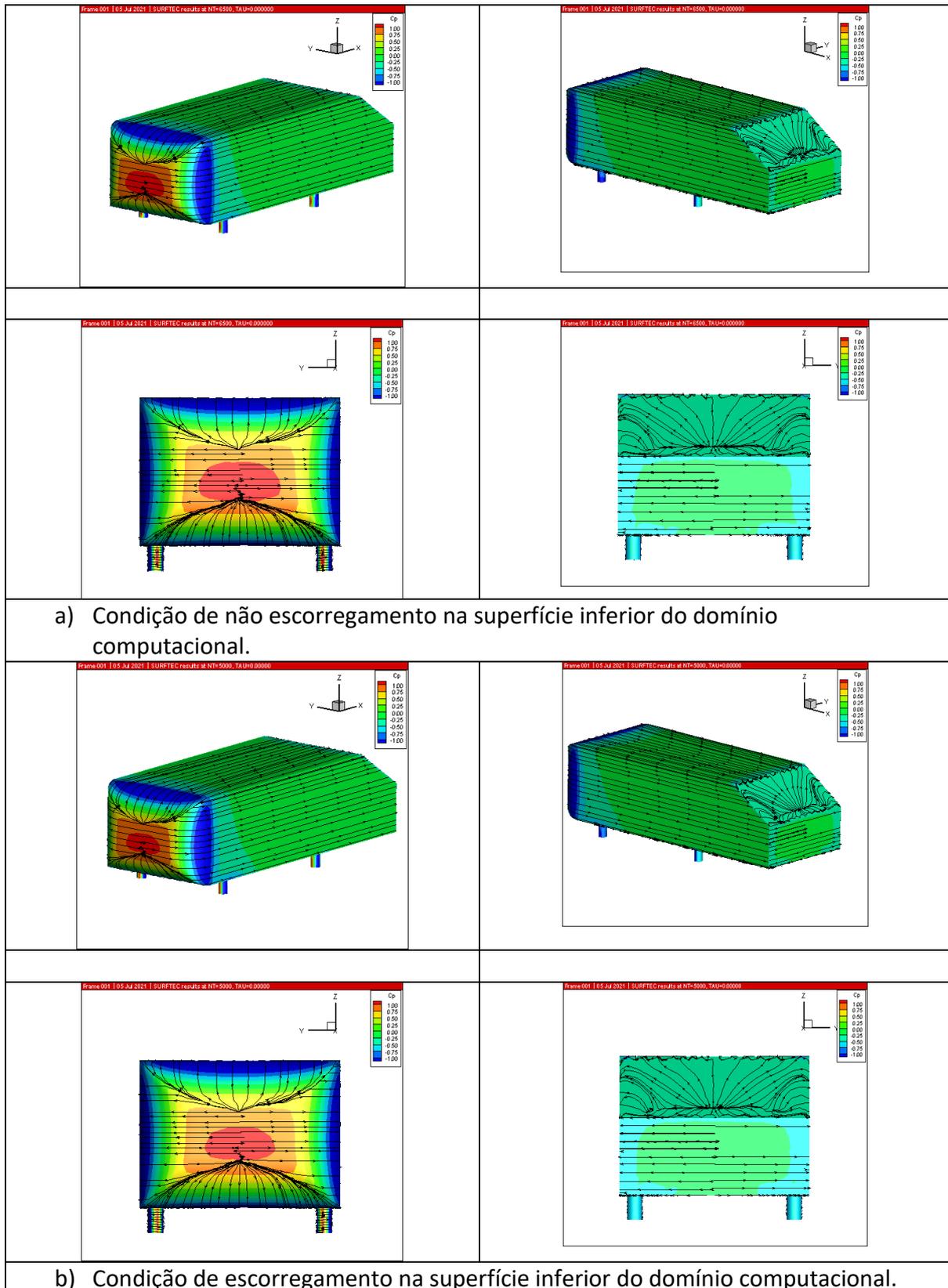


Figura 5 – Distribuição do coeficiente de pressão sobreposta pela linha de tensão de cisalhamento. Resultados obtidos com o modelo de turbulência SA em  $Re = 1,0 \times 10^6$ .

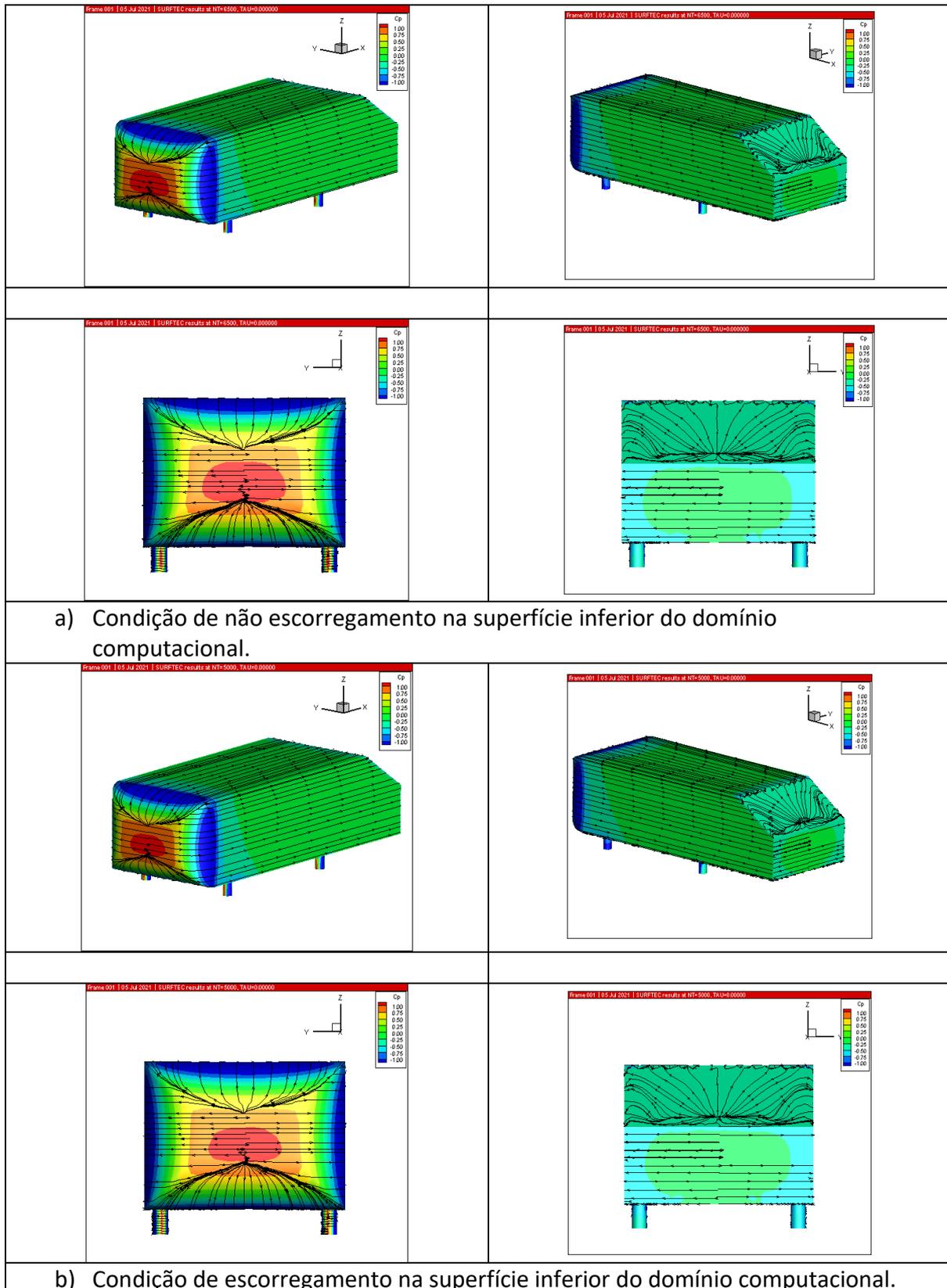


Figura 6 - Distribuição do coeficiente de pressão sobreposta pela linha de tensão de cisalhamento. Resultados obtidos com o modelo de turbulência SA em  $Re = 3.813 \times 10^6$ .

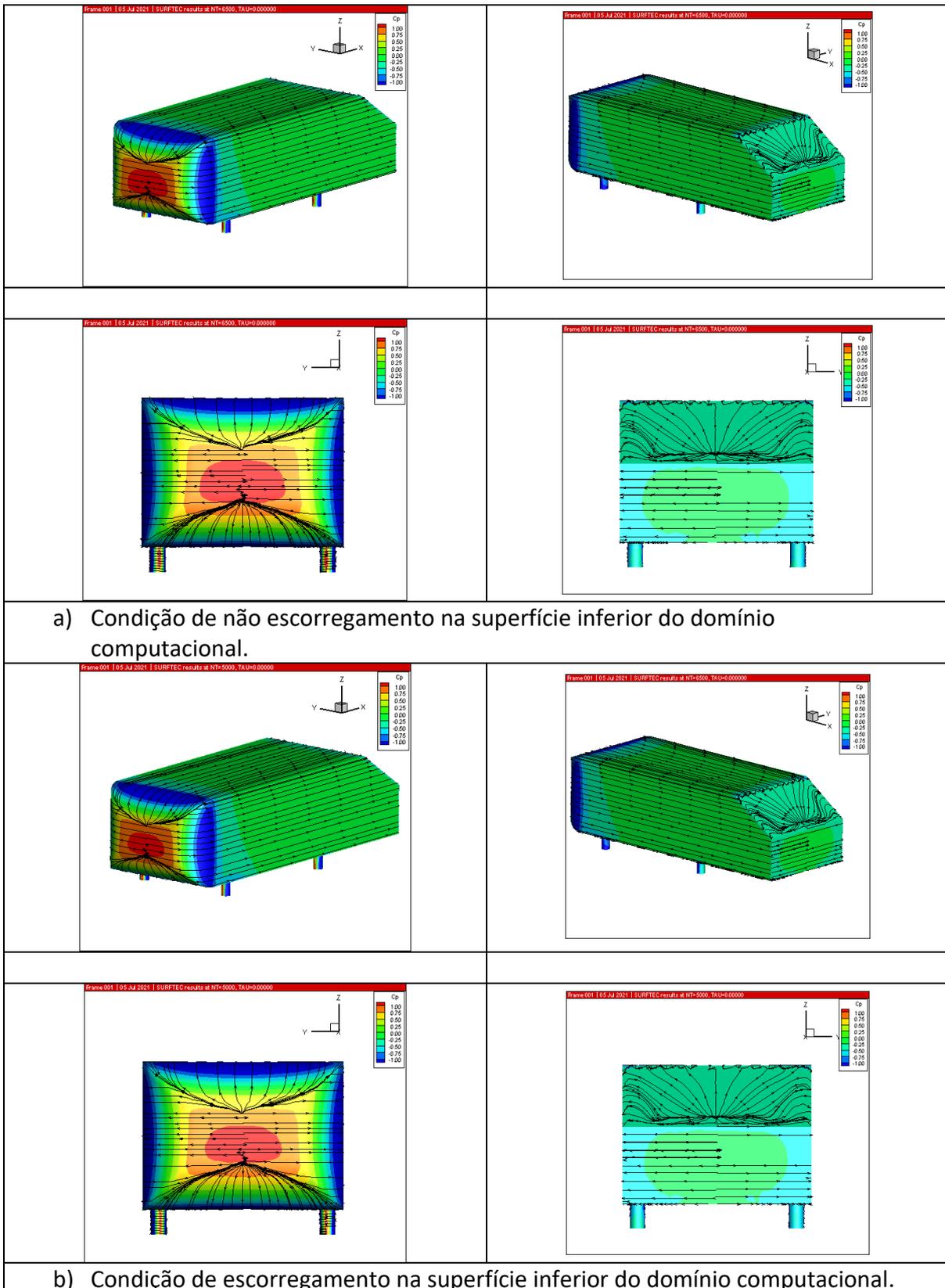


Figura 7 - Distribuição do coeficiente de pressão sobreposta pela linha de tensão de cisalhamento. Resultados obtidos com o modelo de turbulência SA em  $Re = 5.501 \times 10^6$ .

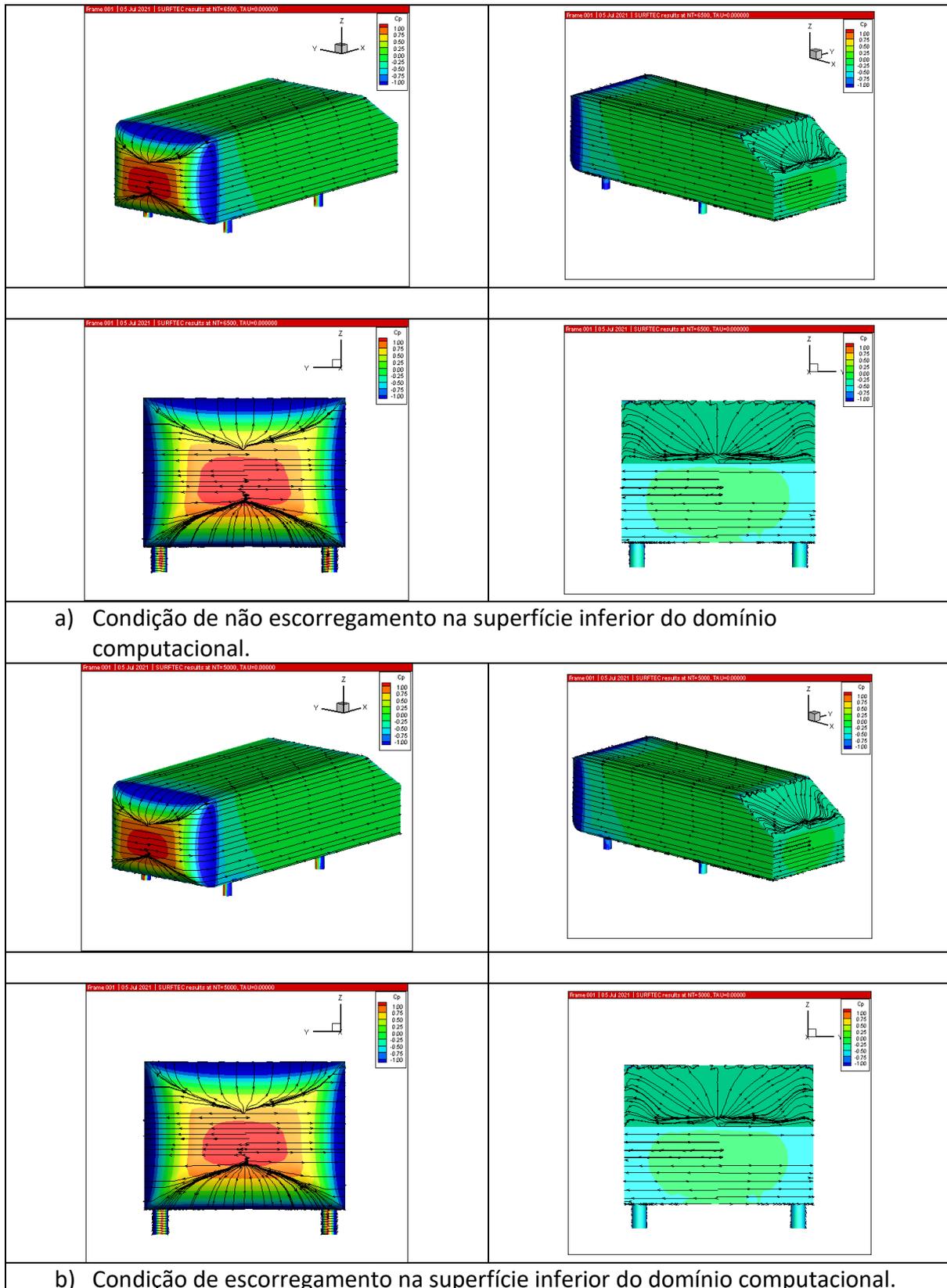


Figura 8 - Distribuição do coeficiente de pressão sobreposta pela linha de tensão de cisalhamento. Resultados obtidos com o modelo de turbulência SA em  $Re = 8.753 \times 10^6$ .

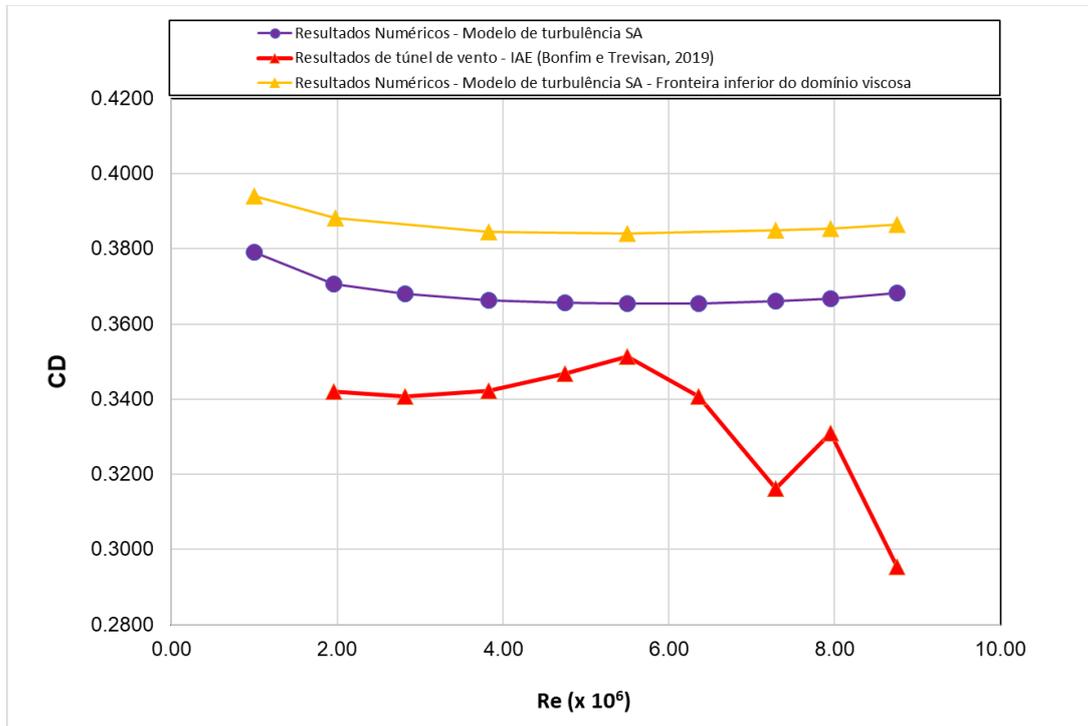


Figura 9: Coeficiente de arrasto (CD) para o corpo de Ahmed com ângulo de inclinação igual a 35° em função do número de Reynolds (Re). Os resultados experimentais apresentados foram extraídos de Silva (2020).

#### 4. Próximas Etapas

Iremos considerar, para as simulações numéricas, a superfície de apoio do modelo com sendo viscosa, ou seja, sem escorregamento e modificar a malha para considerar esta condição de contorno. Nas simulações geradas até o presente momento, esta superfície foi considerado com e sem escorregamento, porém sem considerar uma malha adequada para contemplar a condição de contorno de não escorregamento na superfície de apoio do modelo. Com esta nova condição de contorno e malha iremos refazer as simulações numéricas para diferentes números de Reynolds. Faremos também uma comparação dos resultados de visualização obtidos por Marioto (2020) com os resultados numéricos já obtidos e com os que serão gerados.



## 5. Conclusões

Podemos concluir que a topologia do escoamento previstas pelas simulações numéricas na parte traseira do escoamento não está de acordo com os resultados encontrados na literatura. As metodologias numéricas utilizadas superestimam o valor de arrasto gerado pelo corpo de Ahmed quando submetido a escoamento com número de Reynolds entre  $2 \times 10^6$  e  $9 \times 10^6$ .

## Referência Bibliográfica

Ahmed, S. R.; Ramm, G.; Faltin, G., "Some salient features of the time-averaged ground vehicle wake", SAE Technical Paper, n. 840300, 1984.

Choi, H., Lee, J., and Park, H.; "Aerodynamics of Heavy Vehicles", Annu. Rev. Fluid Mech. 46:441–68, 2014.

Korkischko, I., "Investigação experimental e simulação numérica do escoamento ao redor de um modelo automobilístico: corpo de Ahmed", Trabalho de Formatura - Escola Politécnica da Universidade de São Paulo. Departamento de Engenharia Mecânica, São Paulo, 2006.

Lienhart H., Stoots C., Becker S.; "Flow and Turbulence Structures in the Wake of a Simplified Car Model (Ahmed Modell)", New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics III, Notes on Numerical Fluid Mechanics (NNFM), vol 77, 2002.

Marioto, V. R. R., "Título do projeto de pesquisa: Análise Experimental do Escoamento em um Corpo Rombudo", PIBIC/PIBITI-RELATÓRIO FINAL IAE, dezembro de 2019 a julho de 2020, 2020.

Silva, M.F.C., "Estudo Experimental do Escoamento ao Redor do Corpo de Ahmed", PIBIC/PIBITI-RELATÓRIO FINAL IAE, dezembro de 2019 a julho de 2020, 2020.

Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," Recherche Aérospatiale, No. 1, 1994, pp. 5-21.



## PIBIC-RELATÓRIO PARCIAL

Título do projeto de pesquisa: Navegação Proporcional Aplicada a Mísseis  
Bolsista: Camila Lopes de Souza  
Orientador(a): Maurício Guimarães da Silva  
Período a que se refere o relatório: Maio de 2021 a Setembro de 2021

### Resumo

A ênfase deste trabalho é a implementação do Guiamento Proporcional aplicado a Mísseis em um contexto tridimensional (3D). Nesta fase de desenvolvimento da proposta foram estudados os principais conceitos associados à linguagem MATLAB™ e a geometria do Guiamento Proporcional bidimensional (2D).

### 1. Introdução

A lei de guiamento governa a trajetória do artefato até o alvo. Existe um grande número de estratégias de guiamento possíveis que dependem do tipo de míssil e do alvo. Objetiva-se, com esta proposta de trabalho, descrever as formas de guiamento proporcional mais utilizadas na avaliação do desempenho de mísseis e o respectivo modelamento matemático de algumas delas, os quais serão implementados nas plataformas MATLAB™ e EXCEL®. Nesta fase do desenvolvimento foi adotada como referência um problema de engajamento Míssil-Alvo que viabiliza o entendimento da geometria do modelo matemático associado e a respectiva implementação numérica.

#### 1.1 Objetivo

Apresentar conceitos na área de Guiamento Proporcional.

## 2. Materiais e Métodos

Este desenvolvimento foi direcionado para descrever as formas da navegação proporcional conhecidas como “Verdadeira” (*true*, ou TPN) e “Comum” (*pure*, PPN). Procedeu-se no sentido de se estudar: (i) a diferença fundamental entre estas técnicas; (ii) as equações que definem as leis de guiamento e (iii) as principais dificuldades em se implementar, na prática, a navegação proporcional TPN.

A lei da TPN é definida por um comando de aceleração perpendicular à linha de visada (LOS) instantânea (perpendicular à linha que liga o míssil ao alvo). O módulo desse comando de aceleração ( $n_C$ ) deve ser proporcional à velocidade de aproximação ( $V_C$ ) e à velocidade angular da linha de visada  $\dot{\lambda}$ , Figura 1. O modelo matemático representativo é dado pela Equação ( 1):

$$n_C = N \cdot V_C \cdot \dot{\lambda} \quad (1)$$

Sendo N uma constante de proporcionalidade.

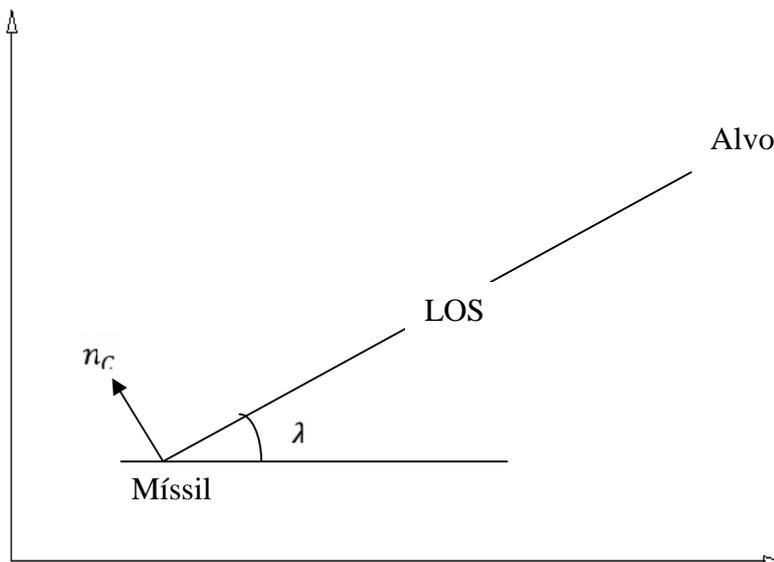


Figura 1 – Navegação TPN

De acordo com a lei definida acima, o míssil tende a manter constante o ângulo da linha de visada, o que significa que o míssil tende a manter uma rota de colisão com o alvo.

No que diz respeito à Navegação Proporcional Comum ou Pura (PPN), esta é definida por um comando de aceleração perpendicular à velocidade aerodinâmica do míssil, mas com módulo semelhante ao da TPN. A figura abaixo ilustra a direção do comando da PPN:

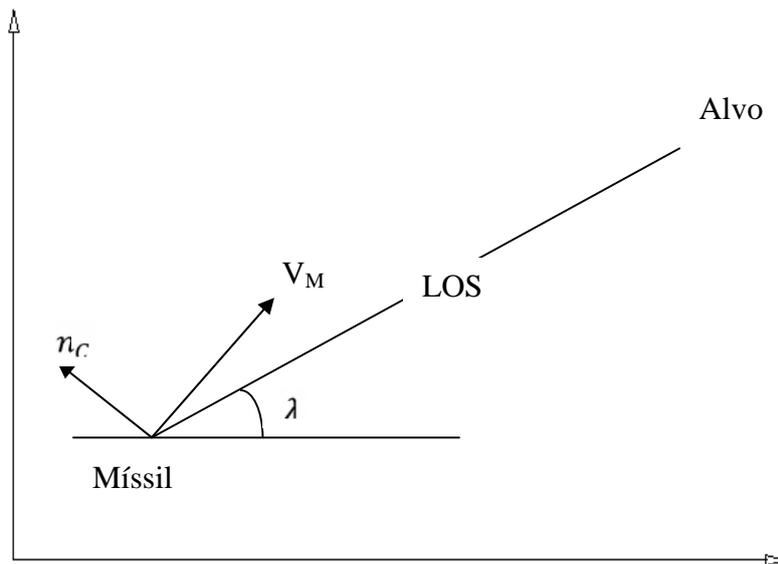


Figura 2 – Navegação PPN

Observe que embora as equações que definem o módulo da aceleração comandada sejam as mesmas, pode-se arguir que a única diferença entre eles é na direção do comando de aceleração, que é perpendicular à linha de visada na TPN e é perpendicular à velocidade aerodinâmica na PPN.

Na prática, a mudança de atitude do míssil (e, conseqüentemente, a mudança de direção) é dada por deflexões nas superfícies aerodinâmicas (empenas, *canards* ...), de forma que a aceleração obtida é perpendicular à velocidade aerodinâmica, como é previsto na PPN.

Assim, não é possível na prática obter acelerações perpendiculares à linha de visada, o que impede a implementação mais fiel da TPN. A tentativa que se faz na prática é aplicar um comando perpendicular à velocidade aerodinâmica, de forma que a componente na direção perpendicular à LOS tenha o valor previsto na TPN. Para isso, são necessárias boas estimativas do ângulo de ataque e da atitude do míssil, para uma estimativa correta da decomposição na direção perpendicular à LOS.

#### 4. Resultados

Neste tópico é descrito o desenvolvimento de um modelo matemático de perseguição 2D com objetivo de implementação computacional. Este modelo é baseado na referência ZARCAN (1990). A Figura 3 exibe um instante genérico da trajetória do míssil antes do encontro com o alvo. Nesta figura, é utilizada a seguinte nomenclatura:  $V_{AM}$  é a Velocidade aerodinâmica do míssil;  $\alpha$  é o Ângulo de ataque do míssil;  $\gamma$  é Ângulo da velocidade aerodinâmica com o eixo x;  $\lambda$  é Ângulo da linha de visada com o eixo x;  $n_C$  é a Aceleração comandada (perpendicular à  $V_{AM}$ );  $V_A$  é a Velocidade do alvo;  $\beta$  o Ângulo da velocidade do alvo com o eixo x.

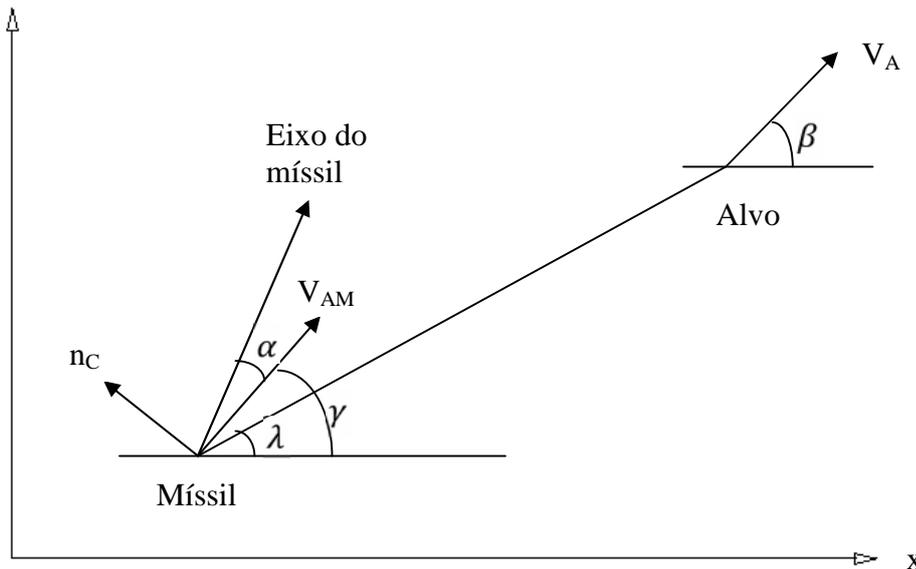


Figura 3 – Geometria do Problema 2D

Para esta situação, têm-se os seguintes estados:

$X_m$  : posição no eixo x do míssil;

$Y_m$  : posição no eixo y do míssil;

$V_{xm}$  : velocidade na direção x do míssil;

$V_{ym}$  : velocidade na direção y do míssil;

$X_a$  : posição no eixo x do alvo;

$Y_a$  : posição no eixo y do alvo;

$\beta$  : ângulo da velocidade do alvo com o eixo x.

Para o modelo acima, o alvo é admitido com velocidade de módulo constante. Com os estados acima, obtém-se o seguinte sistema:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{X}_m = V_{xm} \\ \dot{Y}_m = V_{ym} \\ \dot{V}_{xm} = a_{xm} = -n_c \text{sen}(\gamma) \\ \dot{V}_{ym} = a_{ym} = n_c \text{cos}(\gamma) \\ \dot{X}_a = V_{xa} = V_a \text{cos}(\beta) \\ \dot{Y}_a = V_{ya} = V_a \text{sen}(\beta) \\ \dot{\beta} = n_a/V_a = 0 (\text{admitimos } n_a = 0) \end{array} \right. \quad (2)$$

Sendo  $\gamma = \arctg\left(\frac{V_{ym}}{V_{xm}}\right)$ . Pela lei da PPN, tem-se:  $n_c = N \cdot V_c$ . (N constante, tipicamente entre 3 e 5). Calculando  $V_c$  e  $\lambda$ , tem-se:

$$V_c = -\dot{\text{LOS}} = -\frac{d}{dt} \left( \sqrt{(X_a - X_m)^2 + (Y_a - Y_m)^2} \right) =$$

$$\frac{-1}{2} \cdot ((X_a - X_m)^2 + (Y_a - Y_m)^2)^{-1/2} \cdot (2 \cdot (V_{xa} - V_{xm})(X_a - X_m) + 2 \cdot (Y_a - Y_m)(V_{ya} - V_{ym})) =$$

$$\Rightarrow V_c = - \left( (V_{xa} - V_{xm})(X_a - X_m) + (Y_a - Y_m)(V_{ya} - V_{ym}) \right) / \text{LOS}, \text{ onde LOS representa o}$$

comprimento da LOS.

$$\lambda = \arctg\left(\frac{Y_a - Y_m}{X_a - X_m}\right) \Rightarrow$$

$$= \left( \frac{1}{1 + \left(\frac{Y_a - Y_m}{X_a - X_m}\right)^2} \right) \cdot \left( \frac{(V_{ya} - V_{ym})(X_a - X_m) - (Y_a - Y_m)(V_{xa} - V_{xm})}{(X_a - X_m)^2} \right) \Rightarrow$$

Logo:



$$= \left( \frac{(V_{ya} - V_{ym})(X_a - X_m) - (Y_a - Y_m)(V_{xa} - V_{xm})}{(LOS)^2} \right) \quad (3)$$

De posse de  $V_c$  e  $\theta_c$ , pode-se calcular  $\eta_c$ , e obter todos os estados propostos na equação de estados.

#### 4. Próximas Etapas

Implementação numérica das equações de perseguição, Equações ( 2 ) e ( 3 ).

#### 5. Conclusões

Nesta fase da pesquisa foram estudadas algumas leis de guiamento, ZARCAN (1990). Pode-se constatar que as leis de guiamento comandado apresentam erros intrínsecos, independentes de erros de sensores e da dinâmica dos mísseis, mesmo contra alvos não manobráveis.

A lei de guiamento proporcional não possui tais erros intrínsecos e poderia ser implementada com o guiamento comandado, Equação ( 3 ). No entanto, o guiamento proporcional exige o conhecimento da velocidade angular da linha de visada (  $\dot{\theta}$  ), a qual não pode ser obtida por medição direta nesse tipo de sistema.

É possível estimar  $\dot{\theta}$  através dos dados medidos, porém tal estimativa é contaminada por ruído e o ruído aumenta no final da trajetória, dificultando a aplicação prática do guiamento proporcional em sistemas de guiamento comandados.

#### Referências

**EC213 - Introdução ao Controle de Mísseis**, Matéria do Curso de Extensão em Engenharia do Armamento Aéreo, 2011.

Zarchan, Paul. **Tactical and Strategic Missile Guidance**. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1990. (o mais completo sobre guiamento).



## PIBIC/PIBITI-RELATÓRIO PARCIAL

Título do projeto de pesquisa: Efeito da Adição de Elementos Estabilizadores de Fase Beta em Ligas de Titânio  
Bolsista: Camila Santos do Prado  
Orientador: Vinicius André Rodrigues Henriques  
Período a que se refere o relatório: Agosto de 2020 a Julho de 2021

### Resumo

As ligas de titânio da classe  $\beta$  apresentam elevada relação resistência mecânica/peso, excelente resistência à corrosão e baixo módulo de elasticidade, propriedades que conferem elevado desempenho e confiabilidade em aplicações aeroespaciais e biomédicas. Este projeto visa avaliar o efeito da adição de elementos estabilizadores da fase beta (molibdênio, nióbio, zircônio e cromo) na microestrutura das ligas de titânio obtidas por metalurgia do pó, a partir da utilização de pós elementares hidrogenados e metálicos com foco na obtenção de amostras com elevada densificação. O processo de obtenção de ligas de titânio por metalurgia do pó a partir dos pós elementares mostra-se uma alternativa viável por permitir a obtenção de peças com geometrias complexas e próximas às dimensões finais, a baixos custos. Os pós-elementares foram misturados em moinho rotativo, prensados uniaxial e isostaticamente a frio e sinterizados na faixa de temperatura entre 900 a 1400 °C. Para a caracterização do material, foram utilizadas técnicas de microscopia óptica, densidade e microdureza.

### 1. Introdução

A adição de elementos estabilizadores de fase altera os campos de estabilidade das fases e as temperaturas de transformações. Na temperatura ambiente, o titânio tem estrutura cristalina do tipo hexagonal compacta (hc), representada como fase  $\beta$ . Em temperaturas acima de 882,5°C, a estrutura transforma-se em cúbica de corpo centrado (ccc), conhecida como fase  $\alpha$ . Ao adicionar elementos de liga estabilizador da fase  $\beta$ , a temperatura de transformação é reduzida obtendo-se principalmente uma maior conformabilidade. As adições de Mo, Nb, V, por exemplo, estabilizam a fase  $\beta$ , diminuem essa temperatura e permitem a decomposição dessa fase por uma reação isomorfa [1].



A classe de ligas de titânio conhecida como liga beta, é possivelmente a mais versátil da família do titânio. Uma vez que essas ligas oferecem maior relação resistência mecânica/peso e uma maior dureza em comparação a outras ligas de titânio, apresentando assim características favoráveis para a uma grande variedade de aplicações aeroespaciais [2].

Algumas ligas beta de titânio foram e são usadas na indústria aeroespacial, como o caso do SR-71 “BlackBird”, no qual 95% do peso estrutural era composto de titânio, onde foi usado para as películas da asa e do corpo, armações, longarinas, anteparas, rebites e principalmente nos trens de pouso e bico. A principal razão do uso de ligas beta na aeronave está relacionada à sua elevada resistência ao aquecimento aerodinâmico. Outra aplicação de ligas beta é em molas de aplicação aeroespacial. Com uma densidade de cerca de 60% e um módulo de cerca de 50% em relação ao aço, o seu uso proporciona uma economia de peso de até 70% e economia de volume de 50%, além de eliminar problemas de corrosão [3].

O uso de ligas beta em geral pode proporcionar uma economia de peso de até 63,5 kg por aeronave. Elas também são usadas na estrutura do piso de uma aeronave, principalmente em razão da sua resistência à corrosão e conformabilidade [3].

O objetivo principal deste trabalho consiste em estudar o efeito da adição dos elementos estabilizadores da fase  $\beta$  na microestrutura das ligas de titânio obtidas por metalurgia do pó visando atender aplicações aeroespaciais.

## **2. Materiais e Métodos**

### **2.1 Ensaio granulométrico por difração a laser**

Aproximadamente 5g de pós de Titânio (Ti) e Molibdênio (Mo) foram separadamente colocados em um Becker de 500 ml contendo 400 ml de água destilada. O equipamento Mastersizer 3000 mensurou ao final de cada ensaio, três medidas correspondentes ao tamanho das partículas dos corpos de provas.

### **2.2 Mistura**

Foram elaboradas cinco composições de ligas de titânio com adições de Molibdênio (Tabela 1). Os pós foram misturados em moinho rotativo por 1 hora.

Tabela 1: Misturas preparadas no moinho rotativo.

Liga	Quantidade de cada material
Ti-5Mo	19g de Ti e 1g de Mo
Ti-10Mo	19g de Ti e 2g de Mo
Ti-15Mo	19g de Ti e 3g de Mo
Ti-20Mo	19g de Ti e 4g de Mo
Ti-25Mo	19g de Ti e 5g de Mo

### 2.3 Prensagem uniaxial e isostática a frio

A prensagem uniaxial a frio das misturas foi realizada utilizando-se matrizes metálicas de 10 mm de diâmetro, com o objetivo de compactar inicialmente as amostras para atingir a forma geométrica desejada e consistência necessária à sua manipulação. Utilizou-se os parâmetros da Tabela 2.

Tabela 2: Parâmetros utilizados na compactação uniaxial.

Mistura	Quantidade	Pressão de compactação	Quantidades prensadas
Ti-5Mo	1,5 g	2 t	7
Ti-10Mo	1,5 g	2 t	7
Ti-15Mo	1,5 g	2 t	7
Ti-20Mo	1,5 g	2 t	7
Ti-25Mo	1,5 g	2 t	7

A prensagem isostática foi utilizada visando obter a máxima compactação a frio e uma homogeneidade de densificação nas amostras. Em uma prensa isostática as amostras foram inseridas dentro de um invólucro flexível e colocadas em um vaso de pressão contendo óleo, submetidos a 400 MPa.

### 2.4 Sinterização

Depois de prensadas, as amostras das ligas foram sinterizadas na faixa de temperatura entre 900 a 1400 C° em vácuo de  $10^{-5}$  Torr, com taxa de aquecimento de 20 °C/min. Utilizou-se um forno de alto vácuo composto por elementos resistivos e de proteção térmica metálicos, evitando contaminações por oxigênio e carbono.

### 2.5 Ensaio de determinação da densidade

A densidade das amostras das ligas sinterizadas (Ti-5Mo, Ti-10Mo, Ti-15Mo, Ti-20Mo, Ti-25Mo) foi calculada com o auxílio de uma balança hidrostática, usada para pesar as



massas imersas ( $m_i$ ), secas ( $m_s$ ) e úmidas ( $m_\mu$ ) (equação 1). Utilizou-se também um termômetro para medir a temperatura da água para se determinar a densidade da água naquela temperatura ( $\rho_l$ ).

$$\rho = \frac{m_s}{(m_\mu - m_i)} \times d_a \quad (\text{Equação 1})$$

## 2.6 Preparação metalográfica

Ao todo, 30 amostras foram sinterizadas e caracterizadas nesse trabalho. Todas foram submetidas ao embutimento metalográfico a quente, utilizando baquelite. A análise metalográfica iniciou-se com o lixamento utilizando a lixa de granulometria 80, seguida pelas lixas 120, 240, 400, 600 e 1200, todo o processo foi feito sob refrigeração a água. A seguir, as amostras embutidas foram polidas em pano de feltro específico para titânio utilizando pequenas quantidades de solução abrasiva à base alumina.

## 2.7 Microscopia e Microdureza

As amostras foram sujeitas a ataque químico com o reagente Kroll (5ml de  $\text{HNO}_3$ , 3ml de HF e 100ml de água destilada), por alguns segundos. As análises microestruturais foram realizadas utilizando microscopia óptica e eletrônica de varredura (MEV).

Foram realizados ensaios de dureza Vickers por penetração, a partir da média de 3 indentações (do centro até a sua borda), com carga de 30 kg nas amostras sinterizadas a  $1300^\circ\text{C}$  e  $1400^\circ\text{C}$ .

## 3. Resultados

### 3.1 Tamanho médio de partículas

As análises feitas no granulômetro a laser mensuram para cada pó, três medidas (Tabela 3), correspondentes ao tamanho das partículas em 10%, 50% e 90% do volume cumulativo da amostra analisada.

Tabela 3: Resultado do ensaio de granulometria por difração a laser das amostras.

Material	d10( $\mu\text{m}$ )	d50( $\mu\text{m}$ )	d90( $\mu\text{m}$ )
Ti	3,67	12,0	33,0
Mo	6,16	15,5	40,0



O valor mais importante dessa análise se refere ao  $d_{50}$  que corresponde ao tamanho médio das partículas [4]. Dessa forma, observa-se que os tamanhos médios das partículas são próximos para os pós de Ti e Mo em torno de 15 $\mu$ m. Partículas grossas de elementos estabilizadores da fase beta demoram mais a se dissolver, o que demanda mais tempo e temperaturas de sinterização mais alta [5].

### 3.2 Densidade

O ensaio de determinação da densidade nas amostras após sinterização revelou os resultados dispostos na Tabela 4

Tabela 4: Resultado do ensaio de densidade.

Liga	Temperatura (°C)	Densidade (g/cm <sup>3</sup> )
Ti-5Mo	900	3,59
Ti-5Mo	1000	3,96
Ti-5Mo	1100	4,33
Ti-5Mo	1200	4,51
Ti-5Mo	1300	4,59
Ti-5Mo	1400	4,48
Ti-10Mo	900	3,48
Ti-10Mo	1000	3,87
Ti-10Mo	1100	4,21
Ti-10Mo	1200	4,49
Ti-10Mo	1300	4,46
Ti-10Mo	1400	4,51
Ti-15Mo	900	3,61
Ti-15Mo	1000	4,15
Ti-15Mo	1100	4,38
Ti-15Mo	1200	4,65
Ti-15Mo	1300	4,65
Ti-15Mo	1400	4,58
Ti-20Mo	900	3,56
Ti-20Mo	1000	3,89
Ti-20Mo	1100	4,30
Ti-20Mo	1200	4,72
Ti-20Mo	1300	4,81
Ti-20Mo	1400	4,56
Ti-25Mo	900	4,28
Ti-25Mo	1000	3,77
Ti-25Mo	1100	3,91
Ti-25Mo	1200	3,51
Ti-25Mo	1300	4,80
Ti-25Mo	1400	4,94

Embora as ligas beta ofereçam as melhores relação resistência mecânica/peso de qualquer liga de titânio, sua densidade normalmente é maior. Densidades em torno de 4,70 a 4,98 g/cm<sup>3</sup> são típicas, com limites de resistência na faixa de 1517 MPa a 1586 MPa [1].

Em geral, as amostras apresentaram um aumento coerente da densidade em função do aumento da temperatura de sinterização como demonstrado gráfico da amostra Ti-5Mo (Figura 1), motivados pelo aumento dos mecanismos de transporte de massa com o aumento da temperatura de sinterização [6].

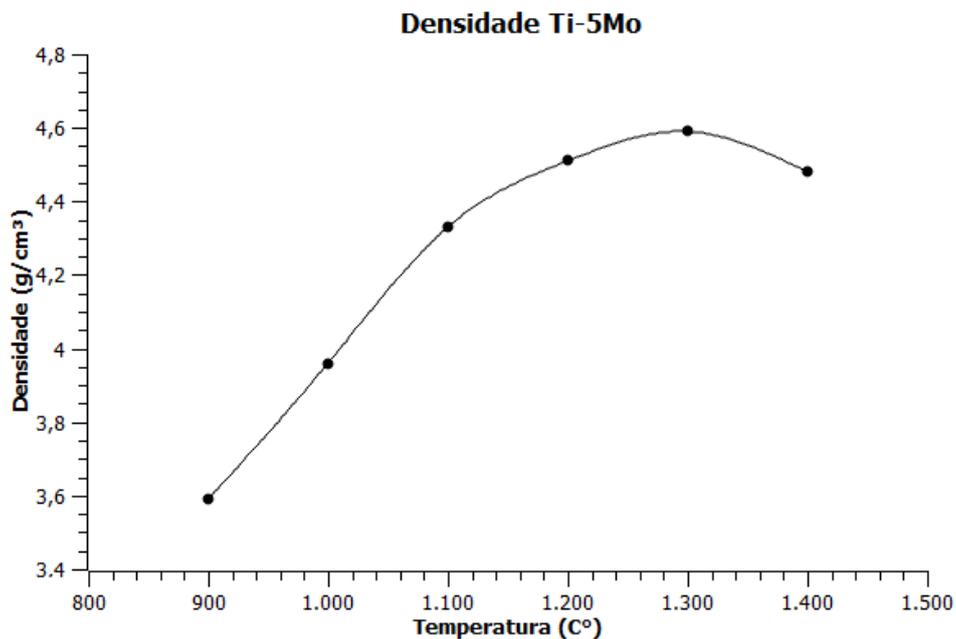


Figura 1- Gráfico da amostra Ti-5Mo.

### 3.3 Análise microestrutural

#### 3.3.1 900°C

Na temperatura de sinterização de 900°C, por ser ainda uma temperatura baixa o elemento estabilizador de fase Mo está começando a se dissolver. Conforme a dissolução acontece, ocorre o surgimento e estabilização da fase beta. Na Figura 2 (B) as partes mais claras são o molibdênio em uma matriz de titânio, no contorno do elemento estabilizador se nota uma região mais escura que representa o início da dissolução de molibdênio. Comportamento semelhante foi observado em [7].

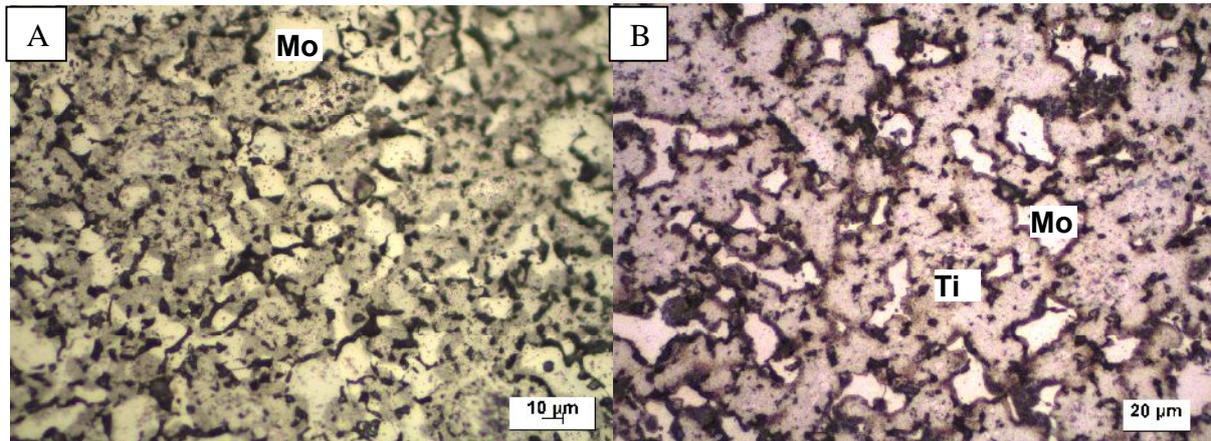


Figura 2 – (A) Ti-15Mo (B) Ti-25Mo com aumento de 500x.

### 3.3.2 1000°C

Com o aumento da temperatura de sinterização, o Mo que representa a parte mais clara da Figura 3 foi dissolvendo-se. A liga que contém menor teor de elemento estabilizador (A) nota-se que há o início e o crescimento de uma microestrutura bifásica + com o aumento da temperatura de sinterização. A fase beta começou a aparecer ao redor do núcleo de Mo. Foi observado nessa amostra o aparecimento da microestrutura denominada Widmanstätten, que consiste em grupos de placas da fase que crescem em diversas direções a partir de planos especiais da fase , que é originada a partir do resfriamento ao redor do Mo que está se dissolvendo [5]. A figura (B) apresenta uma maior concentração de Mo o que ocasiona em um maior tempo para dissolução nessa faixa de temperatura. Comportamento semelhante foi observado em ligas beta sinterizadas a vácuo [8]

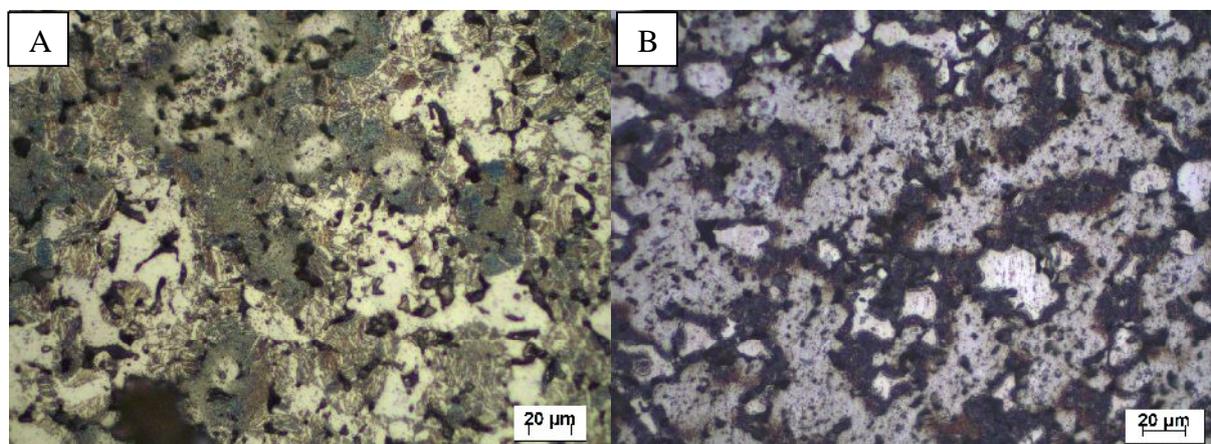


Figura 3 – (A) Ti-5Mo (B) Ti-25Mo com aumento de 500x.

### 3.3.3 1100°C

Com uma temperatura de sinterização mais alta, observa-se claramente o estabelecimento de regiões bifásicas ( + ) do tipo Widmanstätten nas amostras com baixa concentração de molibdênio (Figura 4). Nas amostras com maiores concentrações de Mo, observa-se uma tendência maior ao estabelecimento de regiões beta, embora algumas regiões bifásicas estejam presentes. Estas microestruturas são resultado da formação da fase beta que esta se originando da dissolução do elemento estabilizador de fase beta Mo.

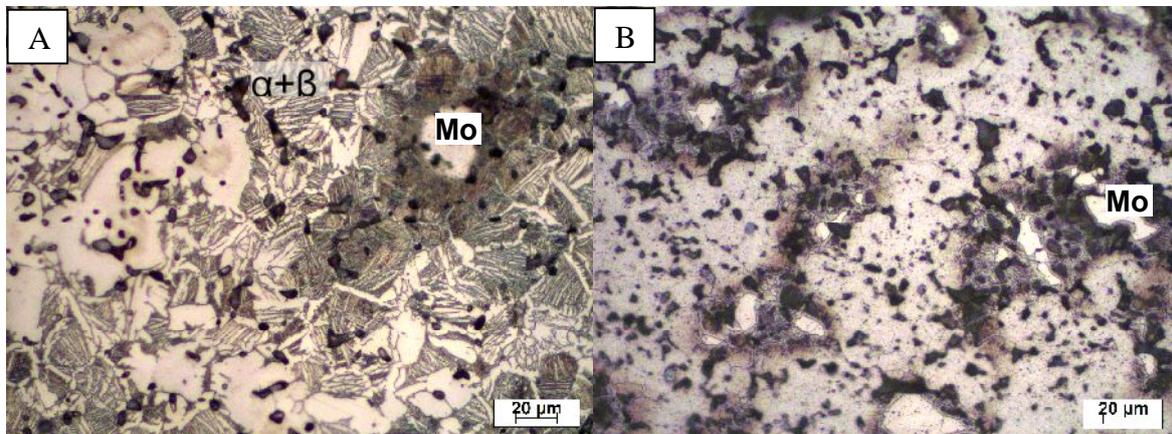


Figura 4 – (A) Ti-5Mo (B) Ti-20Mo com aumento de 500x.

### 3.3.4 1200°C

À 1200°C, prossegue o crescimento da estrutura de Widmanstätten, dessa vez com maior presença de fase beta em ligas com menor teor de Mo. Na figura 5 (A) observa-se que o Mo ainda não foi totalmente dissolvido, observa-se também uma estrutura do tipo Widmanstätten. Na liga Ti-25Mo, observou-se a presença de várias regiões que ainda contem núcleos de Mo e uma forte tendência à estabilização da fase beta (regiões em cinza).

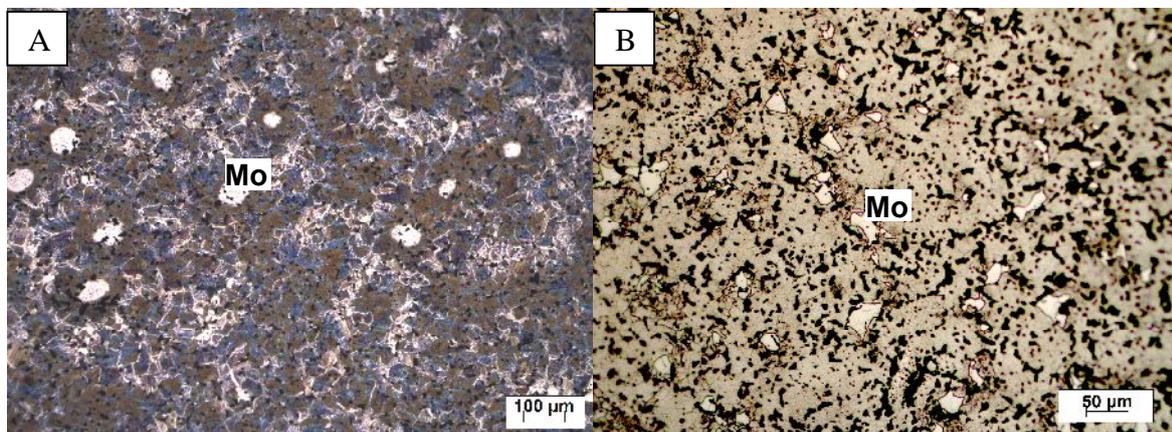


Figura 5 – (A) Ti-10Mo (B)Ti-25Mo com aumento de 100x e 200x respectivamente.

### 3.3.5 1400°C

A análise das amostras sinterizadas a 1400°C (Figura 6) indicou que houve a dissolução de todas as partículas de Mo para as composições com 5%, 10%, 15 e 20% de Mo. A microestrutura da liga Ti-5Mo apresentou uma microestrutura bifásica do tipo Widmanstätten com grande quantidade de fase  $\alpha$ . A liga Ti-10Mo apresentou uma microestrutura basicamente de fase  $\beta$ , com pequena presença de fase  $\alpha$  próxima aos contornos de grão. As amostras das ligas Ti-15Mo e Ti-20 Mo apresentaram uma microestrutura monofásica beta. A estabilização de uma microestrutura beta nessas amostras ocorre pelo maior teor de Mo de suas composições.

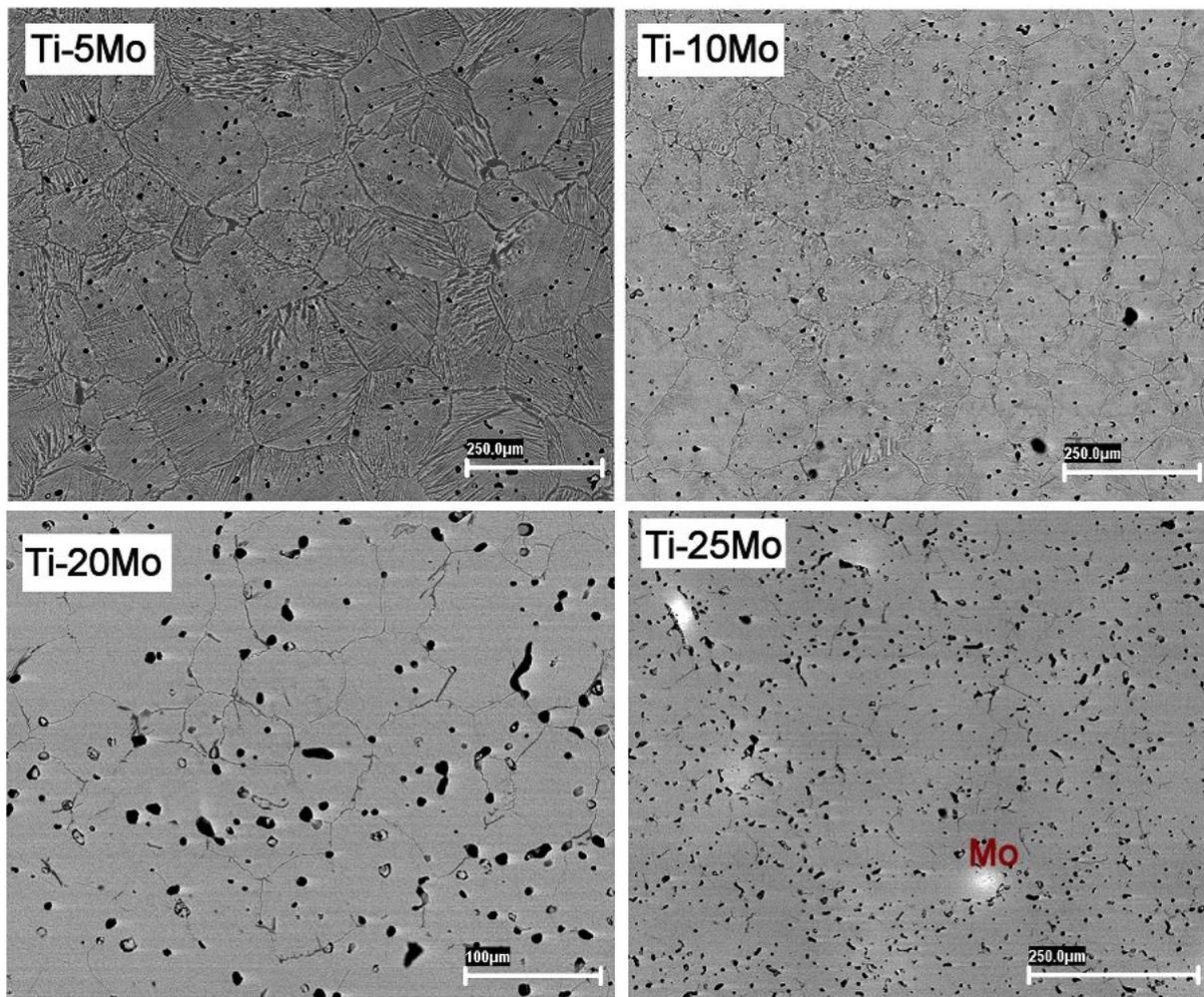


Figura 6 – Microestruturas das ligas Ti-5Mo, Ti-10Mo, Ti-20Mo e Ti-25Mo sinterizadas a 1400°C (MEV-BSE).



A liga Ti-25 Mo também apresenta uma microestrutura beta. Entretanto, ainda é possível se observar algumas regiões ricas em molibdênio em etapa final de dissolução (regiões mais claras). A dificuldade de dissolução de elementos estabilizadores de beta com elevado ponto de fusão é comum no processamento por metalurgia do pó [9-12].

### 3.4 Dureza

Os valores de dureza das amostras sinterizadas a 1400°C são apresentados na Tabela 5.

Tabela 5- Valores do ensaio de dureza

Liga	Temperatura (°C)	Dureza (HV)
Ti-5Mo	1400	455
Ti-10Mo	1400	399
Ti-15Mo	1400	418
Ti-20Mo	1400	342
Ti-25Mo	1400	337

Observa-se que os valores de dureza caem com o aumento do teor de molibdênio nas ligas. Isto ocorre porque com a estabilização da fase beta há uma redução dos valores, uma vez que a fase beta (bcc) é mais macia que a fase alfa da matriz de titânio (hcp) [13].

### 4. Próximas Etapas

As próximas etapas incluem a finalização da caracterização das amostras pela técnica do MEV (Microscopia Eletrônica de Varredura), ensaios mecânicos e outros ensaios de caracterização, visando à especificação de novas ligas para o setor aeroespacial.

### 5. Conclusões

- 1- As ligas Ti-5Mo e Ti-10Mo apresentaram uma microestrutura bifásica + na faixa de temperatura acima de 900°C, conforme o elemento estabilizador Mo foi se dissolvendo;
- 2- As ligas Ti-15Mo, Ti-20Mo e Ti-25Mo apresentaram muito pouco da microestrutura bifásica. Conforme o Mo se dissolveu houve a formação de uma fase predominante beta;
- 3- As amostras apresentaram densidade em torno de 4,70 a 4,98 g/cm<sup>3</sup>, o que está dentro dos padrões da literatura quando se fala de ligas beta com elevada densificação. A variação na



densidade está diretamente ligada aos processos de contração e eliminação de porosidade que ocorre em temperaturas de sinterização mais altas;

4- Os resultados do ensaio de dureza mostram que as ligas vão endurecendo com o aumento da temperatura e diminuindo com a maior concentração de Mo.

5- Os resultados obtidos são importantes para a elaboração de novas ligas beta e deverão ser comparados com a adição de outros elementos beta estabilizadores a ser realizada em etapas posteriores.

## Referências

- [1] AZEVEDO, Cesar RF. Microestrutura do titânio e suas ligas para implantes cirúrgicos. **Revista Metalurgia e Materiais**, v. 1, n. 1, p. 445-7, 2003.
- [2] BANIA, P. J. Beta titanium alloys and their role in the titanium industry. **Journal of Metals**, v. 46, n. 7, p. 16-19, 1994.
- [3] Boyer RR. An overview on the use of titanium in the aerospace industry. **Materials Science and Engineering: A** 1996;213(1-2):103-114.
- [4] GERMAN, R.M. **Powder Metallurgy Science**, Powder Metallurgy Industry, 1994.
- [5] HENRIQUES, V.A.R.; BELLINATI, C.E.; SILVA, C.R.M. Production of Ti-6%Al-7%Nb alloy by powder metallurgy (P/M), **Journal of Materials Processing Technology**, v. 118, p. 212-215, 2001.
- [6] GERMAN, R. M. Sintering, “**Theory and practice**”, John Wiley & Sons, 1996.
- [7] FUJITA, T.; OGAWA, A.; OUCHI,C.; TAGIMA, H. Microstructure and properties of titanium alloy produced in the newly developed blended elemental powder metallurgy process, **Materials Science and Engineering**, v. A213, p. 148-153, 1999.
- [8] HENRIQUES, V.A.R.; SILVA, C.R.M.; BRESSIANI, J.C. Utilização de Técnicas de Metalurgia do Pó (M/P) na Obtenção da Liga Ti-13Nb-13Zr. **M & M – Metalurgia e Materiais**, v. 59, n. 532, p. 7-10, 2003.
- [9] TADDEI, E.B.; HENRIQUES, V.A.R.; SILVA, C.R.M.; CAIRO, C.A.A. Sinterização a Vácuo da Liga Ti-35Nb-7Zr-5Ta. **Revista Brasileira de Aplicações de Vácuo**, v. 23, n. 2, p. 68-72, 2004.
- [10] HENRIQUES, V.A.R.; SANDIM, H.R.Z.; COELHO, G.C.; SILVA, C.R.M. Microstructural Evolution During Hot Pressing of the Blended Elemental Ti-6%Al-7%Nb Alloy. **Materials Science And Engineering A**, v. 347, p. 315-324, 2003.
- [11] HENRIQUES, V.A.R.; SANDIM, H.R.Z; SILVA, C. Use of Titanium Powders Obtained by The Sponge Screening and for The HDH Process in The Titanium alloys Production for Powder Metallurgy (P/M). **Materials Science Forum**, v. 416-18, p. 23-28, 2003.
- [12] BÖHM, A.; KIEBACK, B. Investigation of swelling behavior of Ti-Al elemental powder mixtures during reaction sintering, **Zeitschrift Fuer Metallkunde**, 89(1998) 90-95.
- [13] DONACHIE, M.J. **Titanium a technical guide**, ASM, 1988.



## PIBIC/PIBITI-RELATÓRIO FINAL

Título do projeto de pesquisa: Projeto de dispositivo de sopro de asa para hiper-sustentação  
Bolsista: Cesar Antonio Mitleton  
Orientador(a): Maria Luísa Collucci da Costa Reis  
Período a que se refere o relatório: Setembro de 2020 a julho de 2021

### Resumo

Este trabalho foi proposto para testar as configurações de dispositivos de sopro para controle de camada limite na superfície de asas. Jatos de sopro podem ser aplicados em fendas presentes no extradorso para atrasarem o descolamento do escoamento na asa e manterem a sustentação de uma aeronave. O projeto de um modelo de asa constituída por superfícies hiper-sustentadoras (slat na região anterior da asa e flap na região posterior) foi elaborado em software comercial 3D tendo como geometria o perfil RAE 102, considerando as dimensões da seção de ensaios do túnel de vento subsônico TA-3, onde o modelo está sendo ensaiado. O sopro é alimentado por dutos de ar comprimido conectados a compressores das instalações do Túnel Transônico Piloto, TTP. Durante o presente período que compreende o 1.º semestre de 2021, foram realizados ensaios quantitativos do modelo para obter os valores das velocidades dos jatos nas saídas das fendas anterior e posterior. As velocidades do jato nas fendas são grandezas de entrada do coeficiente de taxa de momento de sopro seccional, que quantifica a porção do escoamento de saída do sistema de sopro que chega na superfície da asa.

### 1. Introdução

O objetivo da presente pesquisa é o projeto de um dispositivo de sopro de asa para fins de hiper-sustentação, para um melhor desempenho na decolagem e aterrissagem de uma aeronave em um curto comprimento de pista.

Formas geométricas diferenciadas da asa e mecanismos articulados posicionados no bordo de ataque, slats (também chamado de leading edge flap), e no bordo de fuga, flaps (trailing edge flap), favorecem a sustentação. Estes dispositivos aumentam a área de arqueamento do perfil e reduzem a velocidade de aterrissagem. Consequentemente, o comprimento de pista



necessário para o pouso da aeronave diminui. O princípio físico para o aumento de sustentação está no controle da camada limite a partir do retardo da separação do escoamento na superfície da asa.

Esta pesquisa faz parte de um trabalho conjunto entre o Brasil, China e Rússia, com a participação de pesquisadores da Subdivisão de Aerodinâmica do Instituto de Aeronáutica e Espaço, IAE/ACE-L, o Chinese Aerodynamics Research Institute, AVIC ARI e o Russian Central Aerohydrodynamic Institute, TsAGI. Alunos de graduação e de pós-graduação estão iseridos nas pesquisas. Neste projeto trilateral, estão planejados estudos experimentais e numéricos em aeronaves que utilizam sistemas de controle por sopro.

O domínio sobre a aplicação deste sistema pode ampliar significativamente as possibilidades de utilização de aviões, especialmente em áreas territoriais de difícil acesso.

Para este relatório final, foram feitas análises qualitativas e quantitativas considerando documentação especializada em aerodinâmica, mecânica dos fluidos e sistemas de controle de descolamento de camada limite. Um modelo de aerofólio foi fabricado com base na referência [1], o RAE 102, que foi determinado pelos membros do projeto internacional para os estudos iniciais. Essa referência foi escolhida porque há dados experimentais que podem ser reproduzidos nos nossos túneis. Além disso, os dados podem ser comparados com os resultados de simulação que estão sendo obtidos a partir de diferentes códigos de Dinâmica dos Fluidos Computacional, CFD.

A proporção do bordo de ataque slat/corda foi de 12,5%, e a proporção do bordo de fuga flap/corda 25%. Para todos os testes, a posição definida do sopro é que o jato incida tangencialmente à superfície do aerofólio.

Os dispositivos são alimentados com ar por meio de dutos e foram instalados de modo a atuar no bordo de ataque e no bordo de fuga. As profundidades nominais das fendas foram de 0,028 pol (0,71 mm) e 0,04 pol (1,03 mm), respectivamente. Tufos nas superfícies superiores do aerofólio foram usados para avaliação visual do comportamento do escoamento.

Detalhes sobre o projeto do modelo, fabricação e ensaios preliminares de visualização com tufos foram apresentados em relatórios anteriores.

A etapa do trabalho correspondente ao presente período consiste na realização de ensaios quantitativos do aerofólio, para a obtenção dos valores da velocidade do jato na saída das fendas das regiões do slat e do flap, conforme mostra a seção 2 deste relatório. A modelagem matemática considerou os princípios físicos da conservação de momentum e de conservação

de massa, com volumes de controle englobando na entrada as mangueiras de alimentação de sopro e, na saída, as fendas. As grandezas medidas incluem a pressão estática e a pressão total do escoamento livre, medidas por um tubo de Pitot localizado na entrada da seção de ensaios do túnel de vento. Um sensor diferencial acoplado às tomadas do tubo de Pitot fornece a pressão dinâmica do escoamento. A equação de Bernoulli, que consiste na equação de momentum para fluidos incompressíveis e não-viscosos, fornece a velocidade do escoamento que alimenta o sopro. A partir da equação da continuidade, baseada no princípio de conservação de massa, obtém-se os valores de velocidade do jato nas fendas, em relação à pressão aplicada na linha de ar comprimido que alimenta o sopro. Como detalhado na seção 3, o emprego da equação dos gases perfeitos, bem como a medição da temperatura do escoamento e da pressão estática ambiente, completa a formulação matemática. Os valores de velocidades do jato na fenda são grandezas de entrada do coeficiente de taxa de momento de sopro seccional, que quantifica a porção do escoamento de saída do sistema de sopro que chega na superfície da asa.

## 2. Materiais e métodos

Os ensaios de controle da camada limite com a velocidade do escoamento sobre o aerofólio foram realizados no túnel de vento TA-3 da Divisão de Aerodinâmica do Instituto de Aeronáutica e Espaço, IAE/ACE/TA3 (Figura 1a).



Figura 1. a) Vista externa do circuito aerodinâmico TA-3. A seta indica a seção de ensaios. b) Modelo posicionado no centro da seção de ensaios.

O túnel aerodinâmico nº 3, TA-3, possui circuito aerodinâmico fechado. A seção de ensaios pode ser aberta ou fechada. Como mostra a Figura 1, o túnel apresenta seção de ensaios

aberta. A dimensão da seção de ensaios é de 0,69 m x 0,47 m. O escoamento atinge velocidades entre 0 e 60 m/s, ou seja, o número de Mach máximo é em torno de 0,18 [2].

O suporte mostrado na Figura 1b deve posicionar o modelo de tal forma que ele fique no centro da seção de ensaios e deve permitir a alimentação do sopro por meio das mangueiras. A configuração selecionada para o teste é: slat defletido em 30° e flap em 60°.

Anteriormente aos ensaios, o acionamento do sistema de ar comprimido das instalações laboratoriais do Túnel de Vento Transônico Piloto, IAE/ACE/TTP foi testado, incluindo a tubulação e as válvulas de pressão da linha.

Curvas de calibração da pressão aplicada na linha versus velocidade do jato nas mangueiras de ar comprimido foram disponibilizadas. As pressões nominais aplicadas na linha durante a calibração estão entre 390 e 450 kPa.

Como mostrado na Figura 2, a relação entre a velocidade na mangueira de ar comprimido,  $V$ , e a pressão aplicada na linha,  $p$ , é  $V = 0.2146p - 66.165$ , valores no SI. Para uma curva de calibração  $p$  versus  $V$ , esta relação torna-se  $p = 4.423V + 313.76$ .

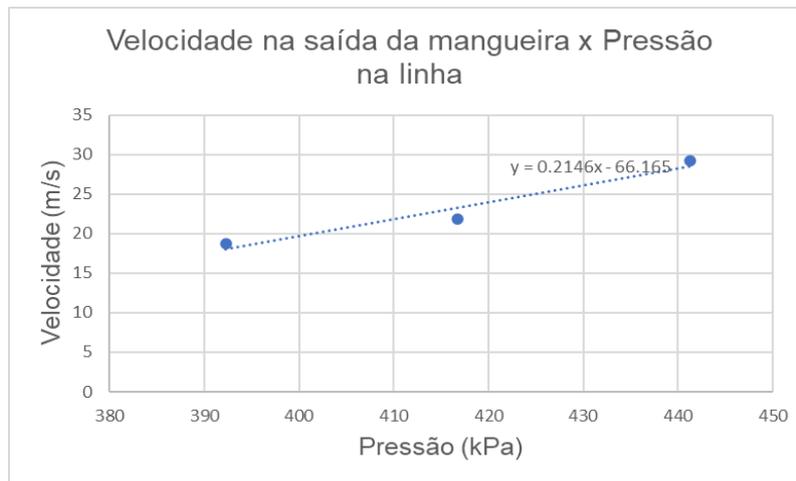


Figura 2. Curva de calibração para alimentação do sopro no sistema de jato da asa.

### 3. Modelagem matemática

O mensurando do nosso problema é o coeficiente de taxa de momento de sopro seccional,  $C_{\mu}$ , que quantifica a porção do escoamento de saída do sistema de sopro que chega na superfície da asa. É expresso pela Eq. (1), que pode ser calculado em escoamento bidimensional da seguinte forma:



$$C_{\mu} = \frac{\dot{m}_j V_j}{q_{\infty} S} = \frac{\rho_j V_j^2 h}{q_{\infty} c} \quad (1)$$

onde  $\dot{m}_j$  é o fluxo mássico de sopro;  $V_j$  é a velocidade de sopro,  $\rho_j$  é a densidade de sopro,  $h$  é a altura da fenda e  $c$  é o comprimento da corda da asa.

Para calcular a velocidade do jato nas fendas do slat e do flap é usada a equação de continuidade: A equação da continuidade é baseada no princípio físico da conservação de massa [3, 4]: massa não pode ser criada nem destruída. Para aplicar esse princípio físico a um volume de controle finito fixo no espaço, consideremos um campo de fluxo em que todas as propriedades variam com a localização espacial e o tempo. Em um ponto na superfície de controle,  $\rho$  é a massa específica do escoamento livre, a velocidade do fluxo é  $V$  e o vetor de elemento de área é  $dA$ . Além disso,  $dv$  é um volume elementar dentro o volume de controle. Em outras palavras, a taxa de aumento da massa no volume de controle é decorrente do fluxo líquido de entrada de massa:

Taxa de tempo de diminuição da massa dentro do volume de controle $v$	=	Fluxo de massa líquida fora do volume de controle através da superfície $A$
$-\frac{\partial}{\partial t} \iiint_v \rho dv$		$\iint_A \rho V \cdot dA$

Assim temos a Eq. (2), formulação de volume de controle da conservação de massa:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_v \rho dv + \iint_A \rho V \cdot dA = 0 \quad (2)$$

Na Eq. (2), o primeiro termo representa a taxa de variação da massa dentro do volume de controle; o segundo termo representa a taxa líquida de fluxo de massa para fora através da superfície de controle. A Eq. (2) indica que a soma da taxa de variação da massa dentro do volume de controle com a taxa líquida de fluxo de massa através da superfície de controle é zero. No caso de um fluido incompressível, no qual a massa específica permanece constante, é possível simplificar a Eq. (2). Como  $\rho$  é constante, ele não é uma função do espaço e nem do tempo. Consequentemente, para fluidos incompressíveis, a Eq. (2) pode ser escrita como:

$$\rho \frac{\partial}{\partial t} \iiint_v dv + \rho \iint_A V \cdot dA = 0$$

A integral de  $dv$  sobre todo o volume de controle é simplesmente o volume total do volume de controle. Assim, dividindo por  $\rho$ , escrevemos:

$$\frac{\partial v}{\partial t} + \oiint_A V \cdot dA = 0$$

Para um volume de controle não deformável, de forma e tamanho fixos,  $v = \text{constante}$ . A conservação de massa para escoamento incompressível através de um volume de controle fixo torna-se a Eq. (3):

$$\oiint_A V \cdot dA = 0 \quad (3)$$

Para aplicar Eq. (3) no sistema de sopra, consideramos o volume de controle que engloba a área da seção transversal  $A_1$  da mangueira de alimentação e a área retangular  $A_2$  da fenda, ambas perpendiculares à direção do escoamento como mostrado na Figura 3. Portanto:

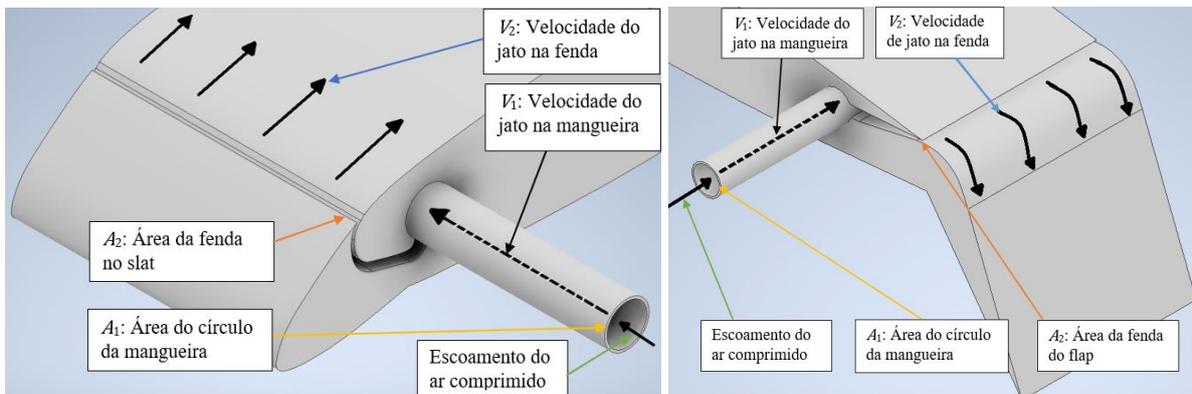
$$\iint_{A_1} V \cdot dA + \iint_{A_2} V \cdot dA = 0 \quad (4)$$

No volume de controle, o fluxo é uniforme em  $A_1$ ; observando que  $dA$  e  $V$  estão em direções opostas ( $dA$  sempre aponta para fora do volume de controle por definição), temos a Eq. (5). Na área da fenda, o fluxo é uniforme em  $A_2$ , e uma vez que  $dA$  e  $V$  estão na mesma direção, temos a Eq. (6).

$$\iint_{A_1} V \cdot dA = -V_1 A_1 \quad (5) \qquad \iint_{A_2} V \cdot dA = V_2 A_2 \quad (6)$$

Sendo feita a substituição na Eq. (4), obtemos:

$$\begin{aligned} -V_1 A_1 + V_2 A_2 &= 0 \\ V_1 A_1 &= V_2 A_2 \end{aligned} \quad (7)$$



a)  $V_1, A_1, V_2, A_2$  na região do slat.

b)  $V_1, A_1, V_2, A_2$  na região do flap.

Figura 3. Representação da área e da velocidade do slat e do flap no modelo.

Para obter a velocidade  $V_1$  do escoamento, foi utilizada a equação de Bernoulli, Eq. (8), dada pela lei da conservação de momentum para escoamentos incompressíveis e não viscosos.

$$V = \sqrt{\frac{2q}{\rho}} \quad (8)$$

onde  $q$  é a pressão dinâmica do escoamento livre obtida a partir da subtração das pressões estática,  $p$ , e total,  $p_0$ , lidas nos orifícios de tomada de pressão de um tubo de Pitot, posicionado na entrada da seção de ensaios do túnel TA-3. Um sensor de pressão diferencial, acoplado ao tubo de Pitot, fornece o valor desta grandeza  $q$  (Figura 4).

A massa específica do ar,  $\rho$ , é calculada a partir da equação dos gases perfeitos, Eq. (9).

$$\rho = p/RT \quad (9)$$

Na Eq. (9),  $R$  é a constante do gás perfeito igual a 287 J/(kg.K). A grandeza  $p$  é a pressão estática do escoamento livre, lida em um aparelho de medição de pressão absoluta colocada no ambiente do túnel (Testo 521). A temperatura  $T$  é medida por um sensor posicionado no circuito do túnel.

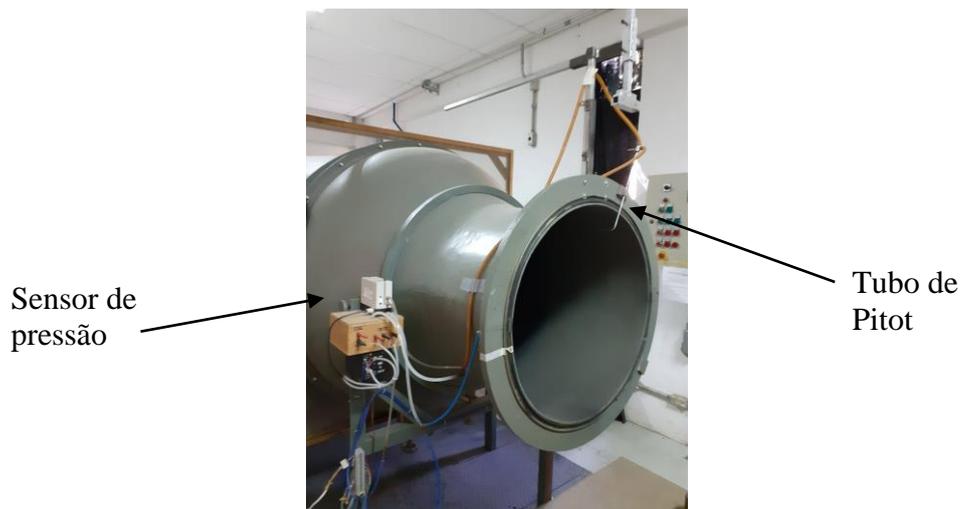


Figura 4. Instrumentação para medição de pressão.

#### 4. Resultados e Discussões

Anteriormente aos ensaios para as análises do escoamento no modelo RAE 102, a medição das dimensões da fenda deve ser realizada para o cálculo das áreas de saída do sopro. Foi observada uma variação da altura  $h$  das fendas conforme mostra a Figura 5. O valor medido da corda  $c$  é de 258,32 mm.

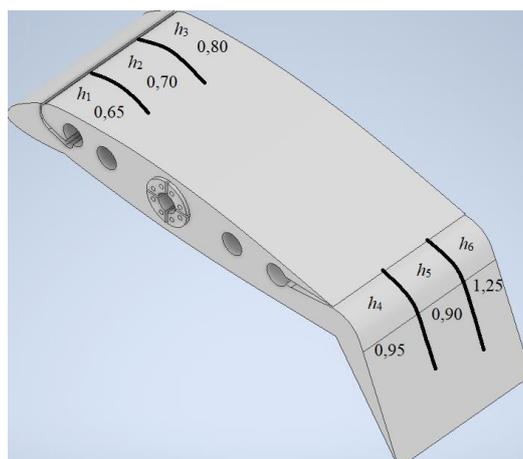


Figura 5. Variação do espaçamento das fendas nas regiões do slat (parte anterior da asa) e flap (parte posterior da asa). Unidade: milímetro.

Após obter os valores médios do espaçamento das fendas como mostrado na Figura 4, foi possível calcular a área de cada fenda, considerada retangular, sendo da região do slat igual a  $61,7050 \text{ mm}^2$  e do flap igual a  $88,9700 \text{ mm}^2$ . Estes valores entram como  $A_2$  na Eq. (7).

O sopro é alimentado por um sistema de ar comprimido cuja tubulação circular possui área  $A_1$  de  $59,44679 \text{ mm}^2$ . O emprego da Eq. (8) fornece a velocidade de alimentação do jato,  $V_1$ . A temperatura  $T$  durante o ensaio foi de  $24,82 \text{ }^\circ\text{C}$  e a pressão ambiente igual a  $93,39 \text{ kPa}$ .

Com esses valores podemos calcular a velocidade do jato nas fendas do slat e do flap,  $V_2$ , usando a equação de continuidade Eq. (7).

Os resultados dos ensaios realizados estão apresentados nas Tabelas 1 e 2, para as fendas da região do slat e do flap, respectivamente. Três valores foram considerados para as velocidades do escoamento  $V_1$  de acordo com a faixa entre  $390$  e  $450 \text{ kPa}$  de pressão nominal aplicada na linha durante a calibração (Veja Figura 2).

Tabela 1. Valores de velocidade  $V_2$  do jato na fenda (slat), em relação à velocidade do jato na mangueira de alimentação  $V_1$ , conforme pressão aplicada na linha de ar comprimido.

Slat			
Velocidade do jato na mangueira		Velocidade do jato no slot	
$V_1$ para $392 \text{ kPa} =$	$18,7326 \text{ m/s}$	$V_2$ para $392 \text{ kPa} =$	$18,0470 \text{ m/s}$
$V_1$ para $416 \text{ kPa} =$	$21,8896 \text{ m/s}$	$V_2$ para $416 \text{ kPa} =$	$21,0885 \text{ m/s}$
$V_1$ para $441 \text{ kPa} =$	$29,2570 \text{ m/s}$	$V_2$ para $441 \text{ kPa} =$	$28,1863 \text{ m/s}$

Tabela 2. Valores de velocidade  $V_2$  do jato na fenda (flap), em relação à velocidade do jato na mangueira de alimentação  $V_1$ , conforme pressão aplicada na linha de ar comprimido.

Flap			
Velocidade do jato na mangueira		Velocidade do jato no slot	
$V_1$ para 392 kPa =	18,7326 m/s	$V_2$ para 392 kPa=	12,5165 m/s
$V_1$ para 416 kPa =	21,8896 m/s	$V_2$ para 416 kPa =	14,6259 m/s
$V_1$ para 441 kPa =	29,2570 m/s	$V_2$ para 441 kPa =	19,5485 m/s

Durante o ensaio de visualização com tufo foi notada uma variação na distribuição do sopro ao longo da superfície da asa, possivelmente pela variação das dimensões das fendas e fluxo de alimentação irregular. Foi notado também que o escoamento se mantém colado na parte frontal do extradorso da asa, mesmo na condição de ausência de sopro, indicando a baixa necessidade do emprego do jato na região do slot. Porém, convém mencionar que o sopro energiza a camada limite e propicia um aumento de sustentação da asa.

Para as velocidades  $V_1$  adotadas nos ensaios, que compreendem valores oriundos de aplicação de pressão na linha entre 390 e 450 kPa de acordo com a calibração, notou-se que as velocidades  $V_2$  do jato na fenda posterior (flap) não foram suficientes para evitar o descolamento do escoamento nesta região. Diante dessa conclusão, foi solicitada uma simulação em Dinâmica dos Fluidos Computacional, CFD, a fim de estimar o valor de velocidade  $V_2$  necessária para atingir a condição de escoamento colado na superfície da asa. O estudo numérico revelou que seria necessária uma velocidade  $V_2$  de saída do jato na fenda de 70 m/s, o que corresponde à pressão em torno de 778 kPa na linha de ar comprimido, que leva a uma velocidade  $V_1$  na alimentação de 105 m/s.

Ensaio com sondas de fio quente estão previstas para medir a velocidade  $V_2$  nas fendas e comparar com os resultados dos ensaios apresentados neste relatório. Vale lembrar que os valores foram estimados a partir de modelagem matemática que considera as simplificações analíticas descritas na seção 3, o que requer validação de resultados.

#### 4. Próximas Etapas

De modo geral, podemos citar como próximas etapas: a) Comprovar os valores de velocidade  $V_2$  nas fendas apresentadas neste relatório com medições com sondas de fio quente; b) Quantificar o valor do coeficiente de sopro  $C_{\mu}$ . Os valores de  $V_2$  devem ser inseridos na Eq.



(1); c) Fabricar modelos com diferentes deflexões de flap e slat, e adaptar a sua estrutura interna para possibilitar a medição com tomadas de pressão; d) Reforçar a fabricação para minimizar a variação nas dimensões das fendas por onde há saída do sopro e garantir que as fendas estejam tangentes às deflexões do perfil.

## 5. Conclusões

Um projeto de sistema de sopro foi proposto para ser posicionado no interior de um aerofólio que está sendo ensaiado no túnel de vento TA-3. O modelo foi elaborado em um software 3D e impresso em uma impressora 3D. Após análises de ensaios qualitativos e quantitativos do modelo RAE 102 e estudos relacionados à lei de conservação de massa e de quantidade de momentum, foram obtidos os valores de velocidade do sopro do jato na saída das fendas.

Foi observado que o escoamento a jusante da fenda anterior do aerofólio não se descola na configuração ensaiada, mesmo sem a aplicação do jato.

O sopro aplicado na fenda posterior durante os ensaios descritos neste relatório não foi suficiente para evitar o descolamento do escoamento, devido à alta deflexão do flap, dimensão da fenda e baixo valor de pressão na mangueira. Entretanto, um valor de velocidade para recolar o escoamento foi obtido a partir de simulação numérica e deve ser empregado em ensaios futuros.

## 6. Divulgação dos Resultados

Não se aplica para o presente período.

## 7. Referências

[1] LAWFORD, J. A.; FOSTER, D. N. **Low-Speed Wind-Tunnel Tests on a Wing Section with Plain Leading and Trailing-Edge Flaps having Boundary-Layer Control by Blowing. Reports and Memoranda No. 3639.** April 1969, London.

[2]<https://www.iae.cta.br/index.php/laboratorios/257-laboratorio-de-anemometria-ta-3>, acessado em 21 de julho de 2021.

[3] ANDERSON Jr, J. D. **Fundamentals of Aerodynamics.** McGraw-Hill, 3<sup>rd</sup> ed, 2001. 892 p.

[4] FOX, R. W.; McDONALD, A. T.; PRITCHARD, P. J. **Introducao à Mecânica dos Fluidos.** 8<sup>rd</sup> ed, LTC.



## PIBIC/PIBITI-RELATÓRIO FINAL

Título do projeto de pesquisa: Desenvolvimento do compósito vidro borossilicato contendo alumina e fibras de alumina, obtidos por mistura mecânica e sinterização

Bolsista: Cesar Matheus Martins

Orientador(a): Frank Ferrer Sene

Período a que se refere o relatório: Agosto de 2020 a Julho de 2021

### Resumo

Materiais compósitos são atrativos em função da possibilidade de criar novos materiais com aplicações únicas e interessantes, combinando as propriedades individuais e muitas vezes complementares de cada um de seus componentes. O objetivo deste trabalho é sintetizar e caracterizar um compósito contendo matriz vítrea e inclusões de alumina, buscando-se a otimização de suas propriedades mecânicas, relacionadas à resistência à fratura e ao choque térmico. Vidros borossilicatos contendo  $\text{Al}_2\text{O}_3$ ,  $\text{K}_2\text{O}$  e  $\text{Na}_2\text{O}$  como óxidos modificadores foram sintetizados em diversas composições. Os vidros foram moídos, selecionados por peneiramento, prensados e sinterizados em temperaturas variando entre  $730^\circ\text{C}$  e  $850^\circ\text{C}$ . Para elaboração do compósito foram adicionadas partículas de alumina em forma de pó irregular. Difractometria de raios X (DRX) foi utilizada para avaliar a manutenção do estado vítreo após a obtenção dos vidros e sinterização do compósito. A distribuição do tamanho de partículas dos pós de vidro e da alumina foram determinadas por difração por laser e o método de Fraunhofer-Mia. Microscopia óptica (MO) e microscopia eletrônica de varredura (MEV) foram utilizadas para caracterização da interface entre as fases vítreas e de alumina e das fibras de alumina.

### 1. Introdução

#### 1.1 Vidros

A Palavra “vidro” é tradicionalmente associada a um material sólido, que é resultado do resfriamento de um líquido, sem que ocorra a cristalização desse material [1]. Porém as definições mais amplas consideram vidros como materiais sólidos não cristalinos que apresentam o fenômeno da transição vítrea e ordem estrutural de curto alcance, podendo ser obtido por diferentes metodologias [2]. A Figura 1 apresenta esquematicamente a diferença entre um material com estrutura cristalina e outro vítreo ou amorfo.

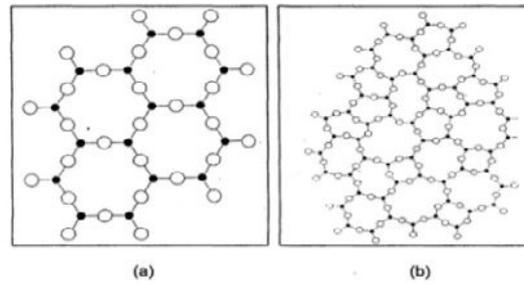


Figura 1 – Estrutura molecular planar idealizada para um material a) cristalino e b) vítreo [2].

Quando um material fundido passa pelo processo de resfriamento, ele pode apresentar dois comportamentos característicos distintos de variação de volume em função da temperatura. Pode ocorrer uma variação brusca em seu volume, em função do processo de cristalização, ou redução contínua de volume, passando pela transição vítrea resultando em um material não cristalino [3]. Na Figura 2 é possível observar a transição brusca do volume quando ocorre a cristalização, indicado pelo ponto C e também a transição contínua passando pela transição vítrea no ponto E.

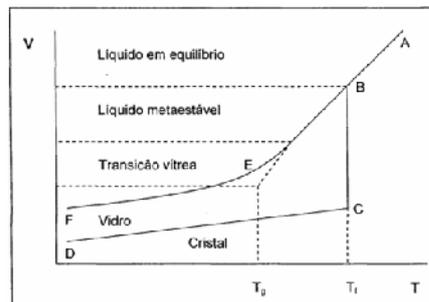


Figura 2 – Volume específico em função da temperatura para um vidro e um cristal obtido por resfriamento de um líquido [2].

## 1.2 Compósitos vítreos contendo inclusões cerâmicas

Algumas aplicações de materiais exigem a otimização simultânea de determinadas propriedades que não estão presentes em um material não conjugado puramente cerâmico, metálico ou polimérico. Os materiais compósitos são constituídos, classicamente, por duas ou mais fases: a matriz e os componentes de reforço. O material da matriz é o que confere estrutura ao material compósito, enquanto os materiais de reforço são os que permitem a otimização das propriedades mecânicas, eletromagnéticas ou químicas do material compósito como um todo [3].



Um compósito combinando o vidro como a matriz e cerâmica como reforço, denominado compósito vidro-cerâmico, consegue combinar as propriedades convencionais de uma cerâmica sinterizada, como resistência mecânica, com as distintas propriedades que um vidro pode conter, como a possibilidade e facilidade de processamento, podendo ser amplamente utilizado em odontologia, medicina, áreas aeroespaciais, entre outros [4].

### 1.3 Fibras cerâmicas

Devido ao potencial de utilidades de fibras cerâmicas, seu estudo vem sendo de grande interesse para diversos campos da ciência e tecnologia. Isso vem acontecendo por serem capazes de, quando combinados com outros materiais, resultar em materiais novos com propriedades físicas, químicas e/ou mecânicas mais interessantes, podendo ser aplicadas em diversos campos, inclusive aeroespacial como em materiais estruturais e acessórios para aeronaves, membranas de filtração de ar em altas temperaturas e em ambientes oxidantes, entre outros [5]. As fibras cerâmicas são aquelas formadas por óxidos ou não óxidos inorgânicos, não metálicos, e que podem apresentar estrutura policristalina, semicristalina e amorfa. Geralmente são aplicadas em materiais que necessitam suportar estabilidade oxidativa do ambiente, e locais onde é exigida alta resistência, mesmo com grandes variações de temperaturas [6].

### 1.4 Sinterização de vidros

Sinterização é o nome dado a um processo termodinâmico que promove a consolidação de materiais particulados em altas temperaturas. Costuma ocorrer quando é atingido cerca de 2/3 da temperatura de fusão do material, pois isso geralmente é suficiente para que ocorra difusão atômica, no caso de sinterização no estado sólido, e fluxo viscoso de fases líquidas que possam existir no material. Este processo pode promover a densificação e a consolidação do material em questão, partindo de um material particulado previamente compactado [7,8].

Para vidros, a sinterização geralmente ocorre quando um agregado de partículas vítreas é aquecido à temperatura suficiente para que ocorra retração no material e consequente densificação, com eliminação de poros. Este processo ocorre em um tempo que depende do tamanho inicial das partículas e viscosidade do vidro em função da temperatura, possibilitando a formação de pequenos pescoços entre as partículas e o surgimento de um fluxo viscoso nessa região até que se tenha o material resultante já sinterizado. [9,10]



### 1.5 Propriedades gerais dos vidros borossilicatos

Os vidros borossilicatos apresentam estrutura molecular contendo simultaneamente, silício e boro como elementos formadores de rede vítrea na forma de óxidos. A presença de estruturas contendo o trióxido de boro reduz significativamente o coeficiente de expansão térmica e conseqüentemente atribui a esta classe de vidros propriedades atrativas, especialmente relacionadas à resistência ao choque térmico e mecânico. A introdução de modificadores específicos aos vidros borossilicatos, como o chumbo, aumenta o valor do coeficiente de absorção de radiação eletromagnética [11,12].

### 1.6 Propriedades mecânicas: choque térmico e resistência à fratura

Apesar da elevada resistência ao choque térmico desta classe de vidros, quando comparado aos vidros silicatos, a fragilidade e conseqüente redução de aplicações em que se exige resistência mecânica continua sendo um obstáculo para algumas aplicações. A adição de fibras de alumina à matriz vítrea pode aumentar os valores dos parâmetros relacionados às propriedades mecânicas, possibilitando a obtenção de um material compósito com melhorias mecânicas, sem comprometimento das características do vidro, ampliando o número de aplicações que envolvam vibração e possíveis choques mecânicos.

### 1.7 Aplicações aeroespaciais

Os compósitos vidro-cerâmicos podem ser utilizados em diversos setores tecnológicos como saúde, computação, aeroespacial, entre outros. Particularmente, no setor aeroespacial, estes materiais podem ser empregados na fabricação de sensores como um material antiabrasivo e transparente à frequência de operação dos sensores, proteção balística em situações que seja necessário a transparência do material a luz visível, janelas de veículos aeronáuticos e espaciais, suportando as adversidades e estresses apresentados em vôo, entre outros.

## 2. Materiais e Métodos

### 2. Material de Partida

Na etapa anterior deste trabalho foram produzidos vidros base para matriz do compósito com composição nominal dos seus constituintes na forma de óxidos apresentados na Tabela 1. Todos os precursores foram utilizados na forma de pó. O óxido de sódio foi obtido através da

decomposição do carbonato de sódio, o óxido de potássio através da decomposição do carbonato de potássio e o óxido de boro através da decomposição do ácido bórico.

Tabela 1 – Composição nominal de partida dos vidros em massa.

	SiO <sub>2</sub> (%)	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> (%)	Na <sub>2</sub> O (%)	K <sub>2</sub> O (%)	B <sub>2</sub> O <sub>3</sub> (%)
<b>V1</b>	80	2	5	1	12
<b>V2</b>	50	2	15	8	25
<b>V3</b>	60	2	12	6	20

O vidro de composição V3 foi considerado o mais adequado para a elaboração de compósitos contendo alumina sob a forma de pó irregular ou fibras.

## 2.2 Síntese do vidro base escolhido para matriz do compósito

O material precursor do vidro foi pesado em uma balança de precisão, misturado manualmente por 10 minutos em via úmida, com auxílio de almofariz e pistilo de ágata e depositado no interior de um cadinho de alumina. A fusão foi realizada em um forno vertical, marca Nabertherm, modelo P310 com taxa de aquecimento de 10 °C/min até a temperatura de 1600°C. Em seguida o líquido formado foi vertido em um recipiente de aço inox com água para obtenção de uma frita.

## 2.3 Processamento do material compósito

O vidro da composição selecionada foi moído inicialmente com auxílio de almofariz e pistilo metálicos, seguido de peneiramento utilizando-se uma peneira de 325 mesh. Após esta etapa de moagem e seleção, o material foi moído novamente em um moinho tipo planetário para redução final do tamanho das partículas. Em seguida foi feita pesagem e mistura do pó de vidro e do pó de alumina. O teor de alumina utilizado foi de 10, 20 e 25% em massa e amostras com 1g foram prensadas uniaxilmente, utilizando-se uma matriz cilíndrica de 15 mm de diâmetro e pressão de 1,2 ton/cm<sup>2</sup>, durante 15 segundos. A sinterização das pastilhas foi realizada em 750°C com patamar de 30 min, com taxa de aquecimento de 15 °C/min, em um forno da marca EDG, modelo EDG3000 3P-S.

## 2.4 Análise dos materiais obtidos

O pó moído e selecionado foi submetido à análise por difração de raios X (DRX) para avaliação do estado vítreo. A distribuição do tamanho de partículas (DTP) do vidro previamente moído e do pó de alumina, foram determinadas por um analisador de tamanho

de partículas, marca Malvern, modelo Mastersizer 3000E, que utiliza a difração por laser e o método de Fraunhofer-Mia para a determinação do tamanho das partículas. Determinou-se a densidade geométrica e hidrostática das amostras dos compósitos sinterizados. A microscopia óptica (MO) foi realizada utilizando-se um sistema de aquisição de imagens composto por microscópio marca Zeiss, modelo AX10 e um estereoscópio marca Zeiss, modelo Discovery V8, permitindo a avaliação da distribuição das fases e defeitos presentes na microestrutura do vidro sinterizado. A microscopia eletrônica de varredura (MEV) foi realizada para observar a interface entre as fases, utilizando-se em um microscópio marca Zeiss, modelo LEO435i.

### 3. Resultados

#### 3.1 - Processamento do vidro matriz do compósito

As amostras sinterizadas foram avaliadas visualmente para auxiliar na determinação da temperatura adequada para sinterização. A amostra sinterizada a 800°C apresentou deformação excessiva em função da diminuição da viscosidade e conseqüente amolecimento, não manteve seu formato inicial e aderiu definitivamente ao substrato de alumina. A amostra sinterizada a 730°C apresentou retração em relação as suas dimensões iniciais, manteve seu formato inicial e não aderiu ao substrato de alumina. Este fato permite afirmar que ocorreu sinterização por fluxo viscoso com redução do volume e conseqüente aumento da densidade do material. A amostra sinterizada a 750°C apresentou pouca deformação quando comparada à amostra sinterizada a 800°C e sem adesão significativa ao substrato de alumina.

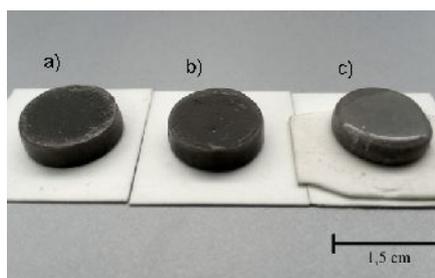


Figura 2 – Amostras após sinterização em diferentes temperaturas: a) 730°C, b) 750°C e c) 800°C

#### 3.2 - Caracterização dos materiais

##### 3.2.1 – Densidade geométrica e hidrostática

A determinação da densidade hidrostática permitiu escolher de forma mais efetiva a temperatura que maximiza a sinterização deste material. A amostra sinterizada a 750°C apresentou o maior valor de densidade com o mínimo de deformação do material. Os resultados estão apresentados na Tabela 2.

Tabela 2 – Densidade dos vidros em função do teor temperatura de sinterização.

Amostra	T (°C)	(g/cm <sup>3</sup> )
1	730	2,80 ± 0,05
2	750	2,87 ± 0,05
3	800	2,85 ± 0,05

A densidade geométrica dos compósitos sinterizados é apresentada na Tabela 3. Observa-se que ocorreu redução do diâmetro inicial das amostras, evidenciando que o processo de densificação por fluxo viscoso foi efetivo na temperatura escolhida. Observa-se também que ocorre o decréscimo da densidade em função do aumento do teor da alumina. Este fato ocorre devido à densidade do vidro ser maior do que a alumina e este compósito seguir a lei das misturas para a determinação da densidade.

Tabela 3 – Densidade das dos compósitos sinterizados em função do teor de alumina.

Amostra	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> (%massa)	m(g)	d(cm)	h(cm)	(g/cm <sup>3</sup> )
1	10	0,9228	0,246	1,295	2,849 ± 0,005
2	20	0,9709	0,252	1,315	2,838 ± 0,005
3	25	0,9870	0,255	1,320	2,829 ± 0,005

### 3.2.2 –Microscopia ótica:

A micrografia da Figura 3 apresenta fibras de alumina fabricadas pela DuPont, que foram previamente cortadas e tratadas termicamente a 600°C durante 1 hora para eliminação do revestimento polimérico. As fibras apresentam diâmetro médio de 20 µm e comprimento variando entre 10 µm e 200 µm. Este tamanho permite sua utilização na elaboração dos materiais compósitos propostos neste trabalho.

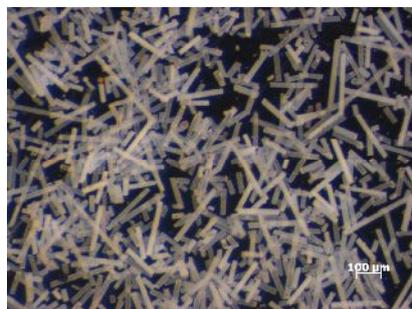


Figura 3 – Micrografia das fibras de alumina

As micrografias da Figura 4-a e 4-b apresentam a microestrutura do compósito vidro-cerâmico sinterizados, com concentração de alumina de 10% e 25%, respectivamente. Pode-se observar os agregados das partículas de alumina na região branca da microestrutura. A fase

vítrea apresentou sinterização de forma adequada e provavelmente por auxílio de fase viscosa, não sendo possível observar os contornos de grão desta fase, porém a fase de alumina, como já esperado, não apresentou a formação de grãos, mantendo apenas o pó agregado, porém envolvido pela matriz vítrea consolidada. As micrografias obtidas por MEV apresentadas nas Figuras 5-a e 5-b, permitem observar com mais detalhes a região da interface entre a matriz vítrea e a alumina.

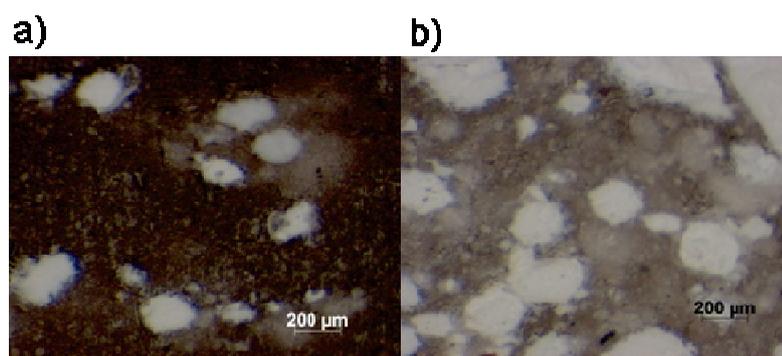


Figura 4 – Micrografia obtida por M.O com aumento de 80x para as amostras dos compósitos contendo: a) 10 % e b) 25 % de  $\text{Al}_2\text{O}_3$ .

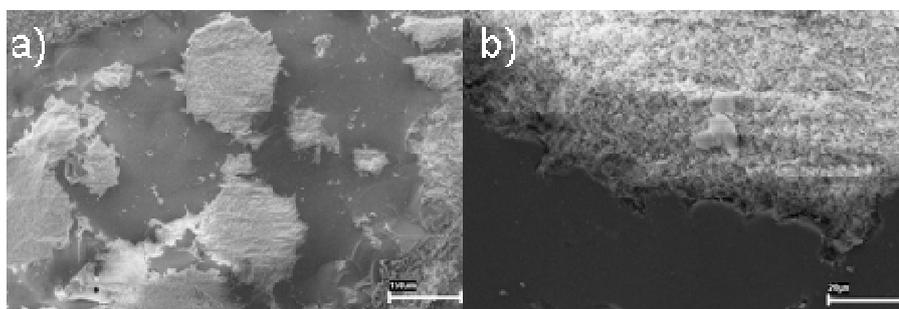


Figura 5 – Micrografia obtida por MEV para a amostra do compósito contendo 25% de  $\text{Al}_2\text{O}_3$  com aumento de: a) 250x e b) 2500x.

### 3.2.3 – Distribuição do Tamanho de Partículas:

As Figuras 5 e 6 apresentam os resultados para a determinação do tamanho de partículas do pó de alumina CT 3000 e do vidro da composição V3, respectivamente e a Tabela 4 apresenta os valores dos percentis passantes, D10, D50 e D90 para cada um dos pós avaliados.

Tabela 4 – Percentis para alumina e o vidro da composição V3

Material	D10 ( $\mu\text{m}$ )	D50 ( $\mu\text{m}$ )	D90 ( $\mu\text{m}$ )
Alumina CT-3000	0,2	0,9	2,1
Vidro V3	4,2	27,9	61,3

A determinação da DTP é importante para a escolha da fração volumétrica dos pós ou fibras de alumina, utilizados na elaboração dos compósitos e permite estabelecer correlação entre as propriedades avaliadas.

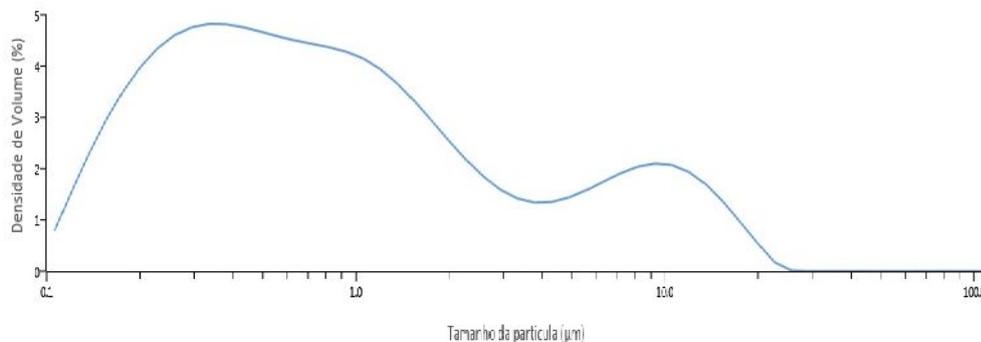


Figura 5 – DTP da alumina CT 3000

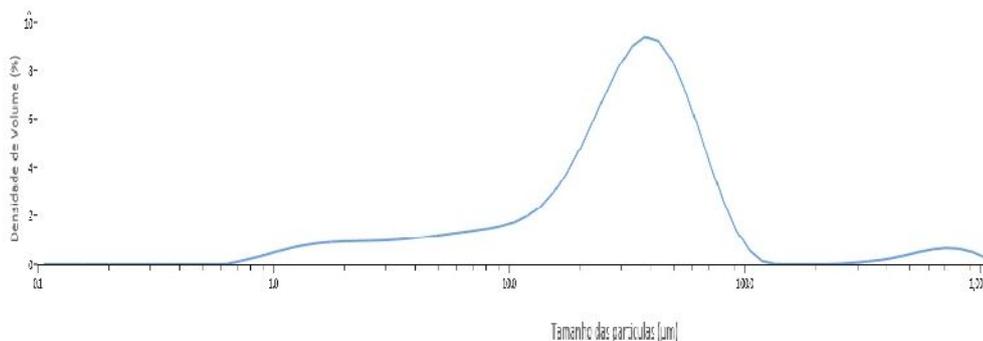


Figura 6 – DTP do vidro da composição V3

### 3.2.4 – Difração de Raio X:

O difratograma da Figura 7 foi obtido para a amostra da composição V3 sinterizada. Não foram observados picos relacionados à estruturas cristalinas, denotando a manutenção de um material vítreo, mesmo após o processo de sinterização.

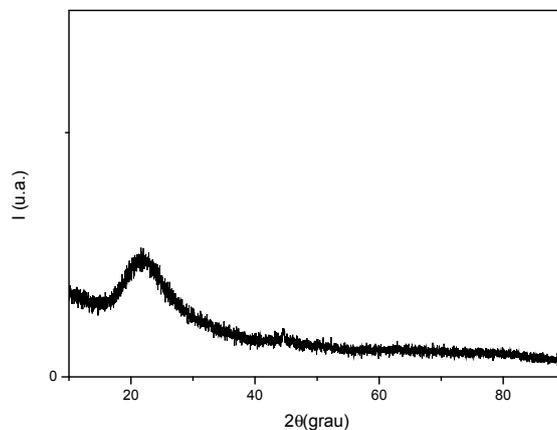


Figura 7 – Difratograma obtido para o vidro sinterizado da composição V3



#### 4. Conclusões

A composição do vidro escolhida e a metodologia de preparo utilizada possibilitaram a elaboração de compósitos do tipo vidro-cerâmico com estabilidade da fase vítrea da matriz após o processo de sinterização. As micrografias demonstram que apesar de não ocorrer sinterização efetiva das partículas de alumina, a matriz vítrea permite obter uma interface consolidada entre a alumina e a fase vítrea, demonstrando que o processo de sinterização da matriz vítrea é adequado para a elaboração dessa classe de compósitos.

#### Referências

- [1] J.M.F. Navarro, “ El Vidrio”, CSIC, Espanha (1991)
- [2] F. F. Sene, “Síntese e caracterização de vidros niobofosfatos de bário e potássio para aplicações como matriz hospedeira de íons terras-raras”, TSE de Doutorado, USP (2002).
- [3] Schwartz, M. M. (1997). Composite Materials: Processing, Fabrication and Applications (Vol. 2). New Jersey: Prentice Hall. [ Links ]
- [4] W. Holand, G. Beall. Glass-Ceramic technology. The American Ceramic Society, 2002.
- [5] Ramaseshan, R., Sundarrajan, S., Jose, R., Ramakrishna, S. Nanostructured ceramics by electrospinning. Journal of Applied Physics, 102 (11), 111101-111101-17, 2007.
- [6] R.M.C. Farias , R.R. Menezes, E.S. Medeiros , J.E. Oliveira. Fibras e nanofibras de mulita: Uma breve revisão. Revista Eletrônica de Materiais e Processos, v.10, n.1, 01–11, 2015.
- [7] REED, J. S. Principles of Ceramics Processing, 2. ed. Wiley,1995.
- [8] Rahaman, M. N. Ceramic Processing and Sintering. CRC Press, 2003
- [9] CHIANG, Y. M.;BIRNIE III, D.;KINGERY, W. D.;Physical CeramicsPrinciples for Ceramic Science and Engineering. Wiley - The MIT series in materials science and engineering , 1997.
- [10] FRENKEL, J.J. Journal of Physics (USSR) v.9, p. 385,1945.
- [11] A. K. Mandal, D. Agrawal, R. Sem, Preparation of homogeneous barium borosilicate glass using microwave energy, Journal of Non-Crystalline Solids, 371–372 (2013) 41–46
- [12] V. S. Puli, D. K. Pradhan, S. Adireddy, M. Kothakonda, R. S. Katiyar, D. B. Chrisey, Effect of lead borosilicate glass addition on the crystallization, ferroelectric and dielectric energy storage properties of Ba<sub>0.9995</sub>La<sub>0.0005</sub>TiO<sub>3</sub> ceramics, Journal of Alloys and Compounds 688 (2016).



## PIBIC/PIBITI-RELATÓRIO FINAL

Título do projeto de pesquisa: Estratégia de minimização dos efeitos da ionosfera no posicionamento por GPS

Bolsista: Clodoaldo de Souza Faria Júnior

Orientador(a): Alison Oliveira Moraes

Período a que se refere o relatório: Março de 2021 a Agosto de 2021

### Resumo

No Brasil a camada ionosférica é uma fonte de erro significativa nos sistemas de posicionamento e navegação via satélites, tais como o GPS. O presente trabalho objetiva a utilização de técnicas para minimização dos efeitos causados pela ionosfera terrestre no posicionamento GPS. Neste trabalho, foi empregado o método de Posicionamento por Ponto Simples (PPS) onde dados de arquivos do tipo RINEX foram utilizados para tal. As implementações seguiram o procedimento disponível na literatura e as validações mostraram êxito do método para estimativa da posição a partir dos arquivos RINEX. Por meio do processamento dos dados observou-se um comportamento similar do erro no posicionamento ao longo dos dias, para um mesmo período solar. Os resultados mostraram também que durante os horários de cintilação observou-se um grande aumento do erro no posicionamento e perda na precisão. As implementações obtidas nesta iniciação científica servirão de base para novos estudos de modelagem deste erro de posicionamento bem como de estratégias de processamento dos dados para redução destes efeitos.

### 1. Introdução

O GNSS consiste em um conjunto de satélites de órbita média que transmitem informações que podem ser utilizadas para obter o posicionamento no entorno terrestre. A ionosfera terrestre é um dos principais limitadores da precisão deste sistema, sendo que a mesma pode causar cintilações ionosféricas, que são flutuações da amplitude ou fase dos sinais de rádio quem se propagam pela ionosfera em regiões que apresentam irregularidades na densidade de elétrons [5, 6].



Com isso, o presente trabalho objetiva estudar a influência da ionosfera terrestre e das bolhas ionosféricas no posicionamento por satélite. Dessa maneira, espera-se observar os comportamentos dos sinais em relação as mesmas e propor de metodologias que visem minimizar tais efeitos.

Ademais, os efeitos causados pelas cintilações ionosféricas podem afetar negativamente no posicionamento por satélite, principalmente na acurácia do mesmo e como a utilização de tais sistemas tem se tornado primordial em inúmeras aplicações, o presente estudo contribui de forma indireta com uma série de áreas de aplicações.

## 2. Materiais e Métodos

Utilizou-se neste trabalho dados de efemérides transmitidas bem como observáveis da pseudodistância dos satélites GPS. A pseudodistância é uma medição estimada a partir da diferença entre o tempo de recepção do sinal recebido e o tempo do satélite no instante de transmissão. Sendo que exceto pela não sincronia dos dois relógios e alguns atrasos devido a outros efeitos que serão discutidos posteriormente, a pseudodistância mede a distância satélite-receptor e sua precisão está na faixa de dezenas de metros [12].

Neste trabalho utilizou-se a pseudodistâncias da frequência GPS L1, sendo que esta possui a onda portadora na frequência de 1575,42MHz. Para realizar os cálculos de posicionamento, são necessários dados de pelo menos quatro satélites GPS, sendo três de posição e uma para a sincronização do tempo [3]. O cálculo da pseudodistância corrigida é apresentado na Equação 01 de acordo com [13].

$$PD_R^S = p_r^S + c(dt_r - dt^S) + T_r^S + I_r^S + \varepsilon_r^S \#(01)$$

onde:

- $PD_R^S$  refere-se à pseudodistância entre a antena do satélite  $S$ , no instante de transmissão e de recepção  $R$ ;
- $p_r^S$  se refere à distância geométrica entre as antenas do satélite  $S$ , no instante de transmissão e de recepção  $R$ ;
- $c$  é constante da velocidade da luz no vácuo;
- $dt_r$  é o erro do relógio do receptor no instante de recepção;



- $dt_s$  é o erro do relógio do satélite  $s$  no instante de transmissão;
- $T_r^S$  e  $I_r^S$  se refere respectivamente aos atrasos troposférico e ionosféricos;
- $\varepsilon_r^S$  se refere a outros efeitos não modelados, também chamados de erros aleatórios.

Os dados recebidos pelos receptores GPS são gravados de forma padronizada em um arquivo chamado RINEX (*Receiver Independent Exchange Format*). Para obtenção dos parâmetros da Equação 01, utilizam-se os arquivos RINEX de Navegação, Observação e Meteorológico. Estes arquivos possuem os formatos “yyo”, “yyn” e “yym” respectivamente, no qual tem-se “yy” como o ano do arquivo com dois dígitos [13]. Os principais conteúdo dos arquivos RINEX são apresentados na Tabela 1.

**Tabela 1** - Conteúdos dos diferentes tipos de RINEX no cabeçalho e dados.

Tipo de RINEX	RINEX de observação	RINEX Meteorológico	RINEX de navegação
Cabeçalho	Local Equipe técnica Equipamento Excentricidades Tipos de observação Comentários	Local Tipos de observação Comentários	Comentários
Dados	Época Satélites (PRNs) Medições <i>Flags</i>	Época Medições	Época Parâmetros do relógio Parâmetros orbitais Correções ionosféricas <i>Flags</i>

Fonte: Autores.

No arquivo RINEX de observação tem-se disponível a observável da pseudodistância ou código e a medição do tempo de observação, sendo esta uma leitura do relógio do receptor no instante de validade da fase da portadora e/ou as medições do código [8].

No arquivo RINEX de navegação é possível obter as efemérides transmitidas, sendo que estas são constituídas por elementos keplerianos que são utilizados para a determinação das coordenadas do satélite, além de serem transmitidos parâmetros perturbadores e parâmetros de tempos, os quais permitem a aplicação de correções relacionadas ao tempo e aos relógios dos satélites. O arquivo RINEX disponibiliza ainda os parâmetros de correção da ionosfera,

de acordo com o modelo de Klobuschar. Estas correções reduzem em 50% este erro para usuários de simples frequência [6, 13].

O terceiro arquivo RINEX, o meteorológico segue o mesmo princípio dos outros arquivos RINEX, todavia, neste tem-se incluso valores de superfície calibrados com data e hora da pressão barométrica em milibares, temperatura do ar seco em graus Celsius, umidade relativa em porcentagem e o atraso causado pela troposfera, obtido a partir de dados do radiômetro de vapor d'água. Os parâmetros deste arquivo são utilizados para correções dos efeitos troposféricos. Por meio destes parâmetros, o modelo de Hopfield é utilizado no para estimar o erro nas componentes hidrostáticas e úmida da troposfera a partir da pressão, temperatura e vapor medidos na superfície terrestre [2, 6].

Neste trabalho será implementado o método de Posicionamento por Ponto Simples (PPS). Na metodologia por PPS são utilizadas as observáveis do código juntamente com as efemérides transmitidas. Todas estas informações são encontradas nos arquivos RINEX descritos anteriormente. O procedimento de cálculo do posicionamento será descrito a seguir.

Para a determinação da posição do usuário tem-se a utilização da Equação 02 e ao diferenciá-la obtém-se a Equação 03.

$$\rho_i = \sqrt{(x_i - x_u)^2 + (y_i - y_u)^2 + (z_i - z_u)^2} + b_u \#(02)$$

$$\delta\rho_i = -\frac{(x_i - x_u)\delta x_u + (y_i - y_u)\delta y_u + (z_i - z_u)\delta z_u}{\sqrt{(x_i - x_u)^2 + (y_i - y_u)^2 + (z_i - z_u)^2}} + \delta b_u \#(03)$$

Sendo que na Equação 03 tem-se  $\delta x_u$ ,  $\delta y_u$ ,  $\delta z_u$  e  $\delta b_u$  que são variáveis conhecidas, enquanto  $x_u$ ,  $y_u$ ,  $z_u$  e  $b_u$  podem ser tratadas como conhecidas por conta do valor inicial que serão atribuídas as mesmas.

Realiza-se um processo iterativo para realimentar  $\delta x_u$ ,  $\delta y_u$ ,  $\delta z_u$  e  $\delta b_u$  em  $x_u$ ,  $y_u$ ,  $z_u$  e  $b_u$  até que os valores de  $\delta x_u$ ,  $\delta y_u$ ,  $\delta z_u$  e  $\delta b_u$  estejam inferiores a um limite pré-estabelecido. Em forma matricial tem-se a Equação 04.

$$\begin{bmatrix} \delta\rho_1 \\ \delta\rho_2 \\ \delta\rho_3 \\ \delta\rho_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_{11} & \alpha_{12} & \alpha_{13} & 1 \\ \alpha_{21} & \alpha_{22} & \alpha_{23} & 1 \\ \alpha_{31} & \alpha_{32} & \alpha_{33} & 1 \\ \alpha_{41} & \alpha_{42} & \alpha_{43} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x_u \\ \delta y_u \\ \delta z_u \\ \delta b_u \end{bmatrix}, \text{ onde } \begin{bmatrix} \alpha_{i1} \\ \alpha_{i2} \\ \alpha_{i3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{x_i - x_u}{\rho_i - \rho_u} \\ \frac{y_i - y_u}{\rho_i - \rho_u} \\ \frac{z_i - z_u}{\rho_i - \rho_u} \end{bmatrix} \#(04)$$

A forma matricial apresentada na Equação 04 pode ser reescrita de forma conveniente de acordo com a Equação 05, onde  $l$  é o vetor de observações,  $A$  é a matriz dos alfas que foi descrita anteriormente e  $x$  é o vetor das variáveis desconhecidas.

$$l = Ax \#(05)$$

Com isso, tem-se a matriz de cofatores dado pela Equação 06 em que se utiliza da matriz covariância  $\Sigma$  e a variância a priori  $\sigma_0^2$  e também se obtém a Equação 07 que apresenta a matriz de pesos que pode ser moldada para se adequar a necessidade, como por exemplo, utilizar de ponderações por meio do ângulo de elevação do satélite.

$$Q_l = \frac{1}{\sigma_0^2} \Sigma \#(06)$$

$$P = Q_l^{-1} \#(07)$$

Com isso tem-se a solução para o sistema da pela a Equação 08 dado pela Equação 09 por meio de manipulações algébricas.

$$l + n = Ax \#(08)$$

$$x = (A^T P A x)^{-1} A^T P l \#(09)$$

Para o posicionamento por ponto tem-se que comumente as fontes de erro e suas respectivas magnitudes são dadas pela Tabela 2, sendo que comumente para o PPS tem-se a acurácia em torno de 10 metros [9].

**Tabela 2** - Fontes de erro do posicionamento PPS e suas magnitudes comuns.

Fontes	Erros típicos (m)
Dados das efemérides	1,5
Erros dos relógios	1,5
Erros causados pela ionosfera	3,0
Erros causados pela troposfera	0,7
Erros de multicaminho	1,0
Erro de recepção	0,5

Fonte: [9].

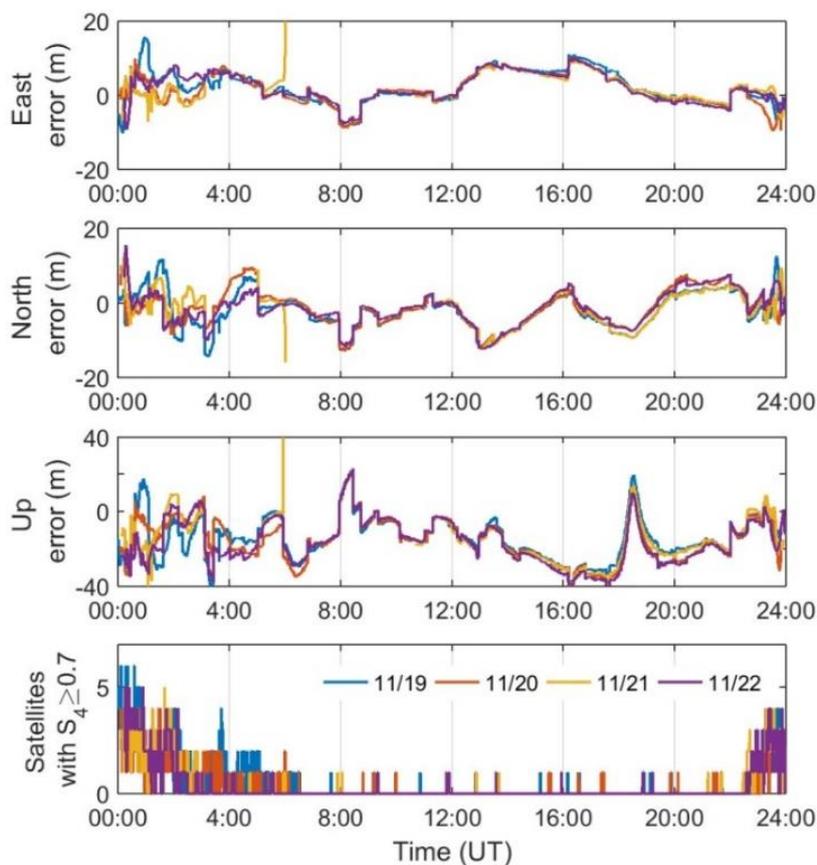
Comumente na região equatorial, as pequenas irregularidades tendem a se juntar em blocos maiores e mais tarde se dissipam e ainda, tem-se a ocorrência considerável de bolhas ionosféricas [5].

Para identificação dos momentos de interesse para o estudo e análise de bolhas ionosféricas e cintilações, tem-se a utilização do índice S<sub>4</sub>. Sendo que o índice S<sub>4</sub> consiste no quatro harmônico do sinal e o mesmo é obtido através da dispersão da intensidade do sinal ao longo do tempo dividido pela média dessa intensidade. Por convenção tem-se que índices S<sub>4</sub> menores que 0.3 são classificados como cintilações fracas ou de nenhuma intensidade. Entre 0.5 e 0.7 tem-se eventos de intensidade moderada e quando maiores que 0.7 se tem intensidade forte [5].

### 3. Resultados

Com base na metodologia apresentada na seção 2, dados gravados foram processados para avaliar o desempenho do PPS, em particular sob os efeitos da cintilação ionosférica. Os três primeiros painéis da Figura 1 apresentam os resultados dos erros de posicionamento ao longo dos dias 19 a 22 de Novembro de 2014. Os erros são apresentados nas três componentes ENU (*East, North, Up*). No painel inferior da Figura 1 é apresentada a quantidade de satélites expostos a cintilações intensas, caracterizadas por um índice S<sub>4</sub> superior ou igual a 0.7. Este indicador mostra que múltiplos enlaces são afetados simultaneamente no período noturno, quando ocorrem as bolhas de plasma ionosférico, conforme discutido por exemplo em [11]. A Figura 2 mostra um exemplo de registros de bolhas ionosféricas, com base na metodologia de [4].

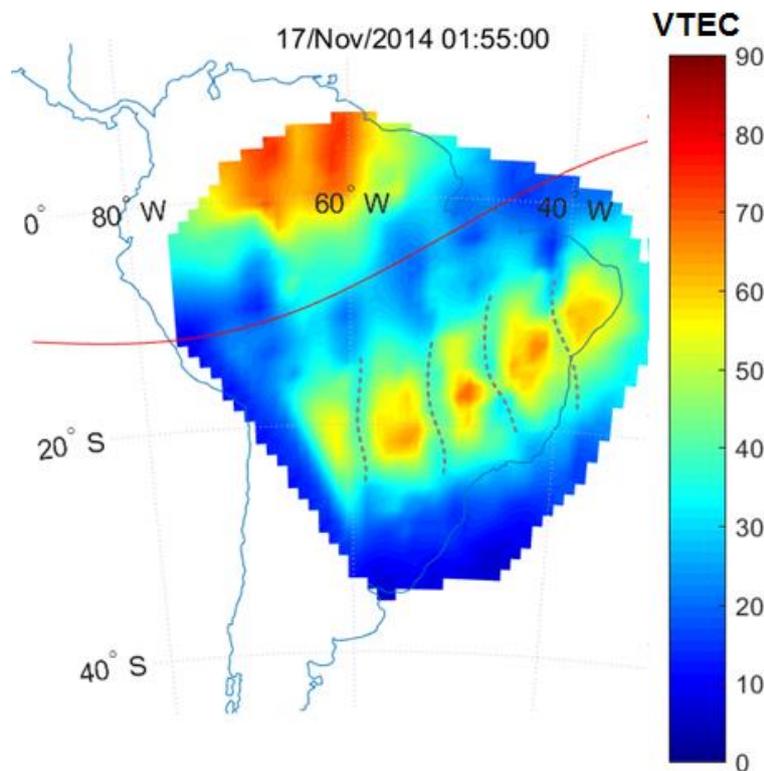
**Figura 1** – Exemplo dos erros em ENU do posicionamento para quatro dias.



Conforme mencionado na Seção 2, para a obtenção do posicionamento, há a necessidade de recepção de no mínimo quatro satélites. Durante o período de ocorrência de bolhas ionosféricas os enlaces ficam temporariamente comprometidos por perdas de sincronismo do receptor GPS, conforme discutido em [7]. Estas perdas reduzem a disponibilidade das observáveis e consequentemente compromete o desempenho do PPS.

Analisando os resultados da Figura 1, é possível verificar uma alteração no padrão do erro durante o período de ocorrência de bolhas ionosféricas. Ao longo do dia, quando não ocorrem bolhas de plasma equatorial, os erros apresentam uma elevada correlação. Essa correlação não é observada no período noturno. Esta fato é um desafio para sistemas de posicionamento que exigem elevada acurácia. Portanto, nos momentos onde tem-se mais satélites expostos a cintilações intensas, observa-se um maior erro nos satélites e um comportamento anormal no posicionamento.

**Figura 2** – Mapa de TEC do Brasil às 01:55 UT para o dia 17 de novembro de 2014.



#### 4. Próximas Etapas

Observou-se um erro na componente vertical superior aos demais, apesar do mesmo ser observado, tem-se que sua magnitude é cerca de duas ou três vezes maior que os demais componentes. Com isso, para próximos trabalhos pretende-se implementar técnicas para atenuar tais efeitos. Para próximos trabalhos pode-se também expandir as aplicações para o desenvolvimento de um PPP (posicionamento por ponto preciso), sendo que para tal pode-se utilizar das efemérides precisas para a correção dos relógios dos satélites e podem ser utilizados modelos regionais para a correção da ionosfera e troposfera, bem como utilizar de combinações lineares como *ionosphere-free* para eliminação dos feitos de primeira ordem da ionosfera.

#### 5. Conclusões

Os sistemas de navegação via satélites são utilizados para diversas aplicações, inclusive na área aeroespacial. A implementação do método PPS apresentou uma série de desafios pela complexidade dos sistemas GNSS. Tal desafio permitiu obter o conhecimento em várias áreas tais como geodésia, engenharia espacial e computação. Os resultados das



implemetações mostraram a efetividade do método por meio da configuração padrão do sistema GNSS. As análises dos resultados confirmaram resultados conhecidos da literatura mostrando os efeitos das bolhas de plasma na alteração do padrão do erro no posicionamento. A implementação e os resultados desta pesquisa abriram oportunidades para uma série de trabalhos futuros, com ênfase em particular para o desenvolvimento de métodos e estratégias de redução dos erros no posicionamento em função das bolhas de plasma.

Por fim, conclui-se que o presente estudo se fez de extrema importância para a formação do bolsista e que contribuirá de forma positiva para os próximos estudos que serão realizados.

## 6. Divulgação dos Resultados

Os esforços realizados nesta pesquisa foram formalizados em um artigo intitulado "*Ionospheric Equatorial Plasma Bubble effects on L1 single frequency code GPS positioning using precise ephemerides*". Este artigo foi aceito para publicação no simpósio de 2021: *IEEE International Symposium on Antennas and Propagation and USNC-URSI Radio Science Meeting*. O bolsista apresentará este trabalho entre os dias 04 a 10 de dezembro de 2021 no evento.

## Referências

- [1] CASTRO-ARVIZU, J. Manuel; MEDINA, Daniel; ZIEBOLD, Ralf. Impact of Satellite Elevation Mask in GPS+Galileo RTK Positioning. **Proceedings Of The 2020 International Technical Meeting Of The Institute Of Navigation**, San Diego, v. 1, n. 1, p. 487-498, 13 fev. 2020.
- [2] GUNTNER, Werner. RINEX: the receiver-independent exchange format. **Gps World**. Cleveland, p. 48-52. jul. 1994.
- [3] HOFMANN-WELLENHOF, Bernhard; LICHTENEGGER, Herbert. **Global Positioning System: theory and practice**. Graz: Springer-Verlag Wien, 1992. 334 p.
- [4] MARINI- PEREIRA, L. *et al.* Regional Ionospheric Delay Mapping for Low- Latitude Environments. **Radio Science**, [S.L.], v. 55, n. 12, p. 1-16, dez. 2020. American Geophysical Union (AGU). <http://dx.doi.org/10.1029/2020rs007158>.



- [5] MENDONÇA, Marco Aurélio Moraes de. **Investigação da cintilação ionosférica no Brasil e seus efeitos no posicionamento por GNSS**. 2013. 148 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Ciências Cartográficas, Universidade Estadual Paulista, Presidente Prudente, 2013.
- [6] MONICO, J. F. G. **Posicionamento pelo GNSS: descrição, fundamentos e aplicações**. São Paulo: Ed. da UNESP, 2008. 476 p.
- [7] MORAES, Alison de Oliveira *et al.* Extended ionospheric amplitude scintillation model for GPS receivers. **Radio Science**, [S.L.], v. 49, n. 5, p. 315-329, maio 2014. American Geophysical Union (AGU). <http://dx.doi.org/10.1002/2013rs005307>.
- [8] PESTANA, António. **Reading RINEX 2.11 Observation Data Files**. Porto: António Pestana, 2015. 31 p.
- [9] PINTO NETO, João B. *et al.* **A Cooperative GNSS Positioning System for Accurate Vehicle Safety Application Development**. Rio de Janeiro: Ufrj, 2017. 10 p.
- [10] SEEBER, Günter **Satellite Geodesy: foundations, methods, and applications**. Berlin: Walter de Gruyter, 2003. 589 p.
- [11] SOUSASANTOS, Jonas *et al.* Climatology of the scintillation onset over southern Brazil. **Annales Geophysicae**, [S.L.], v. 36, n. 2, p. 565-576, 3 abr. 2018. Copernicus GmbH. <http://dx.doi.org/10.5194/angeo-36-565-2018>.
- [12] TEUNISSEN, Peter J.G.; MONTENBRUCK, Oliver. **Springer Handbook of Global Navigation Satellite Systems**. Perth: Springer, 2017. 1335 p.
- [13] VANI, Bruno César; MONICO, João Francisco Galera; SHIMABUKURO, Milton Hirokazu. Fundamentos e Aspectos Computacionais para Posicionamento por Ponto GPS. **Revista Brasileira de Geomática**, Pato Branco, v. 2, n. 1, p. 8-19, jan. 2014.



## PIBIC/PIBITI-RELATÓRIO FINAL

Título do projeto de pesquisa: Estudo da Simulação Numérica da Geometria 3D da Semiasa em Delta, com Sistema de Sopro nos Dispositivos de Hipersustentação.

Bolsista: Douglas Mac Arthur de Melo Marcondes Fonseca

Orientador(a): Ricardo Galdino da Silva

Período a que se refere o relatório: setembro de 2020 a agosto de 2021

### Resumo

Este trabalho tem o objetivo de realizar estudos numéricos para o sistema de sopro em dispositivos de hipersustentação instalados em asa de alto enflechamento com modelo de geometria 3D modelada em software CAD e com características geométricas conceituais pariformes e fundamentada em *cases* de asas de aeronaves de caças de interceptação em formato delta, análoga a outras aeronaves de combate. Portanto, serão realizados dois estudos numéricos pela metodologia de modelo de turbulência RANS com número de Reynolds=  $2,85 \times 10E+7$  sendo que em ambos os casos serão analisadas duas combinações do sistema de sopro sobre os hipersustentadores (*slat e flap*), uma configuração do sistema terá uma semiasa com ejeção do sopro saindo por uma fenda posicionada no extradorso do *slat* a jusante do bordo de ataque e outra ejeção de fluido, saindo pela fenda encontrada no *flap* a montante do bordo de fuga da semiasa. A segunda análise será feita com o sistema de sopro da semiasa produzindo ejeção do fluido que sairá apenas por uma fenda no *flap* a montante do bordo de fuga.

Em todas as combinações, os hipersustentadores estarão defletidos em posição máxima com o *slat*=  $30^\circ$  e *flap*=  $60^\circ$ , com isso será verificado o comportamento do escoamento no perfil testado em regime incompressível na atitude de voo com deflexão máxima dos hipersustentadores, simulando a fase de voo de aproximação da pista para pouso. O método que será aplicado neste trabalho empregará o uso de simulações em software de fluidodinâmica computacional CFD - Ultimate da Autodesk para levantar os dados de gradiente de velocidade do escoamento e pressão estática ao longo do perfil, bem como os coeficientes de arrasto e sustentação, que a semiasa sofre com as condições de contorno e parâmetros aerodinâmicos que serão vinculados pelo método escolhido de discretização da malha aos parâmetros de



condição de fronteira, utilizados como valores de entrada no solver do software de CFD, para o processamento computacional do estudo numérico fornecendo assim, os dos dados requeridos para este trabalho.

## 1. Introdução

No cenário de combate aéreo atual existe uma crescente demanda de aeronaves que sejam capazes de fazer missões de interceptação de forma rápida e furtiva além de demandarem menos combustível para aumentarem a autonomia na missão requisitada. Diante deste propósito existe uma necessidade de que em projetos desta natureza militar o tempo de reação destes jatos para decolar, interceptar o alvo, escapar e pousar deve ser cada vez menor, oferecendo assim vantagem nas missões. Muitas aeronaves que englobam estas características possuem asas com alto enflechamento em formato delta como exemplo: o Saab Gripen JAS-39, o Dassault Rafale, Dassault Mirage 2000 e Eurofighter Typhoon, são usadas pelas forças aéreas dos países como aeronaves de superioridade aérea, como vetores de interceptação de ameaças, sendo que essas aeronaves devem pousar em pistas com dimensões cada vez menores, como exemplo entre 280 a 350 metros, como verificada em porta-aviões da classe Nimitz e Clemenceau, além de cumprirem o mais rápida possível a missão. Como consequência disso, há um consumo maior de combustível que por sua vez deixa restrita a autonomia do avião. Dessa forma, as aeronaves devem ser dotadas de sistemas hipersustentadores (*slat e flaps*) capazes de produzir maior força de sustentação e menor força de arrasto nas fases de aproximação da pista, e pouso.

As asas de alto enflechamento produzem a priori, menor sustentação que uma asa não enflechada, pelo fato de que o coeficiente máximo de sustentação de uma asa enflechada além de ser menor que o de uma asa convencional reta de mesmo aerofólio e área alar, ocorre em um ângulo de ataque maior, soma-se também o fato de que as asas utilizadas nos aviões a jato modernos tendem a ser cada vez mais afiladas ou com menor espessura, tendo menor curvatura no extradorso que é uma região importante para maior parte da sustentação aerodinâmica das asas, segundo referência [1]. Isso resulta em velocidades maiores durante as manobras de decolagem e pouso e a utilização de dispositivos de aumento de sustentação como *Slats e Flaps*.



Outros sistemas de hipersustentação podem oferecer um aumento potencial da sustentação. No qual, nós gostaríamos de ressaltar o mecanismo de sopro no *flap*. Neste sistema um jato de fluido é soprado de forma tangente a superfície no extradorso do *flap* levando a um aumento considerável da sustentação gerada pelo conjunto hipersustentador. O aumento da sustentação ocorre em decorrência do fenômeno de hipercirculação, mais detalhes podem ser obtidos na referência [2]. A hipercirculação em superfícies hipersustentadoras é consequência do fenômeno Coanda, que consiste no fato de que um jato de fluido, que no nosso caso é ar, permanece colado à superfície de um corpo sólido quando soprado tangencialmente a esta superfície, ou seja, a tendência de um fluido tem de se manter colado quando soprado tangencialmente a uma superfície curva, mais detalhes podem ser obtidos em [3] e [4].

Um modelo 3D (tridimensional) da asa foi desenvolvido com o programa Inventor Autodesk. Utilizando o solver do CFD-Ultimate, nós iremos realizar simulações numéricas do escoamento em torno da asa 3D. Como resultado iremos apresentar os campos de pressão estática e velocidades em torno da asa 3D, bem como os resultados de coeficiente de arrasto e sustentação. As simulações foram realizadas considerando as equações de Navier-Stokes [5]. Para os estudos serão analisadas duas combinações do sistema de sopro sobre as superfícies hipersustentadoras, em um primeiro caso o jato de ar sairá de uma fenda no *slat* e no *flap* e no outro caso, teremos o jato de ar fornecido saindo somente do *flap*.

Os programas mencionados (Inventor 2021 e CFD-Ultimate 2021) foram escolhidos por terem a opção de licença gratuita e serem mais facilmente executáveis para processamento em computadores modelo SAMSUNG Book X40. Este estudo abre possibilidade para análises futuras da geometria da semiasa com múltiplas variações de atitude de voo em diversos ângulos de ataque, observando os coeficientes aerodinâmicos em outras manobras de voo crítico.

## 2. Materiais e Métodos

Para levantar os resultados apresentados neste relatório, utilizamos um Computador SAMSUNG Book X40, processador CORE i5, Placa de vídeo NVIDIA e Memória 8GB.

A asa 3D foi construída considerando o perfil RAE 102 e a forma em planta foi definida com base em aeronaves de caça com asa delta (alto enflechamento). A geometria *wireframe* da

semiasa com as dimensões da semiasa, da corda na raiz da asa, indicação da CMA=3,59 m (corda média aerodinâmica) do comprimento do flap e do aileron é apresentada na Fig. 2. A área de projeção da semiasa tem 15,1928 m<sup>2</sup>.

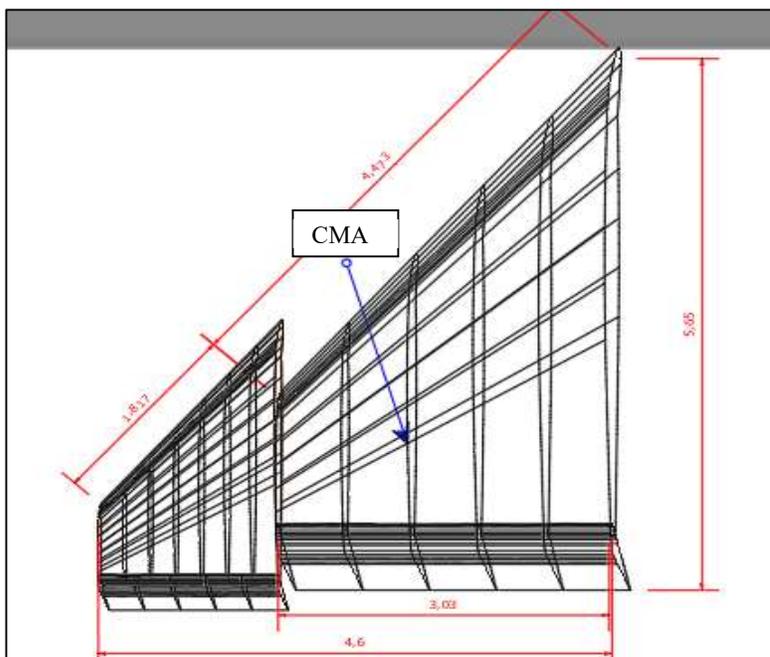


Figura 1. Dimensões da Semiasa. Todas as cotas estão em metros.

A etapa de elaboração geométrica bidimensional e tridimensional foi realizada importado as coordenadas do perfil RAE102 no programa de CAD Inventor com escala 1:1 do perfil, ou seja, em tamanho real, sendo metro a unidade utilizada.

## 2.1 Método para Simulação da Geometria da Semiasa

Com base na geometria da semiasa modelada para este estudo, podemos avaliar o comportamento aerodinâmico da semiasa de alto enflechamento, no escoamento incompressível, abordando a estratégia de modelo de turbulência K-epsilon, com código de solver estruturado pelo método de formulação RANS.

Compreende-se que o regime turbulento é um fenômeno caracterizado pela intensa flutuação das características do escoamento, alto número de Reynolds e aumento na difusão das partículas, ou seja, aumento na taxa de mistura das partículas do fluido. Para que, a presente formulação seja capaz de capturar este fenômeno, deve-se refinar a discretização do domínio computacional nas dimensões de espaço e tempo. A formulação RANS (Reynolds Average



Navier-Stokes) apresenta-se como alternativa a este problema, reformulando as equações de Navier-Stokes ao decompor suas variáveis em componentes médias e flutuantes [6]. A seguinte formulação das equações (1) e (2) representa a equação de Navier-Stokes determinada para escoamento incompressível e com viscosidade constante, o solver do CFD Ultimate utiliza essas equações como base para seus códigos de processamento numérico.

$$(1). \frac{\partial(\rho V)}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{V}\vec{V}) = -\nabla P + \mu \nabla^2 V + \rho \vec{g}$$

ou

$$(2). \rho \frac{DV}{Dt} = -\nabla P + \mu \nabla^2 \vec{V} + \rho \vec{g}$$

## 2.2 Condições de Contorno das 2 Configurações do Sistema de Sopro nas Superfícies de Hipersustentação

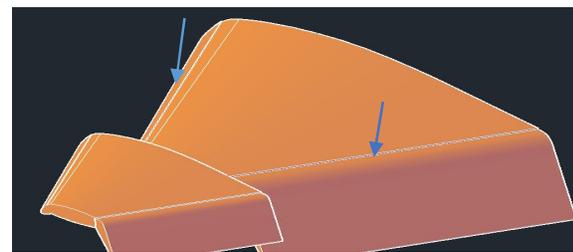
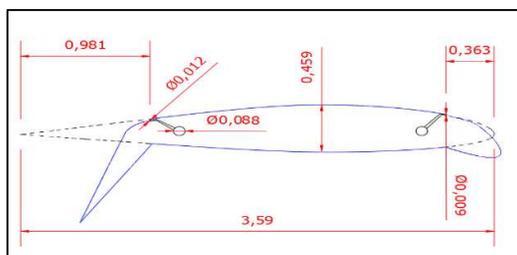
Foram geradas duas malhas para duas configurações do sistema de jato de ar na geometria 3D da semiasa, desenvolvida a partir do perfil RAE 102, oriundo de uma escolha baseada na referência teórica [1]. Em todas as configurações da simulação numérica as superfícies hipersustentadoras terão deflexão de (30° de *slat* e 60° de *flap*). A primeira configuração consiste na injeção de ar soprado por uma fenda no *Slat* e no *flap*. A segunda configuração só apresenta ejeção do fluido sobre o *flap*, realizando desta forma uma análise comparativa do comportamento aerodinâmico do escoamento do fluido no modelo 3D de semiasa, gerado para simulações em CFD. Nas duas configurações analisadas as condições do escoamento utilizadas para simulação são pressão estática igual a 101325 Pa, velocidade do ar no ensaio do túnel de vento virtual igual a 72,2 m/s e temperatura igual a 20° C. O ângulo de ataque para simulações é igual a zero.

No primeiro caso da 1ª Configuração do Sistema, o fluido é injetado por duas fendas localizadas no *slat* e no *flap*, com o ar soprado pela primeira fenda que está localizada a 0,363 m do bordo de ataque do *slat*, tendo velocidade de ejeção de 45,7934 m/s com incidência tangente a superfície, a outra injeção de ar soprado pela segunda fenda no *flap* que está localizada a 0,981m a montante do bordo de fuga da semiasa, tem velocidade de 31,5078 m/s, os valores

de velocidade de injeção do ar, representam o sopro de ar injetado na saída das fendas sobre as superfícies do *slat* e do *flap*, com seu valor  $V_2$ , obtida pela equação de continuidade Eq (1), representada por.

$$(1). V_1 A_1 = V_2 A_2$$

Onde observamos que,  $V_2 = \frac{V_1 A_1}{A_2}$ , é função de  $A_1$  (Área da seção circular da mangueira, medida proveniente da área da mangueira do modelo laboratorial do Túnel de Vento Transônico Piloto, IAE/ACE/TTP IAE/DCT),  $A_2$  (Área retangular da fenda especificada para o *slat* ou para o *flap*, oriunda de nossa geometria da semiasa elaborada em CAD) e  $V_1$  (velocidade de ar de abastecimento na mangueira, obtida pela calibração dos ensaios realizados com um modelo do sistema de aspiração de ar testado no laboratório de Túnel de Vento Transônico Piloto, IAE/ACE/TTP IAE/DCT). A área  $A_1 = 59,4468 \text{ mm}^2$ , (medida proveniente da área da mangueira do modelo laboratorial do Túnel de Vento Transônico Piloto, IAE/ACE/TTP IAE/DCT),  $V_1 = 29,2570 \text{ m/s}$  e  $A_2 = 37,9800 \text{ mm}^2$  quando é a área retangular da fenda do *slat*; assumimos o valor para  $A_2 = 55,200 \text{ mm}^2$  quando é a área retangular da fenda do *flap*. A fig. 2 (A e B) representa esquematicamente o perfil da semiasa com as fendas no *slat* e *flap* acionadas em voo, sendo altura do *slat* = 9 mm e a altura do *flap* = 1,2 mm.

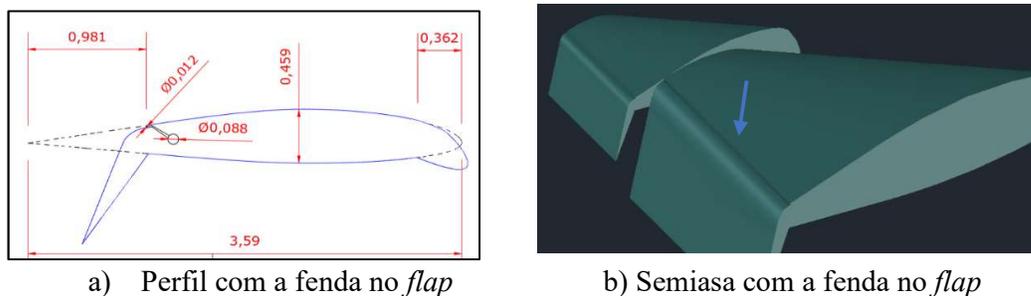


a) Perfil com as fendas no slat e flap

b) Semiasa com as fendas no slat e flap

Figura.2 Representação esquemática do perfil e da geometria 3D da semiasa da 1ª configuração, com as cotas medidas em metros

Para a 2ª Configuração do Sistema ressaltamos, que a fenda de injeção do jato de ar está instalada somente no *flap*, localizado a 0,981 m a montante do bordo de fuga da semiasa modelada em CAD. O jato de ar ejetado sobre o extradorso do *flap*, sai com velocidade  $V_2=31,5078$  m/s incidindo tangencialmente na sua superfície, este valor de velocidade foi determinado através da Eq. (1) equação já demonstrada no parágrafo anterior, com o valor de  $A_2=55,2000$  mm<sup>2</sup> (Área retangular total da fenda no *flap*),  $A_1=59,4468$  (Área da seção da mangueira) e  $V_1=29,2570$  m/s (velocidade de ar de abastecimento na mangueira). A fig. 3 (A e B) representa em detalhe esquemático do perfil da semiasa com a fenda do *flap* acionada em voo, e sua fenda com 1,2 mm de altura instalada somente no *flap*.



a) Perfil com a fenda no *flap*

b) Semiasa com a fenda no *flap*

Figura. 3 Representação esquemática do perfil e da geometria 3D da semiasa da segunda configuração, com as cotas medidas em metros.

### 2.3. Geração de Malhas para as Duas Configurações do Sistema de Sopros nas Superfícies Hipersustentadoras

O domínio computacional tem 45 m de comprimento, 5,50 m de largura e 6,00 m de altura. A malha gerada para a primeira configuração (Ar ejetado sobre *slat* e *flap*) tem 449.659 mil elementos com 103.888 mil nós, inserimos na malha 4 camadas de parede ao redor do contorno da geometria para refinar mais a malha. A representação da malha da 1ª configuração com a ampliação da camada de parede pode ser vista na Fig. 4.

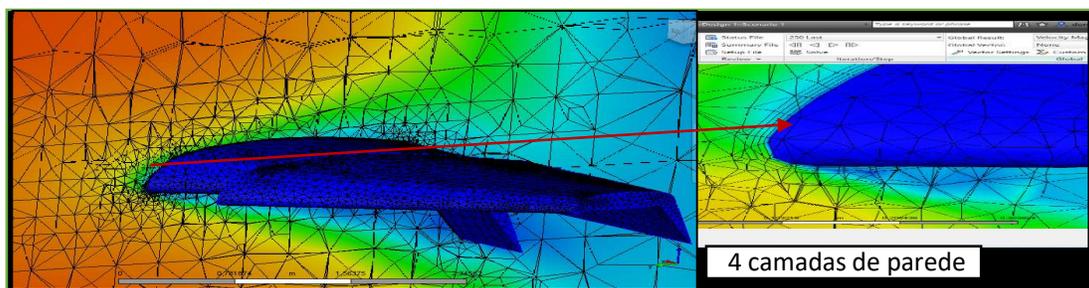


Figura. 4 Malha gerada para 1ª configuração

Na 2ª configuração (Ar ejetado somente sobre o *flap*), a malha gerada tem 394.616 mil elementos com 93096 mil nós, incluímos também 4 camadas de parede em volta do contorno da geometria. Na Fig. 5, podemos ver a representação da malha da 2ª configuração com ampliação de camada de parede.

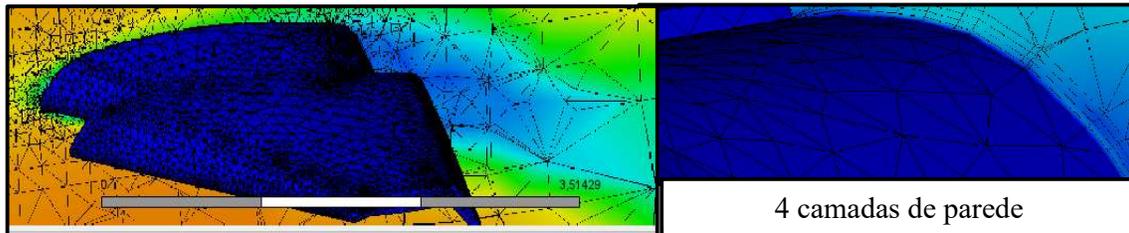
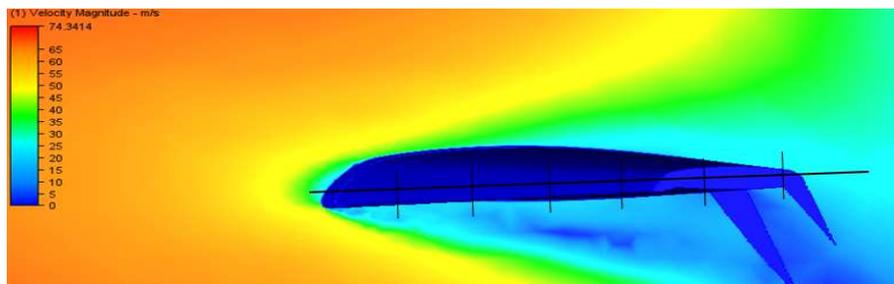


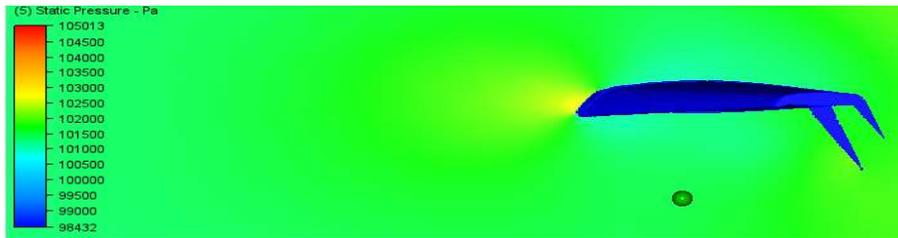
Figura. 5 Malha gerada para 2ª configuração

### 3. Resultados

Os resultados demonstrados a seguir na Fig.6, estão relacionados com os valores de gradiente de velocidade e campo de pressão estática, com a velocidade de escoamento de ar definido na condição de contorno com valor da velocidade igual 72,2 m/s, implicados na 1ª Configuração do Sistema de Sopros da Semiasa, onde a ejeção de ar sai da fenda do *slat* e do *flap*. Podemos observar que na Fig. 6 a), a velocidade apresenta uma diminuição acentuada na superfície do intradorso do flap e a montante do bordo de fuga do aerofólio ocorre o maior decréscimo, chegando nos valores mais baixos, observa-se também um descolamento do gradiente da velocidade a 1,1966 m da corda do perfil na Fig. 6 b) constatamos que a região com maiores gradientes de pressão está no bordo de ataque do perfil com delta de pressão variando de 103500 a 103500 Pa e na região do intradorso do flap com o gradiente de pressão estática variando de 102000 Pa a 102500 Pa, consideramos o ângulo de ataque 0°.

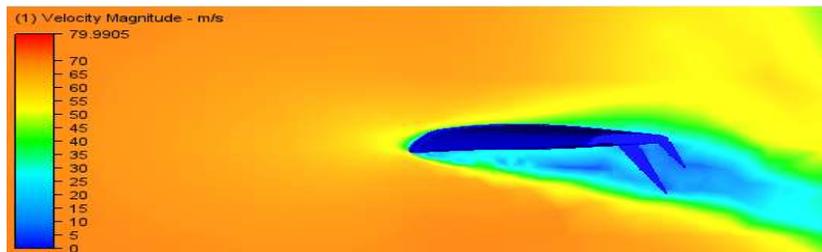


a). Gradiente de velocidade do escoamento ao longo do perfil, na 1ª configuração do sistema de jato de ar, com sopro saindo da fenda do *slat* e *flap*.

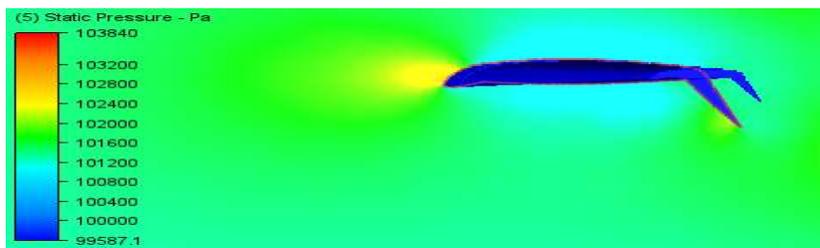


b). Campo de pressão estática ao longo do perfil, na 1ª configuração do sistema de jato de ar.  
Figura. 6 Resultado das simulações dos gradientes de velocidade e pressão estática.

Os resultados demonstrados a seguir na Fig.7, estão relacionados com os valores de gradiente de velocidade e campo de pressão estática, com a velocidade de escoamento de ar definido na condição de contorno com valor de 72,2 m/s, implicados na 2ª Configuração do Sistema de Sopro da Semiasa, onde a ejeção de ar sai da fenda instalada no *flap*, neste caso não há fenda no *slat*. Verificamos que na Fig.7 a), há descolamento do gradiente da velocidade a 1,02571 m da corda do perfil. Na Fig. 7 b) constatamos que a região com maiores gradientes de pressão estática está no bordo de ataque do perfil e na região do intradorso do flap com o gradiente do campo de pressão estática variando de 102400 a 102800 Pa, consideramos neste caso o ângulo de ataque 0°.



a). Gradiente de velocidade do escoamento ao longo do perfil, na 1ª configuração do sistema de jato de ar, com sopro saindo da fenda do *slat* e *flap*



b). Campo de pressão estática ao longo do perfil, na 2ª configuração do sistema de jato de ar.  
Figura 7. Resultado das simulações dos gradientes de velocidade e pressão estática.



Os resultados dos coeficientes aerodinâmicos de arrasto e sustentação foram processados pelo estudo numérico do software CFD-Ultimate Autodesk. Na 1ª configuração da semiasa com injeção de ar no *slat* e *flap*, obtemos o resultado do  $Cd = 516,1 \text{ drag counts}$ , onde 1 *drag counts* é igual 0,0001 e o  $Cl = 0,00505$ , sendo a força de sustentação  $L = 241,102 \text{ N}$ . Na 2ª configuração da semiasa com ejeção do ar somente no *flap* obtemos os resultados do  $Cd = 559,7 \text{ drag counts}$ , e o  $Cl = 0,019$ , com sua força sustentação  $L = 901,367 \text{ N}$ . Observamos que valores obtidos para sustentação estão muito baixos. Sendo assim, mais análise são necessárias.

#### 4. Conclusões

Com o método de estudo de simulação em software CFD foi levantado dados de gradiente de velocidade do escoamento e pressão estática ao longo do perfil da corda média da semiasa em duas configurações a 1ª como sistema de jato instalado no *slat* e *flap* e na 2ª configuração com o jato de ar soprado só no *flap*. Podemos constatar que houve um menor coeficiente de arrasto  $Cd$  para a semiasa da 1ª configuração (fenda com ejeção de ar no *slat* e *flap*) do que na semiasa da 2ª configuração (fenda com ejeção de ar no *flap*). Também observamos que a semiasa configurada na segunda configuração do sistema, obteve maior coeficiente de sustentação  $Cl$  do que na semiasa da primeira configuração do sistema de sopra.

#### Referência Bibliográfica

- [1] SAINTIVE, N. S. Aerodinâmica de Alta Velocidade. São Paulo, ASA. 1996.
- [2] Lawford, J.A, Foster, D.N., Low-Speed Wind-Tunnel Teste on a Wing Section with Plain Leading- and Trailing-Edge Flaps having Boundary-Layer Control by Blowing, Aerodynamics Dept., R.A.E., Farnborough, Reports and Memoranda, No. 3669, April, 1969.
- [3] OLIVITTO, C. Fluidic Elements Based on Coanda Effect. Incas Bulletin Vol. 2, n. 4, p. 163 - 172. 2010.
- [4] REBA, I. Applications of The Coanda Effect. Scientific American Vol. 214. 1966.
- [5] Autodesk Help. CFD. Suport and Guide learning. Set, 2021. Disponível em: <<https://knowledge.autodesk.com/support/cfd/learnex>> Acesso em: 10 Dez, 2020.
- [6] COIMBRA, L.A. Mecânica dos Flúidos. Rio de Janeiro. COPPE, UFRJ. 2015.



[7] WILCOX, C, DAVIS. Turbulence Modeling for CFD. United States, Second.1988



## RELATÓRIO FINAL - PIBIC/PIBITI

Título do projeto de pesquisa: Avaliação reológica da síntese da matriz poliuretânica utilizada em propelente sólido compósito  
Bolsista: Érika Bomfim dos Santos  
Orientador(a): Luciene Dias Villar  
Período a que se refere o relatório: Setembro de 2020 a Agosto 2021

### Resumo

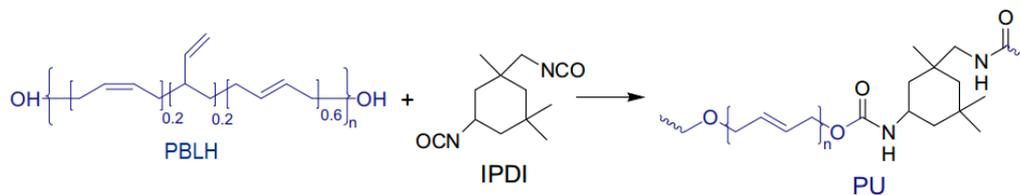
O presente projeto teve como objetivo o estudo comparativo da cinética de reação das ligações uretânicas de diferentes homopolímeros de polibutadieno líquido hidroxilado (PBLH) de grau comercial (Liquiflex-H e Polyvest<sup>®</sup> HT) com o de grau militar (Poly bd<sup>®</sup> R-45M), por meio de medidas reológicas de viscosidade. Tendo como motivação a maior facilidade de importação dos homopolímeros comerciais, uma vez que o PBLH é um material estratégico utilizado na síntese da matriz polimérica do propelente sólido compósito. Neste contexto, foi desenvolvido um procedimento de ensaio que pudesse ser reproduzido em todos os sistemas propostos, por meio de um estudo preliminar (Relatório Final 2018-2019). Utilizando esse procedimento, os três sistemas poliuretânicos foram avaliados quanto à sua velocidade de reação com o isocianato IPDI (diisocianato de isoforona) nas razões molares ( $R = [NCO]/[OH]$ ) 0,7; 0,8 e 0,9, sob as temperaturas de 30, 45 e 60 °C, utilizando DBTDL (dilaurato de dibutil-estanho) como catalisador. Determinando-se graficamente o valor da constante cinética de velocidade de reação ( $k$ ) e a energia de ativação ( $E_a$ ) para a reação inicial entre PBLH e IPDI. O resultado obtido foi promissor para estudos subsequentes, uma vez que em relação aos parâmetros de processamento importantes para o carregamento dos envelopes-motores, os três sistemas apresentaram valores de  $E_a$  bem próximos, destacando-se que a Polyvest<sup>®</sup> HT apresentou valores de  $k$  ligeiramente menores que aqueles do homopolímero de grau militar.

### 1. Introdução

Os motores foguetes à propulsão química possuem o sistema de combustão promovido pela queima do propelente, proporcionando um processo de elevada energia térmica que será convertida em energia cinética, proporcionando o empuxo necessário para a propulsão do

foguete.<sup>[1]</sup> O propelente utilizado nessa reação pode ser líquido, sólido ou híbrido. No caso dos propelentes sólidos compósitos, esses são constituídos por agentes sólidos oxidantes altamente energéticos, dispersos em uma matriz polimérica de poliuretano, em sua grande maioria, baseados em polibutadieno líquido hidroxilado (PBLH).<sup>[2]</sup>

O PBLH possui excelentes propriedades, principalmente para aplicações que necessitam de estabilidade química, como no caso do propelente sólido compósito.<sup>[3]</sup> Logo, a formulação de síntese da matriz poliuretânica consiste na reação química entre os grupos hidroxilas presentes no PBLH e os grupos isocianatos do agente de cura, de maneira que a reação entre o polioli e o isocianato ocorra em uma velocidade moderada.<sup>[4]</sup>



**Figura 1.** Esquema da reação entre o PBLH e o IPDI (adaptado de [4]).

A cinética de formação das ligações uretânicas é um dos pontos principais deste estudo, uma vez que, irá interferir diretamente na aplicabilidade do poliuretano e no tempo disponível para o carregamento dos envelopes-motores, ou seja, sua trabalhabilidade no estado não curado (em inglês, *pot life*). Portanto, diferentes sistemas podem ter comportamentos distintos quanto à sua trabalhabilidade, impactando o resultado e a qualidade do propelente e, por consequência, as propriedades de combustão desejadas, ou seja, as propriedades que, após a ignição, levam à queima do propelente de uma maneira homogênea, contínua e controlada, resultando no devido impulsionamento do foguete.<sup>[5]</sup>

Neste contexto, durante o desenvolvimento deste projeto, iniciado em março de 2019, foi estudada a cinética de formação das ligações uretânicas, por meio de medidas reológicas de viscosidade, a fim de se comparar a cinética de início de cura do PBLH de grau militar (Poly bd<sup>®</sup> R-45M) com seus homopolímeros de grau comercial (Liquiflex-H e Polyvest<sup>®</sup> HT). Este estudo foi conduzido com o objetivo de avaliar a substituição do PBLH de grau militar pelo de grau comercial e o efeito dessa substituição sobre o *pot life*. Para tanto, foi avaliada a



influência da razão molar entre os grupos hidroxila (OH) e isocianato (NCO), conjuntamente com a temperatura. A partir das medidas de viscosidade, calculou-se a constante cinética de velocidade de reação, assim como, a energia de ativação para todos os sistemas PBLH/IPDI propostos. Nos relatórios anteriores foram apresentados os resultados obtidos com o homopolímero de grau militar Poly bd<sup>®</sup> R-45M e com o de grau comercial (Liquiflex-H). Neste relatório, serão apresentados os resultados obtidos com o PBLH Polyvest<sup>®</sup> HT, também de grau comercial, bem como, a comparação com os outros dois homopolímeros estudados.

## 2. Materiais e Métodos

### 2.1 Materiais

Preparou-se uma solução-mãe de Polyvest<sup>®</sup> HT (Evonik Industries AG, Alemanha) com 20 ppm de dilaurato de dibutil-estanho (DBTDL), utilizado como catalisador. O isocianato empregado foi o diisocianato de isoforona (IPDI), de mesma procedência e lote daquele utilizado para reação com os homopolímeros Poly bd<sup>®</sup> R-45M e Liquiflex-H.

### 2.2 Medida dos valores de viscosidade em função do tempo

Os ensaios foram realizados utilizando o viscosímetro Brookfield (modelo RV DVI) e o *spindle* SC4-27, com rotação de 30 rpm. Para se obter o R desejável para cada amostra, a massa do IPDI ( $m_{NCO}$ ) foi calculada conforme a Eq. 1:

$$R = \frac{[NCO]}{[OH]} = \frac{I_{NCO} \cdot m_{NCO}}{I_{OH} \cdot m_{OH}} \quad (1)$$

em que, R é a razão molar; [NCO] é a concentração de grupos isocianato; [OH] é a concentração de grupos hidroxila;  $I_{NCO}$  é o teor de grupos isocianato no agente de cura, no caso, no IPDI;  $m_{NCO}$  é a massa de IPDI;  $I_{OH}$  é o índice de hidroxila do PBLH;  $m_{OH}$  é a massa de PBLH. Os valores de  $I_{NCO}$  e  $I_{OH}$  utilizados foram 8,757 mmol/g e 0,87 mmol/g, respectivamente.

O procedimento experimental detalhado para medida de viscosidade pode ser encontrado no Relatório Parcial 2019-2020. As diferentes condições de ensaio propostas foram realizadas em duplicata e em ordem randômica (Tabela 1), priorizando-se as condições consideradas críticas (ensaios 1 a 4).



**Tabela 1:** Parâmetros dos ensaios para o sistema Polyvest<sup>®</sup> HT/IPDI/DBTDL.

Razão molar [NCO]/[OH]	Temperaturas					
	30°C		45°C		60°C	
	Replicata 1	Replicata 2	Replicata 1	Replicata 2	Replicata 1	Replicata 2
0,7	Ensaio 1	Ensaio 10	Ensaio 6	Ensaio 17	Ensaio 3	Ensaio 15
0,8	Ensaio 7	Ensaio 13	Ensaio 5	Ensaio 11	Ensaio 9	Ensaio 18
0,9	Ensaio 4	Ensaio 16	Ensaio 8	Ensaio 14	Ensaio 2	Ensaio 12

### 2.3 Determinação dos parâmetros cinéticos $k$ e $E_a$

A viscosidade do sistema poliuretânico segue a Eq. 2 e, a partir da sua linearização, obtemos a Eq. 3, na qual o termo  $k$  corresponde à constante cinética da velocidade de reação, equivalente à inclinação da reta, obtida com auxílio gráfico.

$$n_t = n_0 e^{kt} \quad (2)$$

$$\ln(n_t) = \ln(n_0) + kt \quad (3)$$

em que,  $\eta_t$  é a viscosidade absoluta no tempo  $t$ ;  $\eta_0$  é a viscosidade absoluta no tempo inicial ( $t = 0$ );  $k$  é a constante cinética de reação.

A equação de Arrhenius (Eq.4) permite calcular a variação da constante  $k$  em função da temperatura.

$$k = A e^{\frac{-E_a}{RT}} \quad (4)$$

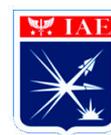
em que,  $k$  é a constante cinética de reação;  $A$  é o fator pré-exponencial;  $E_a$  é a energia de ativação;  $R$  é a constante dos gases perfeitos;  $T$  é a temperatura absoluta.

Reescrevendo a expressão, utilizando-se logaritmo natural, tem-se (Eq. 5):

$$\ln(k) = \ln(A) - \frac{E_a}{RT} \quad (5)$$

O termo  $\frac{-E_a}{R}$  corresponde à inclinação da reta ( $m$ ) que se obtém com as médias dos valores de  $k$  em função de  $1000/T$ . Portanto, a energia de ativação segue a Eq. 6.

$$E_a = mR \quad (6)$$



### 3. Resultados

As medidas preliminares de viscosidade realizadas para todas as soluções-mães de PBLH/DBTDL estão apresentadas na Tabela 2. Observa-se primeiramente, que todas as soluções apresentaram, sob a mesma condição de ensaio, valores do erro bastante próximos, indicando que a metodologia utilizada possui boa reprodutibilidade, de modo que as avaliações posteriores sobre o comportamento cinético dos sistemas PBLH/IPDI não foram afetados por erros sistemáticos das condições de análise, tais como: controle da temperatura, método de pesagem do isocianato e do PBLH, assim como calibração do viscosímetro.

**Tabela 2.** Medidas de viscosidade das soluções-mães preparadas com os diferentes homopolímeros de PBLH.

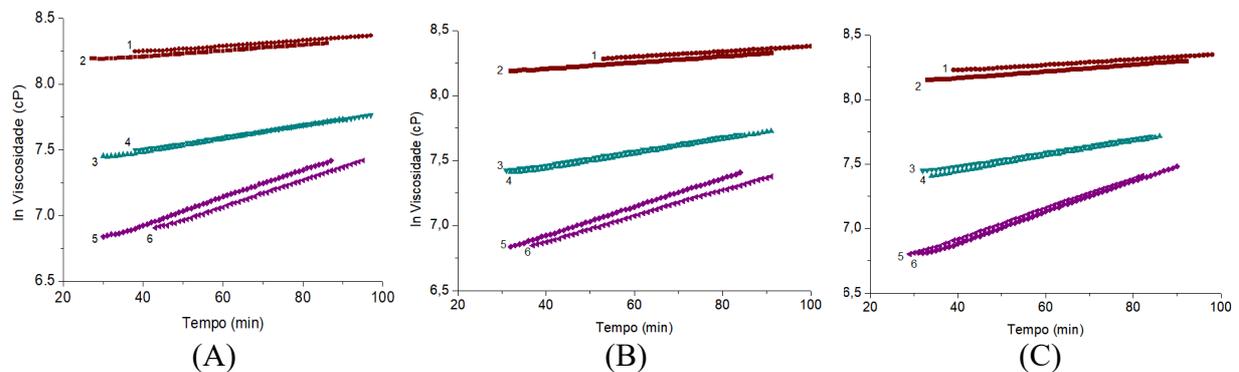
Solução-mãe	Temperatura (°C)	Velocidade (rpm)	Torque (%)	Viscosidade (cP)	Erro (cP)
Poly bd <sup>®</sup> R-45M*	23	12	34	7104	209
		20	57	7063	124
Poly bd <sup>®</sup> R-45M**	23	12	40	8250	206
		20	63	7925	126
Liquiflex-H	23	12	44	9125	207
		20	73	9100	125
Polyvest <sup>®</sup> HT	23	12	34	7167	210
		20	57	7125	125

\* Medida de viscosidade realizada em fevereiro de 2020.

\*\* Medida de viscosidade realizada em setembro de 2020.

Em termos de viscosidade absoluta, a resina comercial Polyvest<sup>®</sup> HT foi a que mais se aproximou da resina de grau militar (Poly bd<sup>®</sup> R-45M), ressaltando-se que a comercial Liquiflex-H foi produzida em 2008, portanto o efeito do consumo do antioxidante no aumento da viscosidade torna-se claramente mais evidente. Destacando-se ainda que, devido à pandemia, os ensaios com a Poly bd<sup>®</sup> R-45M foram realizados em dois períodos (fevereiro de 2020 e setembro de 2020) com diferença de, aproximadamente, seis meses entre eles. Assim, foi observado um ligeiro aumento no valor de viscosidade, possivelmente ocasionado pelo seu armazenamento em estufa, o que correspondeu a um envelhecimento acelerado, logo, propício à perda do antioxidante que foi incorporado durante sua produção.

Após as medidas de viscosidade das soluções-mães, os sistemas formados pela adição de IPDI às soluções-mães foram submetidos ao ensaio reológico, por meio de medidas de viscosidade durante o processo de cura inicial do poliuretano. Observou-se que o sistema Polyvest<sup>®</sup> HT/IPDI/DBTDL apresentou comportamento semelhante ao observado para os outros dois homopolímeros (Poly bd<sup>®</sup> R-45M e Liquiflex-H) e relatados anteriormente (Relatório Parcial 2020-2021). Deste modo, foi observada grande sensibilidade da variação de  $k$  com a temperatura e baixa interferência do aumento do valor de  $R$  no valor de  $k$ , em uma mesma temperatura, para o sistema Polyvest<sup>®</sup> HT/IPDI/DBTDL. Na Figura 2, são apresentadas as curvas linearizadas de viscosidade em função do tempo para cada razão molar estudada em diferentes temperaturas (30, 45 e 60 °C).

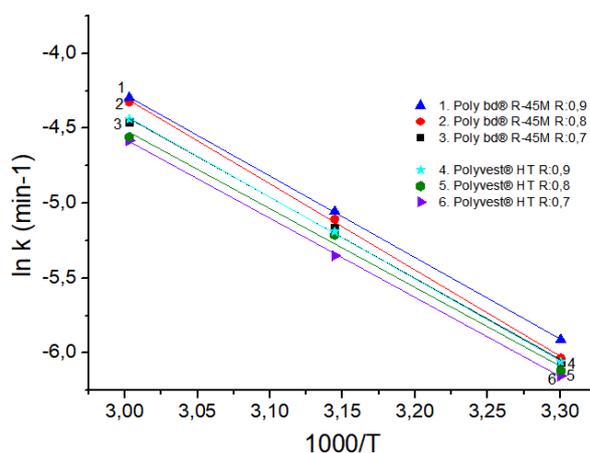


**Figura 2.** Variação da viscosidade no período inicial de cura para o sistema Polyvest<sup>®</sup> HT/IPDI/DBTDL. Razões molares: (A) 0,7; (B) 0,8; (C) 0,9. Temperaturas: (1) e (2) 30 °C; (3) e (4) 45 °C; (5) e (6) 60 °C.

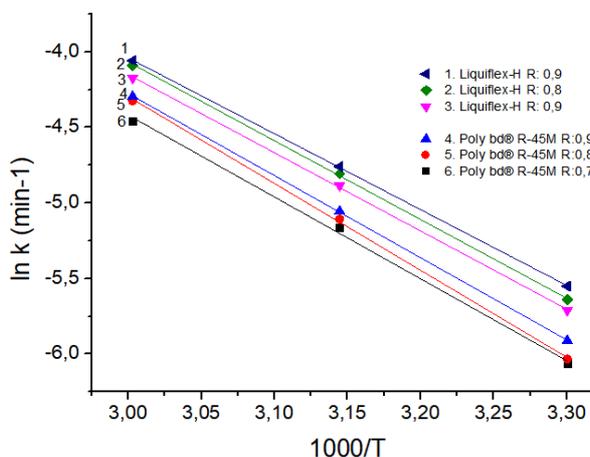
Os ensaios realizados em duplicatas (1 e 2; 3 e 4; 5 e 6) apresentaram comportamentos semelhantes para cada condição avaliada, de forma que procedimento experimental utilizado apresentou boa repetibilidade, assim como, foi observado nos sistemas anteriores estudados (Relatório Parcial 2020-2021). Nota-se também, a tendência do sistema polimérico em apresentar valores de viscosidade consideravelmente menores à medida que a temperatura de reação aumenta, de maneira que, para as razões molares estudadas, na mesma temperatura, os valores de viscosidade absolutos resultaram próximos (Figura 2).

Nas Figuras 3 e 4, podemos observar as regressões referentes à determinação da energia de ativação pela Equação de Arrhenius (Eq. 4). Nota-se em todas as condições de síntese para um mesmo homopolímero, uma proximidade entre as curvas, indicando a pouca interferência da razão molar, além do paralelismo entre as retas, o que indica certa proximidade entre os

valores da Energia de Ativação, como pode ser observado na Tabela 3, mostrada a seguir. Apenas a regressão obtida para R igual a 0,8 com PBLH Poly bd<sup>®</sup> R-45M (Figuras 3 e 4) não apresentou o mesmo paralelismo comentado acima. É possível que esse comportamento tenha sido ocasionado por diferenças de dosagem de IPDI.

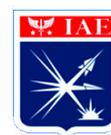


**Figura 3.** Determinação da energia de ativação para a reação inicial entre Poly bd<sup>®</sup> R-45M e IPDI (curvas 1 a 3) e entre Polyvest<sup>®</sup> HT e IPDI (curvas 4 a 6).



**Figura 4.** Determinação da energia de ativação para a reação entre Poly bd<sup>®</sup> R-45M e IPDI (curvas 4 a 6) e entre Liquiflex-H e IPDI (curvas 1 a 3).

A Tabela 3 resume todos os resultados obtidos durante o desenvolvimento do projeto (março de 2019 a agosto de 2021). Pode-se observar o efeito da temperatura e da razão molar (R) para os três sistemas estudados por meio dos valores da constante cinética do início da reação de formação das ligações uretânicas (valor de k). Também são apresentados os valores da energia de ativação (Ea) para cada valor de R nos três sistemas PBLH/IPDI/DBTDL.



**Tabela 3.** Efeito da temperatura e da razão molar na cinética da reação dos sistemas PBLH/IPDI//DBTDL.

Razão molar [NCO]/[OH]	PBLH	Temperatura (°C)	$k_1 \cdot 10^{-2}$ (min <sup>-1</sup> )	$k_2 \cdot 10^{-2}$ (min <sup>-1</sup> )	$k_{\text{médio}} \cdot 10^{-2}$ (min <sup>-1</sup> )	Energia de ativação (kJ · mol <sup>-1</sup> )
0,7	Poly bd <sup>®</sup> R-45M	30	0,238	0,227	0,232	45,0 ± 1,9
		45	0,566	0,581	0,573	
		60	1,091	1,232	1,161	
	Liquiflex- H	30	0,334	0,328	0,331	43,0 ± 0,7
		45	0,760	0,752	0,756	
		60	1,521	1,561	1,541	
	Polyvest <sup>®</sup> HT	30	0,213	0,212	0,212	43,9 ± 0,7
		45	0,490	0,460	0,475	
		60	1,045	1,004	1,024	
0,8	Poly bd <sup>®</sup> R-45M	30	0,241	0,239	0,240	47,8 ± 1,0
		45	0,585	0,627	0,606	
		60	1,325	1,323	1,324	
	Liquiflex- H	30	0,360	0,351	0,356	43,3 ± 0,7
		45	0,825	0,811	0,818	
		60	1,651	1,697	1,674	
	Polyvest <sup>®</sup> HT	30	0,237	0,204	0,220	43,0 ± 2,9
		45	0,557	0,533	0,545	
		60	1,102	0,995	1,048	
0,9	Poly bd <sup>®</sup> R-45M	30	0,274	0,269	0,271	45,2 ± 0,3
		45	0,636	0,640	0,638	
		60	1,309	1,417	1,363	
	Liquiflex- H	30	0,392	0,385	0,388	41,7 ± 0,3
		45	0,852	0,863	0,858	
		60	1,797	1,658	1,728	
	Polyvest <sup>®</sup> HT	30	0,257	0,210	0,234	43,0 ± 0,7
		45	0,591	0,533	0,545	
		60	1,193	1,171	1,182	

Dos três sistemas avaliados, o sistema Polyvest<sup>®</sup> HT/IPDI/DBTDL foi o que apresentou os menores valores de constante cinética de reação para todas as temperaturas e razões molares estudadas, o que implica em uma menor taxa inicial de aumento da viscosidade e, portanto, em um maior tempo de trabalhabilidade (*pot life*). Os valores de  $k$  obtidos com o PBLH Polyvest<sup>®</sup> HT foram os que mais se aproximaram dos valores de  $k$  obtidos com o PBLH de grau militar (Poly bd<sup>®</sup> R-45M), portanto, um resultado promissor para o objetivo do projeto.



Em contrapartida, quando se observa os valores de energia de ativação do sistema com a Polyvest<sup>®</sup> HT, nota-se que são ligeiramente inferiores ao do sistema com a Poly bd<sup>®</sup> R-45M, especialmente para os valores de R igual a 0,8 e 0,9, uma vez que o erro associado ao valor de  $E_a$  para o PBLH militar com R igual a 0,7 resultou muito elevado, dificultando a comparação. Adicionalmente, os valores de  $E_a$  para os dois homopolímeros de grau comercial resultaram similares, considerando o erro associado a cada valor, possivelmente por terem estruturas semelhantes entre si no que se refere a uma quantidade maior de hidroxilas secundárias quando comparada ao homopolímero de grau militar.

É importante salientar que o homopolímero de grau comercial Polyvest<sup>®</sup> HT corresponde ao de maior interesse nesse estudo, como possível substituto do Poly bd<sup>®</sup> R-45M, uma vez que é o produto de maior facilidade de aquisição no mercado internacional, dado que a Liquiflex-H, apesar de suas excelentes propriedades, não é mais produzida. Os dois homopolímeros apresentaram valores de  $E_a$  similares, considerando o erro das medidas e, esses valores foram ligeiramente mais baixos que os valores encontrados para o homopolímero militar.

Em um trabalho semelhante ao desenvolvido neste projeto, Sekkar et al.<sup>[6]</sup> estudaram a cinética de reação entre PBLH e diversos isocianatos. O PBLH utilizado foi produzido por Vikram Sarabhai Space Center (VSSC, Índia). Esses autores verificaram a influência da razão molar sobre o aumento da viscosidade, assim como o efeito da temperatura, de modo análogo ao que foi observado neste trabalho. Vale ressaltar que o trabalho de Sekkar et al.<sup>[6]</sup> avaliou a adição de diferentes diisocianatos ao PBLH para obtenção da energia de ativação, o que não foi realizado neste projeto. Ainda assim, comparando-se apenas os valores referentes ao uso do IPDI, observa-se que esses autores obtiveram valores bem próximos de  $E_a$  para o sistema PBLH/IPDI/DBTDL àqueles obtidos neste trabalho, ou seja, no estudo citado foi obtido o valor de 45,2 kJ/mol para razão molar estequiométrica ( $R=1$ ).

#### 4. Próximas Etapas

O presente relatório conclui o estudo de cerca de dois anos e meio, tendo atingido o objetivo inicial proposto. Com os resultados obtidos, pretende-se submeter um artigo científico. A renovação da bolsa não será solicitada.



## 5. Conclusões

Nos sistemas poliuretânicos estudados, ou seja, nos sistemas Poly bd<sup>®</sup> R-45M/IPDI/DBTDL, Liquiflex-H/IPDI/DBTDL e Polyvest<sup>®</sup> HT/IPDI/DBTDL, o parâmetro cinético  $k$  mostrou-se ser extremamente sensível à temperatura e pouco sensível à variação de razão molar, em um mesmo sistema. Logo, como já concluído em relatórios anteriores, um dos pontos principais para o controle do tempo de trabalhabilidade (*pot life*) do PSC deve ser o controle da temperatura de síntese, uma vez que esta interfere diretamente tanto na cinética de reação, quanto na viscosidade absoluta do propelente. Entretanto, a temperatura atua de forma concorrente, ou seja, o aumento da temperatura provoca o aumento da velocidade de reação e, portanto, da viscosidade, entretanto, provoca o abaixamento dos valores absolutos da viscosidade, o que favorece a extensão do tempo de *pot life*. Esse comportamento foi observado para os três sistemas estudados. Ainda comparando-se os sistemas propostos, foram obtidos comportamentos semelhantes quanto à energia de ativação, o que é um resultado favorável para a substituição do homopolímero de PBLH de grau militar pelo de grau comercial. O PBLH Polyvest<sup>®</sup> HT apresentou valores de  $k$  levemente menores quando comparados com os demais homopolímeros, indicando que esse homopolímero não deve apresentar dificuldades de processamento de propelente quanto ao *pot life*.

## Referências

- [1] Reis, R.I.; Shimote, W.K.; Pardini, L.C. Análise microscópica pós-queima do material do inserto da tubeita do motor-foguete a propelente sólido: conceituação teórica (Parte I). **Revista da UNIFA**, Rio de Janeiro, v. 31, n. 2, p. 6-18, 2018.
- [2] Clemente, M. **Desenvolvimento de tecnologia de pré-polímeros na síntese de poliuretanos empregados em combustíveis sólido e híbrido**. 2014. 86f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica), Instituto Tecnológico de Aeronáutica.
- [3] Villar, L.D.; Silva, R.F.; Resende, L.C. Envelhecimento termo-oxidativo do polibutadieno líquido hidroxilado (PBLH). In: CONGRESSO BRASILEIRO DE POLÍMEROS, 10, 2009, Fóz do Iguaçu. **Anais ... Fóz do Iguaçu**: ABPol, 2009.
- [4] Lucio, B.; de la Fuente, J.L. Rheokinetic analysis on the formation of metallo-polyurethanes based on hydroxyl-terminated polybutadiene. **J Ind Eng Chem**, v. 24, p. 166–173, 2015.
- [5] Sciamareli, J.; Takahashi, M.F.K.; Teixeira, J.M. Propelente sólido composto polibutadiênico: I-Influência do agente de ligação. **Quím Nova**, v. 25, n. 1, p. 107-110, 2002.
- [6] Sekkar, V.; Venkatachalam, S.; Ninan, K.N. Rheokinetic studies on the formation of urethane networks based on hydroxyl terminated polybutadiene. **Eur Polym J**, v. 38, p. 169-178, 2002.



## PIBIC/PIBITI-RELATÓRIO FINAL

Título do projeto de pesquisa: Análise Fluidodinâmica Computacional (CFD)  
Multifásica e Multicomponente aplicado a  
Engenharia de Poço e de Reservatório  
Bolsista: Filipe Eduardo Cunha de Souza  
Orientador(a): Yoshio Yamada  
Período a que se refere o relatório: Agosto de 2020 a Julho de 2021

### Resumo

O ferramental técnico utilizado é o *software* livre OpenFOAM e as análises constituem de avaliação dos modelos matemáticos empregados e casos testes utilizando código já implementado. Tendo em vista as físicas mais próximas das condições presentes em operações em poços de produção de petróleo, a modelagem implementada se mostrou adequada para condições em que o escoamento seja apenas completamente miscível ou imiscível, sendo proposta uma modelagem que combina as implementações presentes dando espaço para o desenvolvimento de uma modelagem aplicada a escoamentos multifásicos e multicomponentes.

### 1. Introdução

A Indústria de óleo e gás possui características que privilegiam o uso de métodos de simulação computacionais para a obtenção de soluções práticas, condições extremas de pressão em meios reativos ou ácidos reduzem o potencial para experimentos altamente controlados em laboratório que reproduzam condições reais. Outro aspecto é a escala de custo associado a implementação de tecnologias experimentais e risco com relação a perda de produção, criando um ambiente que almeja por soluções que nascem de um entendimento profundo das físicas e condições atuantes, cuja precisão e viabilidade para adaptação e implementação são inestimáveis.

O paralelo com a indústria Aeroespacial neste ponto é revelado, tendo sido levantados pontos muito próximos dos que resultaram no surgimento da ferramenta de fluidodinâmica computacional no setor aeronáutico em meados do século XX. Contudo neste caso há maior



interesse nos escoamentos internos, onde há transporte de múltiplas fases ou espécies de fluido interagindo entre si e com o ambiente da linha de produção e reservatório. Isto influi em operações como a perfuração, produção, manutenção, cimentação e revitalização de poços de petróleo, muitas vezes envolvendo a injeção de fluidos para dentro do poço, promovendo misturas e reações ou até mesmo como propulsor hidráulico, permitindo que altas concentrações cheguem a altas profundidades sem a necessidade de inundação completa da linha.

Os escoamentos presentes nestas condições são compostos de múltiplos componentes, frequentemente resultando na presença de múltiplas fases e de regiões cujas características reológicas são distintas devido à mistura de alguns destes componentes. Além disso, as características físico-químicas de poços produtores e injetores podem ser consideravelmente difíceis de se reproduzir ou antecipar, tornando o uso de ferramentas computacionais com capacidade de implementação de modelos matemáticos coerentes com o problema significativamente atraente, dessa maneira propõe-se uma modelagem tridimensional baseada em Fluidodinâmica Computacional, utilizando o Método de Volumes Finitos, para previsão de diversos cenários de escoamentos multifásicos e multicomponentes na indústria de óleo e gás.

## 2. Materiais e Métodos

Este estudo se utilizará do pacote de *solvers* numéricos OpenFOAM desenvolvido pelo professor Jasak [1] distribuído em sua versão 1812 com código e licença de uso livre. A aplicabilidade do software já foi constatada em estudos similares recentes como o de Rodríguez-O Campo [2], a ferramenta é mencionada em mais de 6 mil obras do acervo da Elsevier, sendo seu uso amplo na comunidade científica dada sua licença gratuita e alto potencial de customização.

Dentro do pacote estão implementadas aplicações denominadas *solvers* cuja função é a solução de equações diferenciais discretizadas, representativas da física predominante em diferentes tipos de escoamento e em diferentes setores da engenharia.

Considerando os escoamentos multifásicos e multicomponentes como objetos de interesse, serão avaliados e testados os diferentes *solvers* atualmente implementados e sob implementação. Esta análise constitui inicialmente da averiguação da modelagem

implementada, partindo para a realização de casos testes e de replicabilidade e culminando na realização de um caso que emule condições de um poço em operação.

A Figura 1 expõe os *solvers* de interesse em sua nomenclatura do software, as características da física modelada representam se há mistura de componentes ou se há permanência de uma interface discreta entre eles, um outro aspecto de interesse é a generalização quanto ao número de fluidos presentes no escoamento. A implementação informa se o *solver* é presente na versão utilizada, os *solvers* utilizados na análise neste trabalho são os *solver* mais genéricos *multiMixingInterFoam* e *compressibleMultiMixingInterFoam*.

**Figura 1:** Tipos de *Solvers* que são avaliados

<i>Solver</i>	Multifase	Multicomponente	Generalizado	Implementação
multiphaseInterFoam	Sim	Não	Sim	Presente no pacote
twoLiquidMixingFoam	Não	Sim	Não	Presente no pacote
multiMixingInterFoam	Sim	Sim	Sim	Implementação Própria
compressibleMultiMixingInterFoam	Sim	Sim	Sim	Implementação Própria

Uma característica importante dos *solvers* citados para o setor aeroespacial é a possibilidade de serem utilizados para inúmeras aplicações como: injeção de par propelente em injetores antes do processo de combustão, avaliação da permanência do filme de refrigeração em câmaras de combustão, simulação de processos de cavitação em sistemas de pressurização de linhas e etc.

A principal distinção do *solver* *compressibleMultiMixingInterFoam* está na implementação de físicas adicionais ao *multiMixingInterFoam*, sendo estas a compressibilidade do fluido e a adição de transporte de térmico, isto acompanha as bibliotecas nativas do OpenFOAM de equação de estado, permitindo a modelagem de comportamentos termo físicos como a variação das propriedades viscosidade ( $\mu$ ), a densidade ( $\rho$ ) e condutividade e difusividade térmicas ( $\kappa$  e  $\alpha$ ) para cada uma das fases ou concentrações de componentes.

## 2.1 Modelagem Matemática

Tendo em vista que a implementação do *solver* mais generalizado convém da união das físicas específicas modeladas nos demais, é conveniente avaliar as abordagens comuns aos

modelos distintos, presentes na modelagem no pacote, iniciando-se pela equação (1) a qual descreve a Continuidade que assume incompressibilidade.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = 0, \text{ e } \nabla \cdot \vec{U} = 0 \quad (1)$$

Os *solvers* também utilizam uma metodologia em comum denominada VOF (*Volume of Fluid*) que simplifica a equação de momento ao tratar dos diferentes fluidos como um único escoamento, introduzindo uma Equação de Fração de Fase, equação (2), onde  $\alpha$  representa a presença de cada fluido da interface para fluidos imiscíveis e permite a obtenção de propriedades referente a mistura de fases para fluidos miscíveis entre si por meio de uma média ponderada pela fração de fase.

$$\frac{\partial \alpha_k}{\partial t} + \vec{U} \cdot \nabla \alpha_k = 0 \quad (2)$$

Sendo o somatório das frações de fase de todos os componentes em uma mesma célula sempre igual à unidade.

A Equação do Momento Linear, equação (3), difere entre os casos com e sem miscibilidade, por meio da adição do termo de tensão superficial de interface  $F_{st}$ , que é calculado a partir da tensão superficial ( $\sigma$ ) nas regiões onde há gradiente de  $\alpha$ , ou seja, que constituem zona de interface.

$$F_{st} = \sigma \left( -\nabla \cdot \frac{\nabla \alpha}{|\nabla \alpha|} \right) \nabla \alpha \quad (3)$$

Desta forma, a Equação do Momento Linear, equação (4), para fluidos imiscíveis é a composição da Equação de Navier-Stokes com as propriedades do fluido ponderadas por  $\alpha$  entre os fluidos, com adição do termo interfacial.

$$\frac{\partial \rho \vec{U}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} \vec{U}) = -\nabla p_{rgh} - g \cdot h \nabla \rho + \nabla \cdot T + F_{st} \quad (4)$$

Sendo  $h$  a altura de referência e  $T$  é o tensor de tensão viscosa equacionado na equação (5).

$$T = \nu \left( \nabla \vec{U} + \nabla \vec{U}^T \right) \quad (5)$$

No caso da modelagem imiscível do *solver multiphaseInterFoam* também está presente um termo de compressão da interface, referente ao sugerido por Henrik Rusche [3], este termo transforma a Equação de Fração de Fase, equação (6), com a introdução de um termo associada a velocidade relativa entre as fases ( $\vec{U}_{rkj}$ ), para maior estabilidade da interface.

$$\frac{\partial \alpha_k}{\partial t} + \vec{U} \cdot \nabla \alpha_k + \sum_{k \neq j}^{nf} [\nabla \cdot (\alpha_k \alpha_j \vec{U}_{rkj})] = 0 \quad (6)$$

No caso da modelagem miscível do *solver twoLiquidMixingFoam* também há um novo termo, equação (7), representativo da difusão entre componentes, de maneira que  $D_k$  seja a difusividade molecular e  $\nu_t$  e  $Sc_t$  a viscosidade cinemática e número e Schmidt turbulentos, respectivamente.

$$\frac{\partial \alpha_k}{\partial t} + \vec{U} \cdot \nabla \alpha_k = \nabla \cdot \left( \left( D_k + \frac{\nu_t}{Sc_t} \right) \nabla \alpha_k \right) \quad (7)$$

Estas modelagens básicas não são aplicáveis a condições de escoamento mais específicas como é o caso do escoamento ilustrado na Figura 2, que apresenta uma imagem de um experimento de um injetor centrífugo adotado em sistemas propulsivos, pois a metodologia VoF é inadequada para escoamentos dispersos em que os volumes de fase atingem escalas microscópicas, comportando-se mais como partículas em meio ao escoamento.

**Figura 2:** Avaliação experimental de um injetor de combustível, Vásquez [4].



## 2.2 Modelagem Miscível e Imiscível

O presente trabalho implementou as modelagens multifásica e multicomponente dentro de um único *solver*, permitindo a utilização de ambas as modelagens para escoamentos mais complexos.

Tomando como base o código do *solver multiphaseInterFoam*, que é genérico e traz consigo a modelagem multifásica, basta introduzir o equacionamento multicomponente presente no *solver twoLiquidMixingFoam* e configurar uma mudança de modelagem para fluidos específicos.

Para o caso em que se deseja a interação entre os múltiplos fluidos miscíveis e imiscíveis entre si adota-se no código uma *flag* (M) que indica quais fluidos são miscíveis, esta *flag*

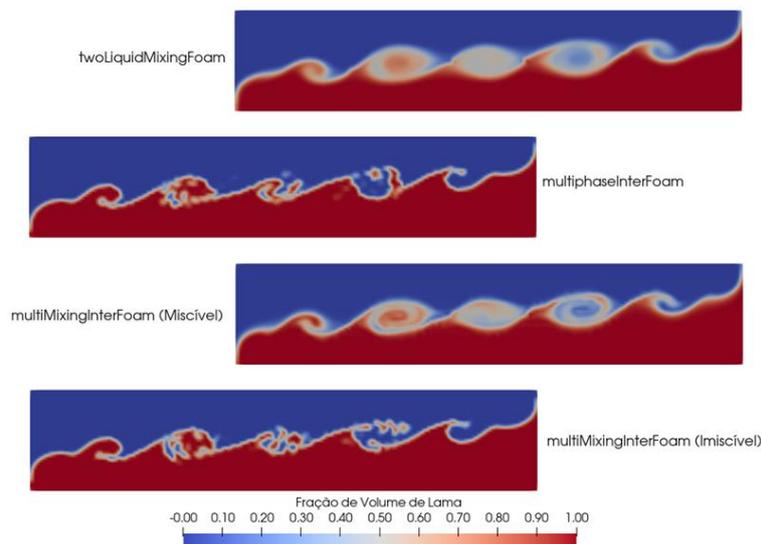
indica ao *solver* qual equação de fração de fase utilizar nas regiões de interação entre os fluidos, assumindo que seu valor seja 1 para fluidos miscíveis e 0 para fluidos imiscíveis, dada as limitações deste tipo de implementação, foi retirado do código o termo de compressão de interface, terminando na modelagem descrita na equação como consta na equação 8.

$$\frac{\partial \alpha_k}{\partial t} + \vec{U} \cdot \nabla \alpha_k = M * \nabla \cdot \left( \left( D_k + \frac{v_t}{Sc_t} \right) \nabla \alpha_k \right) \quad (8)$$

Para tanto, esta variável M deve ser definida pelo usuário, de maneira que sejam conhecidas quais interações fluidas resultam em mistura e quais resultam na formação de uma interface discreta.

Visando ilustrar as capacidades deste *solver* implementado realizou-se um teste comparativo entre os *solver*, em uma simulação de inversão por densidade de fases de água e lama (massa específica 1% maior), sendo apresentado a seguir na Figura 3.

**Figura 3:** Comparação entre os múltiplos *solvers* para escoamento multicomponente.



O teste apresentado revela que o *solver* já é capaz de representar, ao menos visualmente, os efeitos de transporte de fase e espécie quando comparados com os *solver* presentes no OpenFOAM.

O próximo teste consistiu na realização uma operação de bombeio de múltiplos fluidos, reproduzindo condições de operação em linhas e poços de petróleo. O teste apresenta uma sequência de bombeio ilustrativa de um processo de cimentação, cujos fluidos e vazões são apresentados na Figura 4. Em domínio bidimensional, o teste é importante para avaliar

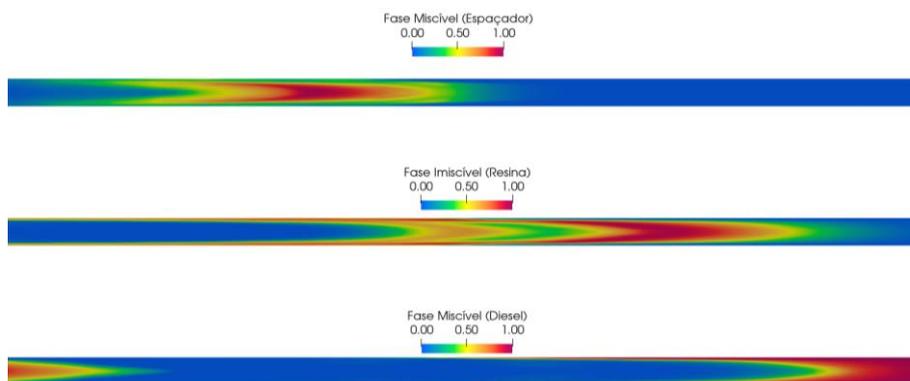
o comportamento dinâmico do modelo implementado em escoamentos onde uma fração dos fluidos seja imiscível.

**Figura 4:** Dados da simulação de bombeio

Fluido	Mistura	Início do Bombeio [s]	Vazão [m <sup>3</sup> /s]
Diesel	Miscível	16	0,01
Lavador	Miscível	0	0,01
Resina	Imiscível	3-10	0,013-0,0145
Cimento	Miscível	8	0,01
Espaçador	Miscível	12	0,0145
Água	Miscível	14	0,0145

Observa-se pelo Figura 5 a interação entre o fluido Imiscível e as Fases de mistura com o fluido Espaçador e Diesel, acima e abaixo respectivamente. Pode-se observar que em situação de bombeio há perda da boa resolução da interface, possivelmente ligado a remoção do termo de compressão da interface da equação de fase, mas ainda assim é possível identificar a formação de uma extensa camada de resina viscosa nas paredes do domínio, representando escoamento bifásico na configuração de anular, que permanece discernível apesar das baixas concentrações e desenvolvimento do escoamento.

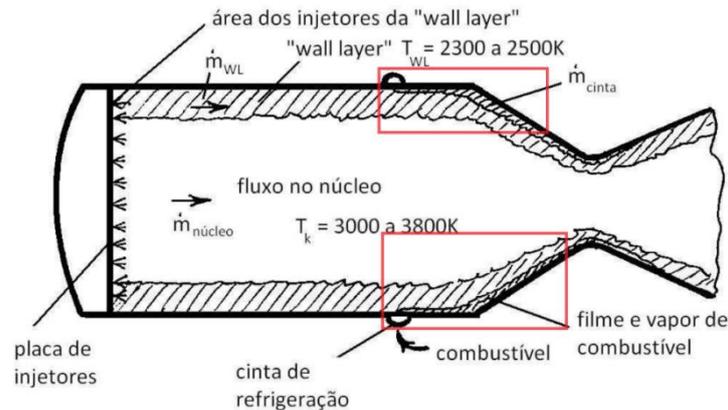
**Figura 5:** Resultados da simulação de bombeio.



Enquanto que este teste não traz diretamente nenhuma aplicação fora das operações em poços e linhas de produção de petróleo, ele apresenta algumas das limitações com a estratégia adotada, especialmente para o caso em que a resolução da interface fluida seja de interesse crítico para a análise computacional.

O segundo teste envolvia uma potencial aplicação do *solver* na indústria aeroespacial, no que se refere a predição da espessura de filme de fluido sobre a parede de câmaras de combustão de turbinas, relevante para o problema de refrigeração da câmara, como observável na Figura 6.

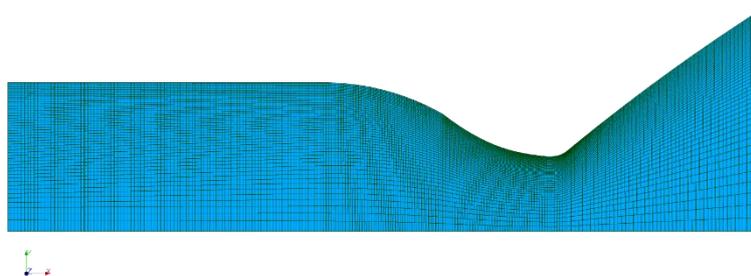
**Figura 6:** Desenho ilustrativo dos filmes de refrigeração



No trabalho de Silva [5] ele apresentou resultados de investigação deste método de refrigeração onde analisou experimentalmente o filme formado pelo líquido que escoa pela parede interna da câmara de combustão.

Sendo assim, para início deste estudo foi produzida uma malha computacional no formato *wedge* bidimensional, que representa uma fatia da seção longitudinal da região de interesse de uma câmara de combustão extrudada em 5 graus em relação ao eixo central da câmara. A aparência final da malha pode ser observada na Figura 7 **Error! Reference source not found.**

**Figura 7:** Malha do domínio computacional usado na simulação.

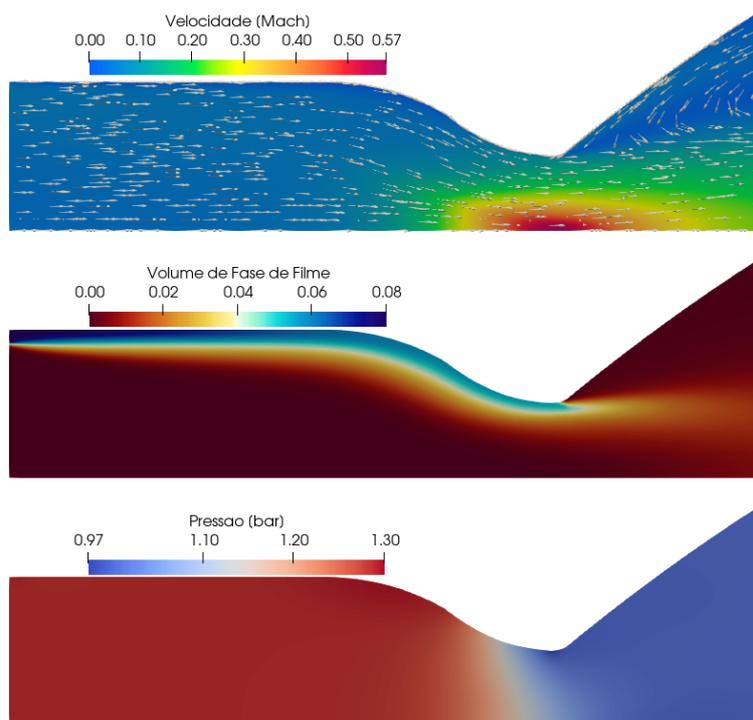


Uma simulação subsônica foi realizada inicialmente para avaliar o comportamento do *solver* em seu estado atual. Os parâmetros de entrada deste teste como as propriedades do fluido

combustível e o fluxo mássico de combustível estimado foram estimados de Almeida [2] de maneira que considerou o escoamento constituído de ar atmosférico e o filme líquido composto de querosene, enquanto que as propriedades dos demais fluidos e condições de contorno atmosférico foram extraídas do trabalho de Vasques [4] .

Foi feita então a simulação considerando o caso em que a fase líquida se difunde na fase gasosa, cujos resultados são observáveis na Figura 8 **Error! Reference source not found.**

**Figura 8:** Resultados da avaliação do escoamento multicomponente para câmara de empuxo.



O *solver* se mostrou-se capaz de encontrar uma solução para este caso, tendo alcançado estado estacionário em 0,4 [s]. Neste caso não houve difusão suficiente do filme líquido, que faz sentido tendo em vista o escoamento subsônico sobre todo o domínio.

A estratégia *wedge* bidimensional acabou resultando em uma severa influência da incidência de volume líquido no interior da garganta, resultando em um estrangulamento proporcionando elevadas velocidades. Os resultados obtidos neste último teste serviram de motivação para o desenvolvimento do *solver multiMixingInterFoam* em sua forma mais ampla, *compressibleMultiMixingInterFoam*.

### 2.3 Implementação de Compressibilidade e Temperatura

A implementação destas físicas seguiu lógica semelhante a implementação anterior, tomando como ponto de partida um *solver* multifásico compressível já presente no pacote OpenFOAM adicionando sobre este a física multicomponente.

O *solver* escolhido como base foi o *compressibleMultiphaseInterFoam*, presente no pacote desde sua primeira versão anual em 2016. Este *solver* modela o transporte de momento linear de maneira idêntica ao *multiphaseInterFoam* apresentado anteriormente, sendo suas duas diferenças envolvendo a equação de balanço de energia térmica e adição do termo transiente na equação da continuidade, o que resultará fechamento do sistema de equações de pressão e velocidade, cuja solução se dará por meio de algoritmos sequenciais (Holzman [7]), e não de acoplamento Pressão-Velocidade.

A equação de balanço térmico é apresentada na Equação (9). A modelagem multifásica para a temperatura (T) deve considerar não apenas as propriedades de cada uma das fases tão como da mistura, inclusive em regiões de interface computacional, estas propriedades estão atreladas ao volume de cada fase na célula ( $\alpha_k$ ), além da conversão direta da energia cinética (K) para térmica por meio de trabalho.

$$\frac{\partial(\rho T)}{\partial t} + \nabla \cdot \sum_{k=1}^{nf} [\alpha_k \rho_k \phi] T + \nabla \phi \bar{U}_p + \sum_{k=1}^{nf} \left[ \frac{\alpha_k}{Cv_k} \left( \frac{\partial(\rho K)}{\partial t} + \nabla \cdot \alpha_k \rho_k \phi K \right) \right] = \alpha_{eff} \nabla^2(T) \quad (9)$$

### 3. Resultados

A reprodução do segundo teste (câmara de combustão) se mostrou imensamente instável com o *solver compressibleMultiMixingInterFoam*, sendo que testes realizados com o *solver* base (*compressibleMultiphaseInterFoam*) apresentaram comportamento semelhante, que sugere a conclusão de que o *solver* é inadequado para reprodução de escoamentos supersônicos. Considerando isto os esforços foram voltados para a validação do modelo multicomponente implementado nas duas versões de *solver* apresentadas neste trabalho.

#### 3.1 Validação Analítica

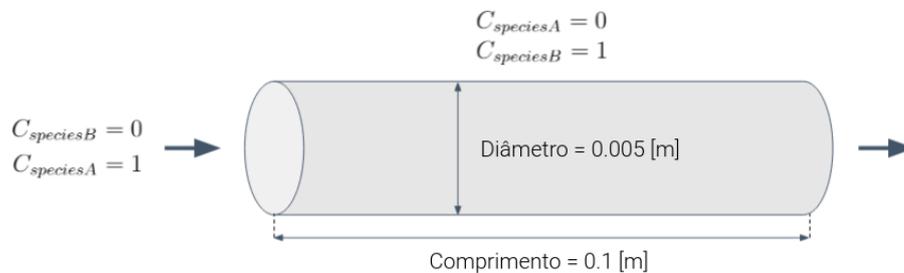
A primeira validação foi feita considerando-se um dos casos analíticos propostos no livro de Crawford [8], o caso consiste no escoamento permanente em um duto e o mesmo também foi utilizado para a validação multicomponente do software ANSYS Fluent. O software comercial ANSYS Fluent será usado como referência nas validações, dada a escassez de recursos bibliográficos de referência para escoamentos multicomponentes.

O escoamento se dá com velocidade fixa em um dos lados (*inlet*) e pressão fixa no outro lado (*outlet*) e se encontra no estado permanente. No *inlet* a fração volumétrica de uma das espécies é 1 enquanto nas paredes a fração volumétrica da outra espécie é 1. Ambas espécies são exatamente iguais em densidade de 1 [kg/m<sup>3</sup>] e viscosidade de 1e-05 [Pa.s]. A difusividade é de 1.43e-05 [m<sup>2</sup>/s]. As condições de contorno e o diagrama do caso podem ser vistos nas Figuras 9 e 10.

**Figura 9:** Condições de Contorno do Caso Analítico.

Grandeza	Inlet	Outlet	Parede
$u$ [m/s]	(1,0,0)	$\nabla \mathbf{u} \cdot \mathbf{n} = (0, 0, 0)$	(0,0,0)
$p_{rgh}$ [Pa]	$\nabla p_{rgh} \cdot \mathbf{n} = 0$	$1 \times 10^5$	$\nabla p_{rgh} \cdot \mathbf{n} = 0$
$C_{speciesA}$	1	$\nabla C_{speciesA} \cdot \mathbf{n} = 0$	0
$C_{speciesB}$	0	$\nabla C_{speciesA} \cdot \mathbf{n} = 0$	1

**Figura 10:** Diagrama do Caso.



Realizado o caso, é possível notar por meio da Figura 11 que o transporte de fase no sentido radial é idêntico entre os *solvers* multicomponentes apresentados até então.

**Figura 11:** Visualização da Reprodução do caso analítico.



Este fato fica mais evidente quando extraídas as concentrações, apresentadas na tabela comparativa na Figura 12 para os casos bicomponente (*twoLiquidMixingFoam*) e utilizando os *solvers* multicomponentes do software ANSYS Fluent.

**Figura 12:** Resultados Obtidos para a modelagem multicomponente do *solver multiMixingInterFoam*.

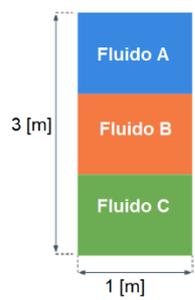
Posição axial [m]	Analítico	OpenFOAM bicomponente	ANSYS Fluent	OpenFOAM multicomponente	Razão multicomponente - analítico	Erro relativo multicomponente - analítico
0,01	0,8225	0,8226	0,8223	0,8229	1,0005	0,049%
0,02	0,7308	0,7308	0,7307	0,7311	1,0004	0,041%
0,03	0,6593	0,6592	0,6592	0,6595	1,0003	0,030%
0,04	0,5992	0,5991	0,5991	0,5994	1,0003	0,033%
0,05	0,5469	0,5469	0,5469	0,5471	1,0004	0,037%
0,06	0,5006	0,5005	0,5006	0,5005	0,9998	0,020%
0,07	0,4589	0,4589	0,4591	0,4589	1,0000	0,000%
0,08	0,4212	0,4212	0,4214	0,4212	1,0000	0,000%
0,09	0,3869	0,3869	0,3871	0,3869	1,0000	0,000%
0,1	0,3555	0,3555	0,3558	0,3556	1,0003	0,028%

### 3.2 Validação Comparativa

As comparações simuladas contra o Fluent tiveram como objetivo verificar tanto o processo de análise de convergência de resíduos quanto o processo de convergência de malha. Por fim também pode ser feita uma comparação dos resultados em ambos os *softwares*.

A primeira verificação feita foi para o caso multicomponente mais simples, no qual ocorre somente difusão em um caso trifásico, com diagrama e condições de contorno apresentadas na Figura 13. Os fluidos A, B e C são exatamente iguais em densidade de 1000 [kg/m<sup>3</sup>] e viscosidade 0.001 [Pa.s]. A difusividade é de 1e-03 [m<sup>2</sup>/s] e o tempo final de simulação foi 200 [s].

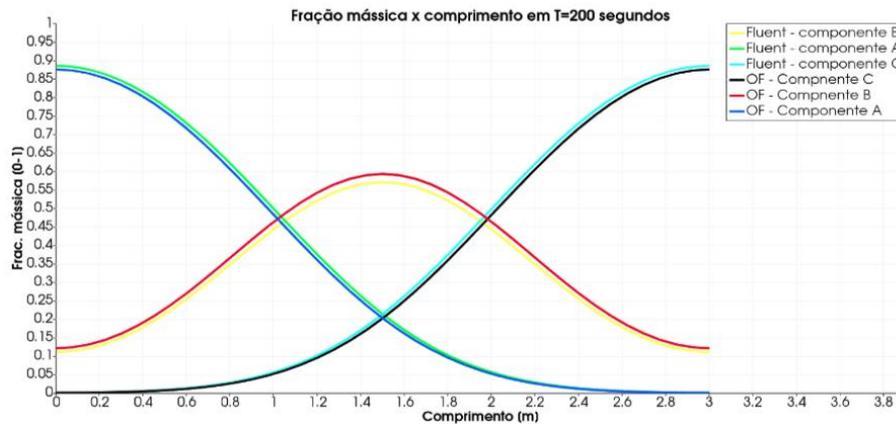
**Figura 13:** Diagrama do primeiro caso comparativo e condições de contorno.

	Grandeza	Parede
	$u$ [m/s]	$\nabla \mathbf{u} \cdot \mathbf{n} = (0, 0, 0)$
	$p_{rgh}$ [Pa]	$\nabla p_{rgh} \cdot \mathbf{n} = 0$
	$C_{speciesA}$	$\nabla C_{speciesA} \cdot \mathbf{n} = 0$
	$C_{speciesB}$	$\nabla C_{speciesB} \cdot \mathbf{n} = 0$
$C_{speciesC}$	$\nabla C_{speciesC} \cdot \mathbf{n} = 0$	

Todas as paredes são somente barreiras, com condição de gradiente zero para todas grandezas. O objetivo é impor as condições iniciais de concentração de cada espécie e simular apenas com efeitos de difusão. Não há efeito da gravidade no caso.

O gráfico na Figura 14 compara os resultados obtidos com o *multiMixingInterFoam* no OpenFOAM e o *solver* multicomponente do Fluent.

**Figura 14:** Gráfico com os resultados do primeiro caso comparativo.



O segundo caso elaborado para a verificação do *solver* consiste de um fluido empurrando outros em uma tubulação, para uma simulação com simetria radial, com o diagrama do caso apresentado na Figura 15. O objetivo é avaliar o comportamento do *solver* em um caso com advecção e difusão. Os fluidos A, B e C são exatamente iguais, com massa específica de 1000 [kg/m<sup>3</sup>] e viscosidade de 0.001 [Pa.s]. A difusividade é de 1e-06 [m<sup>2</sup>/s]. Somente o fluido A é injetado, os outros são configurados como condição inicial no domínio seguindo as condições de contorno apresentadas na Figura 16.

**Figura 15:** Diagrama do segundo caso comparativo.

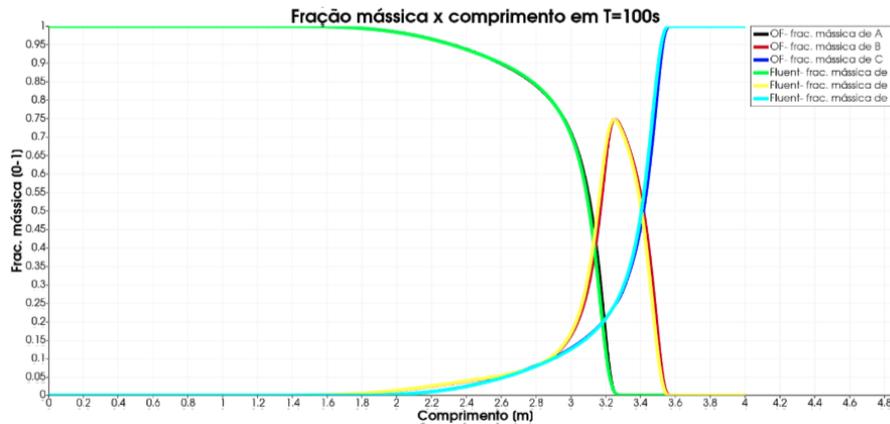


**Figura 16:** Condições de contorno do segundo caso comparativo

Grandeza	Inlet	Outlet	Parede
$u$ [m/s]	(0.003,0,0)	$\nabla \mathbf{u} \cdot \mathbf{n} = (0, 0, 0)$	(0,0,0)
$p_{rgh}$ [Pa]	$\nabla p_{rgh} \cdot \mathbf{n} = 0$	$1 \times 10^5$	$\nabla p_{rgh} \cdot \mathbf{n} = 0$
$C_{speciesA}$	1	$\nabla C_{speciesA} \cdot \mathbf{n} = 0$	$\nabla C_{speciesA} \cdot \mathbf{n} = 0$
$C_{speciesB}$	0	$\nabla C_{speciesB} \cdot \mathbf{n} = 0$	$\nabla C_{speciesB} \cdot \mathbf{n} = 0$
$C_{speciesC}$	0	$\nabla C_{speciesC} \cdot \mathbf{n} = 0$	$\nabla C_{speciesC} \cdot \mathbf{n} = 0$

Com a realização deste caso, é possível avaliar o desempenho do *solver* comparativamente ao do software ANSYS Fluent, apresentado no gráfico da Figura 17.

**Figura 17:** Condições de contorno do segundo caso comparativo.



#### 4. Próximas Etapas

Tendo em vista que o principal problema encontrado com relação ao desenvolvimento da pesquisa foi a robustez do código base, seria necessário um diagnóstico seguido de novas implementações nos *solvers* utilizados como base ou substituição por *solvers* mais adequados para escoamentos sônicos.

#### 5. Conclusões

Em sua etapa atual o *solver multiMixingInterFoam* já se mostra aplicável a físicas multifásica e multicomponente, tendo suas capacidades com relação a física multicomponente tendo sido validadas nesta pesquisa.

Apesar do seu potencial ter sido reduzido dado instabilidades numéricas de natureza desconhecida provenientes das interações entre as componentes internas da programação do código, tornando o uso do *compressibleMultiMixingInterFoam* em sua forma atual inadequado para a maioria dos casos que escapam a aplicação do *solver* de física menos generalizada a metodologia utilizada se mostrou adequada para a expansão de *solvers* existentes com a adição de novas físicas para algoritmos mais simples.



## Referências

- [1] H. Rusche, Computational Fluid Dynamics of Dispersed Two-phase Flows at High Phase Fractions, 2003.
- [2] D. e. K. K. Almeida, Teoria e Cálculo de Motores Foguete a Propelente Líquido, apostila de estudos, Divisão de Propulsão Espacial, 2012.
- [3] P. E. Rodríguez-Ocampo, “CFD Simulations of Multiphase Flows: Interaction of Miscible Liquids with Different Temperatures,” , 2020. .
- [4] R. A. Vásquez, “Desenvolvimento de um Injetor Centrífugo Dual para Biocombustíveis Líquidos,” 2011.
- [5] F. L. A. F. e. A. F. S. C. Marchi, “Solução Numérica de Escoamento em Motor Foguete com Refrigeração Regenerativa,” *XXI CILAMCE*, 2021.
- [6] L. A. Silva, “, Investigação da Distribuição do Filme de Refrigeração em um Motor-Foguete à propulsão Líquida,” vol. 3, *J. Aerosp. Technol Manag.*, 2011.
- [7] L. A. Silva, “, Investigação da Distribuição do Film Cooling em um Motor Foguete a Propelente Líquido de 75 kN de Empuxo,” 2009.
- [8] W. K. a. M. Crawford, *Convective Heat and Mass Transfer*. 3rd Edition., New York, NY. : McGraw-Hill Book Co., Inc., 1993.
- [9] T. Holzmann, *Mathematics, Numerics, Derivations and OpenFOAM*, 2019.
- [10] H. Jasak, *Error analysis and estimatio for the Volume Finite Method with applications to fluid flows*, 1996.
- [11] P. E. Rodríguez-Ocampo, *CFD Simulations of Multiphase Flows: Interaction of Miscible Liquids with Different Temperatures*, 2020.



## RELATÓRIO FINAL- PIBIC/PIBITI

Título do projeto de pesquisa: Estimativa das alturas da Camada Limite Noturna em São Jose dos Campos e no Centro de Lançamento de Alcântara (CLA).

Bolsista: Gabriele Heloísa Augusto de Souza

Orientador (a): Cleber Souza Correa

Período a que se refere o relatório: Setembro de 2020 a Agosto de 2021

### Resumo

A Camada Limite Planetária (CLP) é a região mais baixa da atmosfera tendo uma interação direta entre a superfície e a atmosfera. Desta região de interação turbulenta, apresenta fluxos verticais de energia, momentum e propriedades escalares que se alteram de um dia para outro, modificando a dinâmica e a termodinâmica das circulações atmosféricas. Esta estrutura vertical da CLP próxima da superfície pode ser classificada em três tipos diferentes de Camadas Limites Planetárias: a Camada Limite Neutra (CLN) que tem o fluxo de calor sensível e latente próximo a zero; Camada Limite Convectiva (CLC) na qual o fluxo de calor sensível e latente é dado da superfície para a atmosfera sendo positivo, ocorre durante o dia e a Camada Limite Planetária (CLP) noturna, que se divide em dois tipos de resfriamento, o turbulento (Turbulenta) ou o radiativo (Estável). Os dados coletados deste trabalho ocorreram durante a CLP noturna, formada quando o fluxo de calor sensível e latente é dado da atmosfera para a superfície. A CLP noturna necessita a existência de um resfriamento significativo, céu sem nuvens, baixa umidade e ventos fracos (resfriamento radiativo) ou fortes (resfriamento turbulento), normalmente estas condições são encontradas durante o período noturno em todas as regiões do planeta. Estudos sobre a CLP são de grande importância meteorológica, pois partes significantes dos processos físicos atmosféricos ocorrem dentro desta região, e por consequência, podem afetar as atividades humanas, mais especificamente as atividades de meteorologia aeroespacial. Neste trabalho foi realizada a estimativa de algumas variáveis físicas atmosféricas, para caracterizar o tipo perfil atmosférico nas regiões de estudo. Usou-se o perfil da temperatura potencial e os dados do perfil vertical do vento obtidos por radiossondagens para calcular o perfil do número de



Richardson. Portanto, com bases nas análises e estimativas descritas foi identificado preliminarmente que a altura da CLP noturna de São José dos Campos, foi maior que a de CLP noturna de Alcântara, o resfriamento da superfície do planeta é muito complexo, em parte é função da latitude e de outros aspectos físicos associados.

Palavras-chave: Camada Limite Planetária, Camada Limite Noturna, Número de Richardson.

## 1. Introdução

A Camada Limite Planetária (CLP) é definida pela região mais baixa da atmosfera [1]. Possuindo uma interação direta com a superfície da Terra [5] e esta relação causa a troca de energia e de fluxos verticais como momentum e propriedades escalares em um período de 24 horas [3]. Com estes fluxos ocorrem modificações na dinâmica e termodinâmica das circulações da atmosfera e atuam em larga escala e mesoescala. Apresenta a influência da interação com diferentes tipos de superfícies e de relevo, pois a superfície da terra não é homogênea, tendo variações do tipo de solo e de superfícies líquidas, como lagos e oceanos, também apresentando variações no tempo e espaço.

A CLP é classificada conforme suas forçantes sendo Camada Limite Convectiva, Camada Limite Neutra e Camada Limite Planetária noturna. A primeira ocorre quando o fluxo de calor sensível e latente é dado da superfície para a atmosfera sendo assim um fluxo positivo. O segundo é quando o fluxo de calor sensível e latente apresenta valores próximos a zero. E o terceiro que na literatura é citado como estável ou noturna, tendo um grande enfoque neste trabalho, pois tem sua formação quando o fluxo de calor sensível e latente é dado da atmosfera para a superfície, ocorrendo um fluxo negativo. Geralmente está camada precisa de um resfriamento, céu sem nuvens, baixa umidade e ventos fracos (estável), no entanto e também pode ser turbulenta com ventos fortes. A CLP possui variações diárias conforme visto por [3], pois ao longo do dia a insolação solar varia, afetando diretamente e inversamente a camada [12]. Também apresenta variações no decorrer das estações do ano, pois a Terra possui uma inclinação com um ângulo de  $23^{\circ} 27'$  em relação a seu próprio eixo com isso a quantidade de incidência não é igual.

Contudo são de extrema importância o estudo das variações das camadas limites planetários e estimar a sua altura, pois com isso é possível realizar análises e estudos meteorológicos que permitam reconhecer o comportamento físico e conseqüentemente aplicá-lo nas atividades de



meteorologia aeroespacial, como exemplo a dispersão da pluma dos lançamentos dos foguetes. Outros trabalhos científicos abordam o uso das informações de CLP como [4], [6], [8], [9], [10], [11] e [13].

Portanto este trabalho tem como objetivo estimar as diferentes alturas físicas da camada limite planetária noturna, pois com isso será possível analisar, fatores físicos da dispersão da pluma do foguete, que é de grande importância aeroespacial na região de Alcântara, além de visualizar a diferença nas alturas da camada limite noturna em uma região tropical e subtropical em latitudes médias. Isto se dará por meio da metodologia do Número de Richardson, que permite classificar os perfis verticais por radiossondagens realizadas em São José dos Campos e no Centro de Lançamento de Alcântara.

## 2. Materiais e Métodos

Para o presente trabalho foram utilizados os dados de radiossondagem da região de Alcântara, Maranhão, e da região de São José dos Campos, São Paulo. Foi realizado o presente trabalho nestas regiões, pois Alcântara é um município da região metropolitana de São Luís e tem um centro aeroespacial na qual são lançados foguetes para missões brasileiras. São José dos Campos é a sede da região metropolitana do Vale do Paraíba e Litoral Norte, tendo a Usina Cel. Abner, pertencente ao Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial, onde são realizados testes com foguetes. Portanto é de extrema importância estimar a CLP noturna destas regiões, para fins de conhecimento e é uma informação estratégica com inúmeras aplicações na área de meteorologia aeroespacial. As radiossondagens foram realizadas no Centro de Lançamento de Alcântara e no sítio de Observação de Fenômenos Atmosféricos (OFA) da Divisão de Ciências Atmosféricas (ACA). A radiossondagem é um sistema, no qual é composto por um balão atmosférico e de sensores que são lançados na atmosfera livre, coletando dados meteorológicos. Estes dados continham ano, mês, dia, minuto, altitude, temperatura e velocidade. Foi escolhida para realizar as estimativas em Alcântara, a radiossondagem em dias aleatórios no decorrer do ano de 2014, para se ter uma estimativa de variabilidade anual. Na OFA foram utilizados dados coletados no mês de agosto de 2020 por uma campanha de treinamento do pessoal técnico da ACA. Os dados das radiossondagens foram coletados e trabalhados para ser obtida a temperatura potencial ( ) que teria se fosse reduzido a parcela de ar seco até a pressão padrão de 1000 hPa, a transformação foi realizada pela Equação 1:



$$\theta = T * \left(\frac{1000}{P}\right)^{\frac{R_d}{c_p}} \quad (1)$$

Sendo  $c_p$  é o calor específico do ar seco em pressão constante,  $R_d$  é a razão entre  $R^*$  /  $m_d$ , sendo  $R^*$  a constante universal dos gases e  $m_d$  o peso molecular efetivo do ar seco. A razão  $R_d / c_p$  para o ar seco é 2/7.

Porém não se tem a pressão atmosférica (P) diretamente por isso foi necessário estimar utilizando a pressão atmosférica em níveis de altura correspondente como foi realizado por [2] utilizando a formula barométrica diferencial para pequenas diferenças, mostrado na Equação 2:

$$dZ = K * T * \frac{dP}{P^1} \quad (2)$$

No qual dZ é a diferença de alturas entre os níveis das pressões em P1 e P2, T é a temperatura em Kelvin, P1 é o nível de referência de pressão e dP é a diferença de pressão entre os níveis P1 e P2. Tendo estes valores interpolados foi realizada a segunda parte da pesquisa que consiste em estimar o número de Richardson, este realiza as derivadas parciais que serão calculadas por diferenças finitas, nos pontos verticais do perfil das radiossondagens. Resultando na seguinte Equação 3:

$$Ri = \frac{g}{\theta} * \frac{\Delta\theta * \Delta U}{(\Delta U)^2} \quad (3)$$

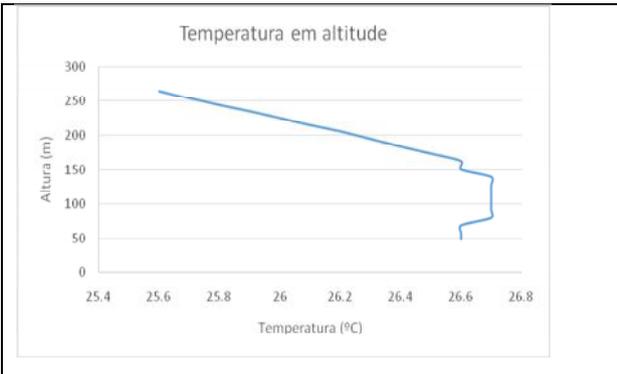
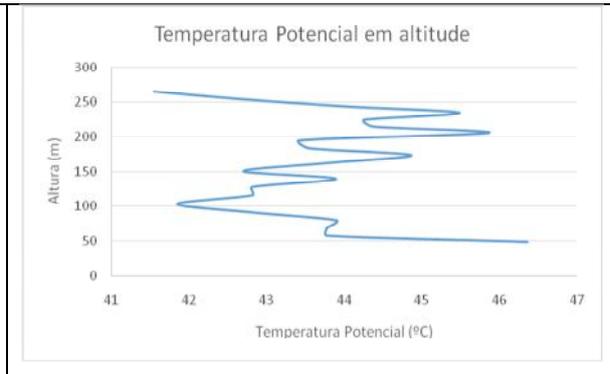
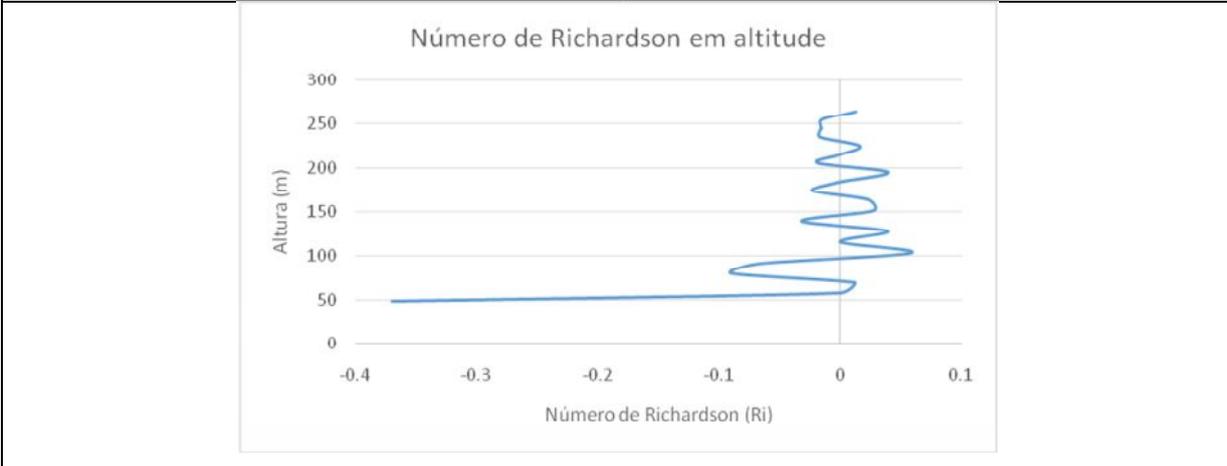
Em que, g é a aceleração da gravidade,  $\theta$  médio é a temperatura potencial média da camada,  $\Delta\theta$  e  $\Delta U$  são respectivamente as diferenças da temperatura potencial e da velocidade estimadas nas espessuras  $\Delta Z$ .

Casos	Data	Hora	Altura	Temperatura	Temperatura Potencial	Localção
1	28/08/2018	00:01	49	17.9	34.9	Alcântara
			206	16.9	34.51	
2	28/08/2018	12:58	49	22.2	40.74	Alcântara
			265	20	34.83	
3	27/02/2020	17:59	49	27.8	47.84	Alcântara
			174	26	44.25	
4	19/05/2008	23:39	49	25.8	21.27	São José dos Campos
			406	25	20.12	
5	17/09/2010	23:29	49	26.3	45.98	São José dos Campos
			141	26	49	
6	10/07/2014	23:38	49	26.6	46.36	São José dos Campos
			265	25.6	41.5	

Tabela 1. Classificação das Componentes principais

Foram analisados alguns dias para entender o padrão, como foi apresentado na tabela acima e os gráficos abaixo são exemplos dos dias que melhores representaram a camada limite noturna tanto para São José Campos quanto para Alcântara, tendo como objetivo demonstrar a variação da temperatura com as alturas.

Os gráficos 1, 2 e 3 são da região de Alcântara e os 4, 5 e 6 são da região de São José dos Campos.

	
<p>Figura 1: Perfil de Temperatura do dia 10 de julho de 2014, observada no Centro de Lançamento de Alcântara.</p>	<p>Figura 2: Perfil de Temperatura Potencial do dia 10 de julho de 2014, observada no Centro de Lançamento de Alcântara.</p>
	
<p>Figura 3: Perfil do Número de Richardson do dia 10 de julho de 2014, observada no Centro de Lançamento de Alcântara.</p>	

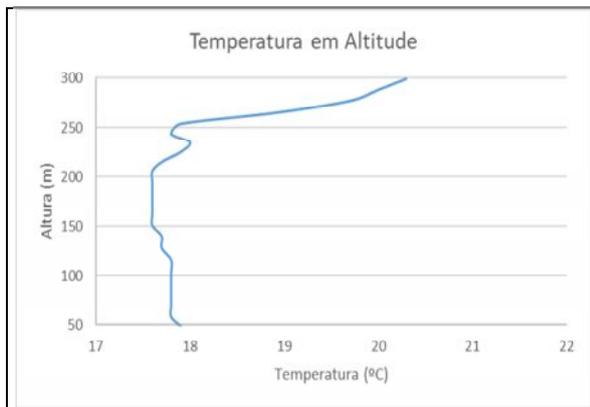


Figura 4: Perfil de Temperatura do dia 28 de agosto de 2020, no sítio da OFA no Instituto de Aeronáutica e Espaço em São José dos Campos, São Paulo.

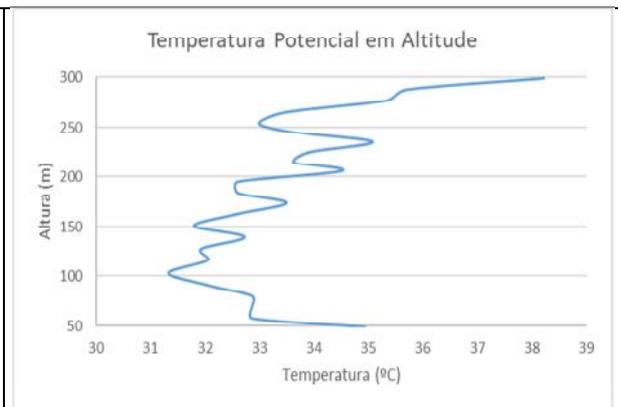


Figura 5: Perfil de Temperatura Potencial do dia 28 de agosto de 2020, no sítio da OFA no Instituto de Aeronáutica e Espaço em São José dos Campos, São Paulo.

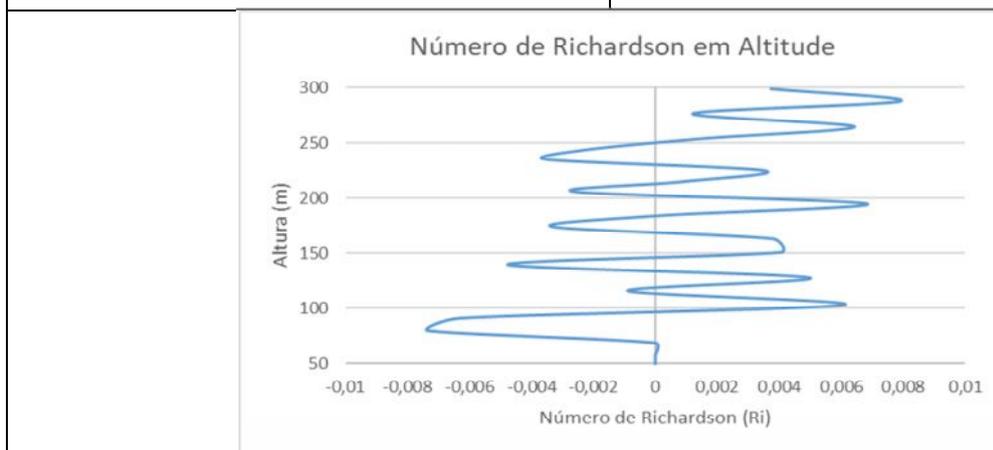


Figura 6: Perfil do Número de Richardson do dia 28 de agosto de 2020, no sítio da OFA no Instituto de Aeronáutica e Espaço em São José dos Campos, São Paulo

### 3. Resultados

A intenção deste trabalho é realizar estimativas de altura da CLP noturna nas duas regiões escolhidas. O critério usado para definir a espessura da CLP foi a altura da inversão térmica, por isso em Alcântara foi estimado o valor de 100 metros e em São José dos Campos foi à altura de 250 metros, (Figuras 1 e 4). O perfil de resfriamento da atmosfera segue um padrão de uma função exponencial, e sua profundidade vertical pode ser estimada pelo perfil vertical da temperatura potencial. Portanto foi visto que apresentou uma profundidade de 100 m, a CLP noturna tem uma espessura muito baixa. O perfil do número de Richardson mostrou que grande parte da atmosfera, tende a apresentar estabilidade. Já para São José dos Campos, o



perfil vertical da temperatura potencial mostra que a CLP noturna foi mais profunda (Figura 6).

#### 4. Próximas Etapas

Ampliar a análise realizada, identificando um número maior de dias que possuem uma estrutura estratificada, e também possam caracterizar a existência da Camada Limite Planetária Noturna, estimando as suas escalas verticais associadas.

#### 5. Conclusões

O presente trabalho permitiu estimar a altura da CLP noturna, usando o perfil da temperatura potencial, e o cálculo do número Richardson, para obter uma estimativa das alturas que caracterizariam a Camada Limite Planetária noturna nestas regiões. Com a continuação deste trabalho usando um maior número de observações, estimar um padrão que a CLP noturna de São José dos Campos e de Alcântara. A importância dessas estimativas tem grande implicação operacional nos lançamentos de foguetes no CLA, pois o nível de turbulência associado ao tipo de perfil de CLP noturna implica na maior ou menor dispersão da pluma do foguete nos lançamentos.

#### Referências

- [1] Carson, D. J. An introduction to the parametrization of land-surface process. Part I: radiation and turbulence. **The Meteorological Magazine**, 116(1381):229-242, Aug.1987.
- [2] Corrêa, C. S. **Estudo micrometeorológico da camada limite planetária estável na região de Porto Alegre**. Dissertação de mestrado, Porto Alegre, 1997.
- [3] Fisch, G.; Tota, J.; Machado, L. A. T.; Silva Dias, M. A. F.; Lyra, R. F. da F.; Nobre, C. A.; Dolman, A. J.; Gash, J. H. C. 2004. **The convective boundary layer over pasture and forest in Amazonia. Theoretical and Applied Climatology**, v. 78, n. 1-3, p. 47-59, 2004.
- [4] Guo, H., Golaz, J.-C., Donner, L., Larson, V., Schanen, D., e Griffin, B. A dynamic probability density function treatment of cloud mass and number concentrations for low level clouds in GFDL SCM/GCM. **Geosci. Model Dev. Discuss.**, 3:541–568, 2010.



[5] Holtslag, A. A. M.; Svensson, G.; Baas, P.; Basu, S.; Beare, B.; Beljaars, A. C. M.; Bosveld, F. C.; Cuxart, J.; Lindvall, J.; Steeneveld, G. J.; Tjernström, M. Stable atmospheric boundary layers and diurnal cycles—challenges for weather and climate models. **Bulletin of the American Meteorological Society**, v. 94, p. 1991–1706, 2013

[6] Jiménez, M. A. e Cuxart, J. Large-eddy simulations of the stable boundary layer using the standard Kolmogorov theory: range of applicability. **Boundary-Layer Meteorology**, 115:241–261, 2005.

[7] Masson, V., Gomes, L., Pigeon, G., Lioussé, C., Pont, V., Lagouarde, J.-P., Voogt, J., Salmond, J., Oke, T. R., Hidalgo, J., Legain, S., Garrouste, O., Lac, C., Connan, O., Briottet, X., Lach, S., e Tulet, P. **The canopy and aerosol particles interactions in Toulouse Urban Layer (CAPITOUL) experiment. Meteorology and Atmospheric Physics**, 102:135–157, 2008.

[8] Marques-Filho, E. P., Oliveira, A. P., Rizza, U., e Pereira, M. (2005). Verificação da aplicação da hipótese de Taylor em uma CLP em condições altamente convectivas. **Revista Ciência e Natura**, pag 339–342.

[9] Patton, E., Sullivan, P., e Moeng, C.-H. The influence of idealized heterogeneity on wet and dry planetary boundary layers coupled to the land surface. **Journal of Applied Meteorology**, 62:2078–2097, 2005.

[10] Raga, G. B., Baumgardner, D., Kok, G., e Rosas, I. (1999). Some aspects of boundary layer evolution in Mexico City. **Atmospheric Environment**, 33:5013–5021.

[11] Seidel, D.J.; AO, C.O.; LI, K. Estimating climatological planetary boundary layer heights from radiosonde observations: Comparison of methods and uncertainty analysis. **Journal of Geophysical Research**, v. 115, n. D16113 p. 1-15, 2010.



[12] Sühling, M.; Raasch, S. Heterogeneity-induced heat flux patterns in the convective boundary layer: Can they be detected from observations and is there a blending height? - A large-eddy simulation study for the LITFASS-2003 experiment. **Boundary-Layer Meteorology**, v. 148, p. 309–331, 2013.

[13] So, E. S. P., Chan, A. T. Y., e Won, A. Y. T. Large-eddy simulations of wind flow and pollutant dispersion in a street canyon. **Atmospheric Environment**, 39:3573–3582,2005.  
layers llllscjadnçfjadnfllllaylayers. Journal of the Atmospheric Sciences, 48:1746–1757.



## PIBIC/PIBITI-RELATÓRIO FINAL

Título do projeto de pesquisa: Implementação de Filtros e Controladores Digitais no Controle de Atitude de Foguetes para o Sistema de Controle de Atitude

Bolsista: Gianluca Basqui Gariglio

Orientador(a): Dr. Euler Carvalho Machado Gonçalves Barbosa

Período a que se refere o relatório: Dezembro de 2020 a Julho de 2021

### Resumo

Neste estudo foi analisado as influências de tempo que os filtros, neste caso do tipo Butterworth, e o conversor digital-analógico apresentam na determinação da atitude de um corpo. Por meio de simulações que ocorreram no Laboratório de Identificação Controle e Simulação da Divisão de Controle e Estruturas localizado no Instituto de Aeronáutica e Espaço, foi possível perceber que a utilização de filtros e conversores geram atrasos de tempo que podem ocasionar efeitos a serem considerados na determinação da atitude de um corpo. Desse modo, evidencia a necessidade de tê-los perfeitamente configurados para o desenvolvimento de projetos de controle de atitude de mísseis, satélites, aeronave, entre outros.

### 1. Introdução

Segundo TAKAHASHI [1], pode-se definir a atitude de um corpo por meio da posição angular que ele se encontra em relação a uma outra posição angular de referência, sendo isso a orientação do corpo no espaço. Ter o conhecimento da atitude de um corpo é de extrema importância para operação de mísseis, foguetes, satélites e aeronaves, além da área de navegação.

Na determinação da atitude há métodos que fazem necessário o uso de girômetros, acelerômetros, entre outros sensores. Esses sensores apresentam erros que podem se acumular ao ponto de ser inaceitável. Neste estudo, com base na concepção dos projetos de foguetes realizados pelo IAE, foram utilizados uma central inercial e um bloco girométrico e na saída desse bloco houve a implementação do Filtro de Bloco Girométrico (FBG).

Conforme BARBOSA [2], esse filtro apresenta amplificadores operacionais que por meio de suas dinâmicas de funcionamento, é possível obter um filtro do tipo Butterworth de 3° ordem. Esse tipo de filtro é de fácil implementação em uma simulação, onde permite então a verificação de desempenho da malha de controle. Assim, o estudo buscou analisar o modo como um filtro do tipo Butterworth influencia na malha de controle gerando atrasos e, conseqüentemente, imprecisão na determinação da atitude. Sendo uma informação fundamental para a correta operação de mísseis, foguetes, aeronaves e satélites.

## 2. Materiais e Métodos

Nesta pesquisa são utilizados alguns equipamentos que se encontram no Laboratório de Identificação, Navegação, Controle e Simulação (LICS) da ACE do IAE. Além disso, é utilizado um programa elaborado em LabVIEW, cujas funções são: fazer a integração desses equipamentos, obter os dados para análise do experimento realizado e fornecer uma animação da rotação do objeto simulado usando ângulos de Euler. Esses equipamentos, uma representação do programa e as principais equações que regem o movimento do corpo em análise, são mostrados a seguir.

### 2.1. Equipamentos

#### 2.1.1. Mesa de 3 eixos

Simulador com 3 graus de liberdade, que pode fornecer com grande precisão uma alta rigidez torcional.



Figura 1 - Mesa de 3 eixos (Acutronic AC33V-F).

### 2.1.2. Mesa Controladora

Sistema de controle de movimento para teste inercial de alta precisão de um único eixo ou múltiplos.



Figura 2 - Mesa controladora (Acutronic Acutrol-3000).

### 2.1.3. PXI

Hardware cuja função é ser um digitalizador de alta velocidade. Essas placas são ideais para uma variedade de aplicações da indústria, tais como a pesquisa em laboratório, teste de verificação de projeto e teste de fabricação.



Figura 3 - PXI portátil com monitor (National Instruments PMA-1115).

#### 2.1.4. Conversor Digital-Analógico

Dispositivo cuja função é converter os sinais digitais em analógicos e vice-versa.



Figura 4 - Conversor Analógico-Digital (National Instruments).

#### 2.1.5. Roteador

Permite conectar dispositivos de uma rede interna entre si, possibilitando que troquem dados internamente.



Figura 5 – Roteador (Linksys BEFSR-41).

#### 2.1.6. Filtro de Bloco Girométrico (FBG)

Filtra ruídos do bloco girométrico, porém gera um atraso na malha fechada de controle.



Figura 6 - Filtro de Bloco Girométrico (AEL-DPR).

### 2.1.7. Sensor STIM

Módulo de sensores para medição inercial, contendo giroscópios de alta precisão, acelerômetros de alta estabilidade e inclinômetros.



Figura 7 - Sensor STIM (Sensoror STIM300)

## 2.2. Equações de Momento de Euler

Conforme aborda SIDI [3], as equações de momento de Euler são utilizadas para descrever a rotação de um corpo rígido com os eixos de um sistema de referência fixos ao corpo e paralelo aos eixos principais do corpo de inércia. Essas equações escalares são não-lineares e são apresentadas abaixo.

$$\begin{aligned}M_x &= I_x \dot{\omega}_x + \omega_y \omega_z (I_z - I_y) \\M_y &= I_y \dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z (I_x - I_z) \\M_z &= I_z \dot{\omega}_z + \omega_x \omega_y (I_y - I_x)\end{aligned}\tag{2.1}$$

Onde  $M_i$  são os torques,  $I_i$  os momentos de inércia,  $\dot{\omega}_i$  as acelerações angulares e  $\omega_y$  as velocidades angulares.

### 2.3. Leis de Controle de Atitude por meio do Vetor de Erro Quaternário

Utilizou-se o método de quatérnios, pois diferentemente do método por ângulos de Euler, ele não apresenta uma instabilidade matemática que ocorre quando um determinado eixo está em 90° [3]. Essa lei de controle de atitude é dada pela seguinte relação:

$$\begin{aligned} T_{cx} &= 2K_x q_{1E} q_{4E} + K_{xd} p \\ T_{cy} &= 2K_y q_{2E} q_{4E} + K_{yd} q \\ T_{cz} &= 2K_z q_{3E} q_{4E} + K_{zd} r \end{aligned} \quad (2.2)$$

Onde  $T_{ci}$  são os controles de torque em cada eixo,  $K_{ij}$  são os ganhos do controlador,  $q_{iE}$  são os erros quaternários, e por fim,  $p, q$  e  $r$  são as velocidades angulares do corpo em cada eixo, sendo esses usados para fins de amortecimento.

Na Figura 8, abaixo, é mostrado o diagrama para o sistema de controle de atitude para o eixo theta (  $\theta$  ), apresentando a mesma configuração para os eixos phi (  $\phi$  ) e psi (  $\psi$  ) [3].

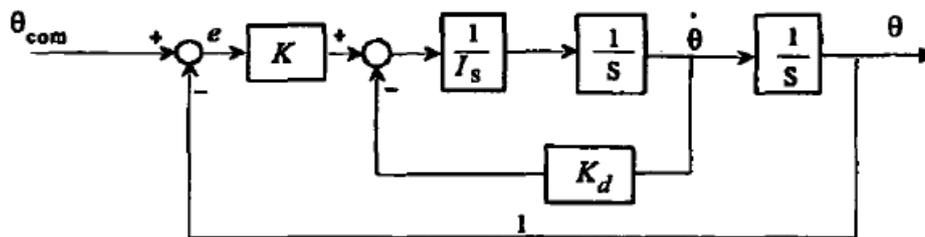


Figura 8 - Diagrama de malha fechada para o sistema de controle de atitude em cada eixo.

### 2.4. Aplicação

Por meio do software LabVIEW, foi possível realizar a integração de alguns equipamentos como a mesa de 3 eixos, mesa controladora, roteador e PXI. Dessa forma, por meio do PXI, a planta foi simulada juntamente com um controle malha fechada. Sendo, que havia primeiramente um controle não linear, cujo princípio está de acordo com as equações de torque 2.1. Em seguida, é aplicada uma variação de 50° em relação a um eixo de referência e é analisado as respostas dos controladores dadas ao eixo simulado. Depois, e ainda continuando essa análise, retorna-se ao valor do ângulo de referência (0°) e o processo é novamente repetido, porém com a adição de um filtro digital montado com amplificadores operacionais que simula um filtro analógico e tem o objetivo de filtrar ruídos do sensor (bloco girométrico). Logo após, novamente repete-se o processo, mas com a aplicação de

controlador do tipo bang-bang com zona morta de  $5^\circ$  e, por fim, é realizado tanto com o filtro digital ativo quanto com a presença de zona morta. A seguir, a Figura 9 ilustra uma parte da programação realizada no software.

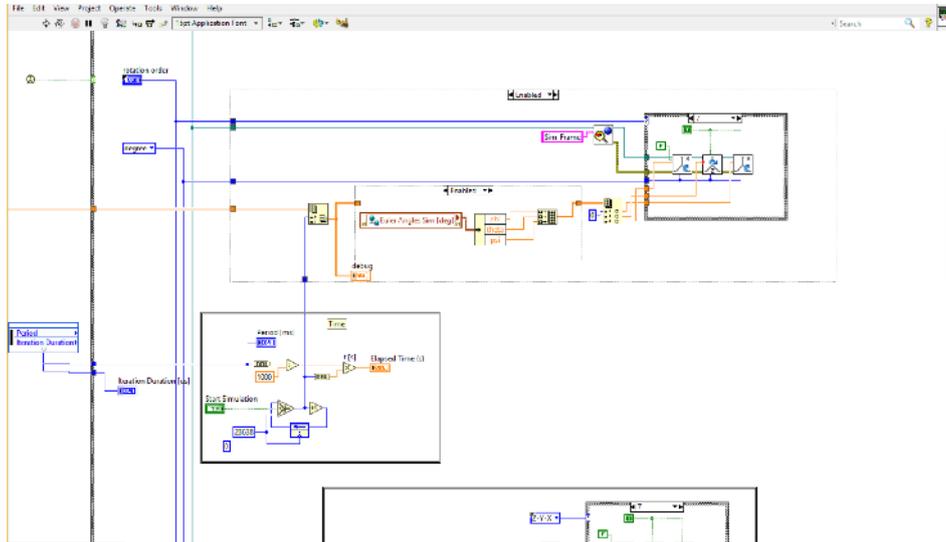


Figura 9 - Exemplo do sistema utilizado no LabVIEW.

Com a simulação, obteve-se os resultados apresentados abaixo pelos gráficos da Figura 10 e Figura 11. Sendo eles, resultados temporais do ângulo de Euler  $\phi$  ( ) e sua velocidade angular, ambos em função do tempo que apresenta um intervalo de amostragem de 5 milissegundos.

Observou-se, então, a ação do filtro, filtrando o ruído e gerando um atraso na malha de controle. Esse fato pode ser notado nas oscilações que aparece nos sinais temporais.

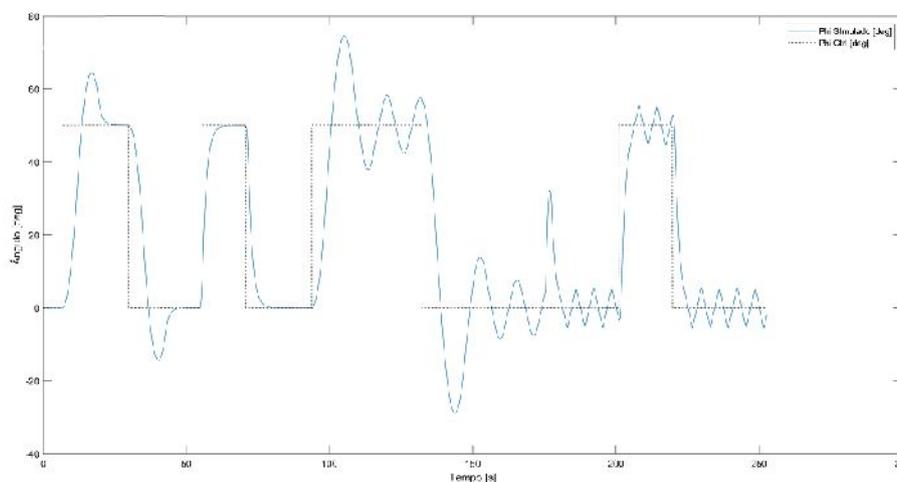


Figura 10 – Gráfico do ângulo de Euler  $\phi$  ( ).

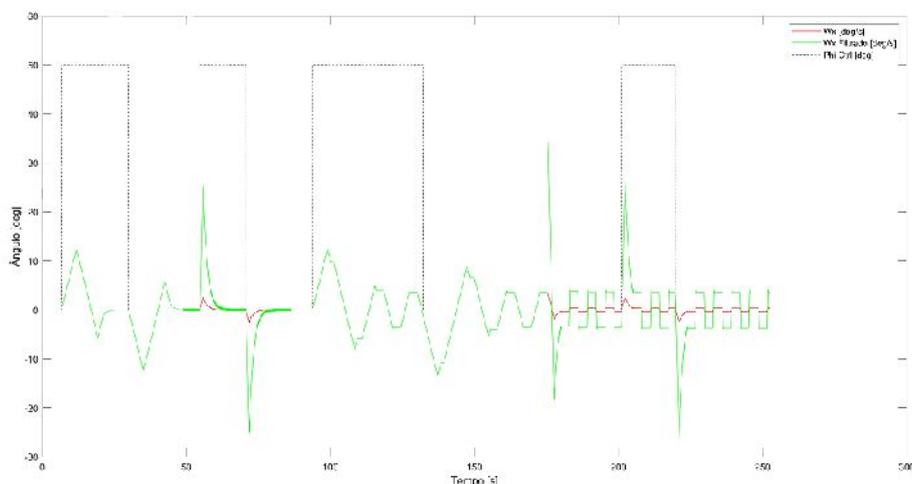


Figura 11 - Gráfico da velocidade angular.

### 2.5. Análise do atraso gerado pelo filtro tipo Butterworth e pelo Zero Order Holder

Por fim, analisou-se o efeito de atraso de um filtro do tipo Butterworth e também o atraso em tempo do uso de amostragem pelo Zero Order Holder (ZOH), que é um modelo matemático que descreve o efeito da conversão de um sinal de tempo discreto em um sinal de tempo contínuo, segundo CUNHA [4] e OGATA [5]. A Figura 12 mostra o diagrama utilizado para simular e analisar o efeito do filtro e do ZOH.

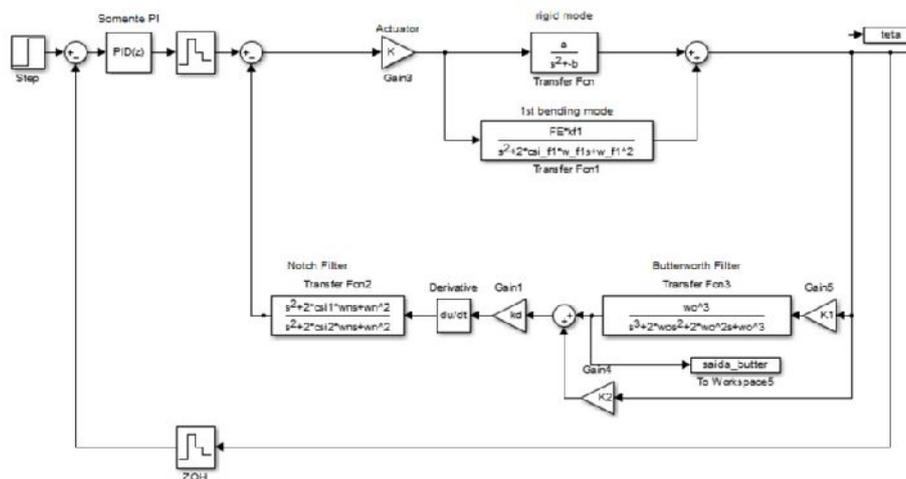


Figura 122 – Diagrama utilizado para simulação dos efeitos do filtro e ZOH.

### 3. Resultados

Com as simulações realizadas, obteve-se, primeiramente, os resultados apresentados abaixo pelos gráficos da Figura 13.

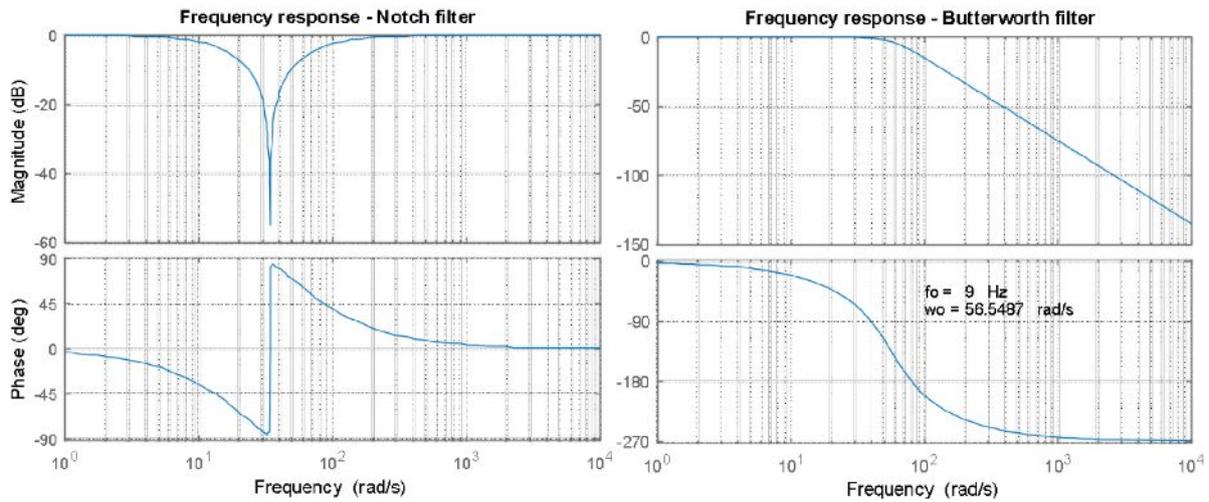


Figura 133 – Diagrama de Bode para resposta da frequência dos filtros tipo Notch e Butterworth.

Em seguida, realizou-se novas simulações mostradas pela Figura 14, na qual a linha vermelha é a saída após o filtro Butterworth e a linha preta sem o filtro, com ambas simulações em tempo contínuo. E ainda, com  $f_o = 9\text{Hz}$ , que indica a frequência de corte do filtro Butterworth, onde por meio de simulações, obteve-se  $9\text{Hz}$  como o valor mínimo que mantém o sistema estável. Assim, filtra-se ruídos de alta frequência.

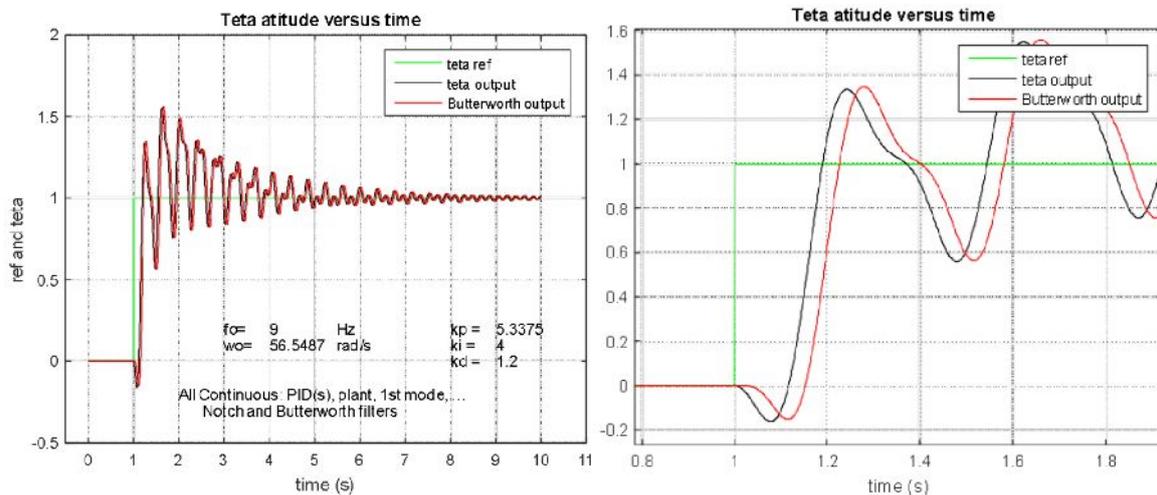


Figura 144 – Gráfico do atraso do filtro Butterworth e sua ampliação.

Logo após, de forma semelhante, foi realizado a simulação para análise do ZOH junto com um controlador PID no tempo discreto, representada pela Figura 15. Onde há a comparação com o tempo contínuo e sem controlador PID e ZOH, representada pela linha vermelha.

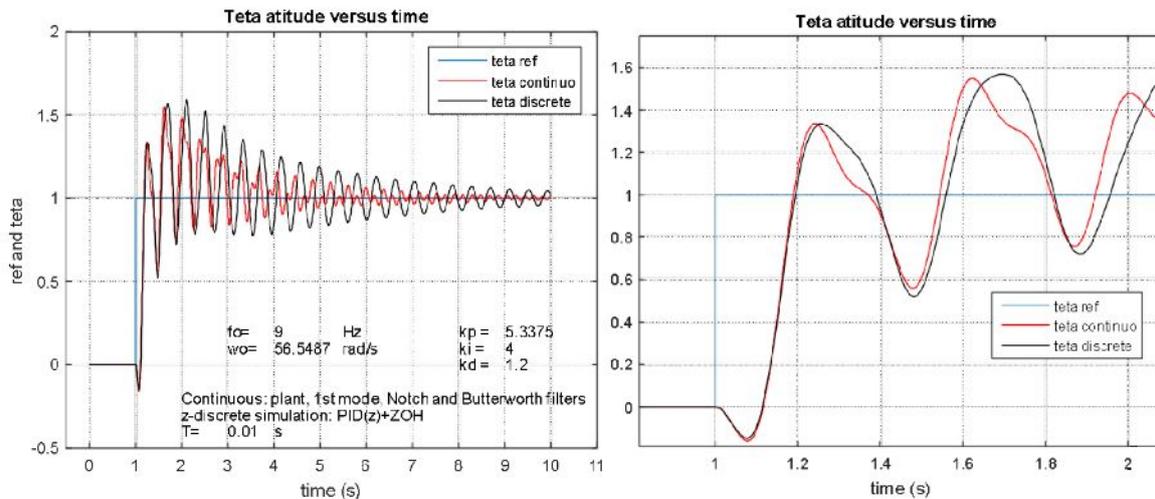


Figura 15 – Gráfico do atraso do filtro Butterworth e sua ampliação.

#### 4. Conclusões

Após as simulações foi constatado o atraso em tempo, representado pela linha vermelha à frente da preta, na análise do filtro Butterworth. E com a linha preta à frente da vermelha na análise do ZOH. Assim, foi possível observar o impacto do atraso em tempo do uso de filtros, que podem ocasionar perda de estabilidade, margem de ganho e de fase, entre outros problemas na determinação da atitude de um corpo.

#### Referências

- [1] TAKAHASHI, Nelson Seiji. **Metodologia de Desenvolvimento de um Determinador de Atitude Portátil de Baixo Custo para Interfaces Homem-Máquina**. 2011. Tese de Doutorado. Dissertação (Mestrado) - Universidade Estadual de Londrina, Centro de Tecnologia e Urbanismo.
- [2] BARBOSA, Euler G. **Controle Digital de Sistemas Dinâmicos**. 2018. 171 slides.
- [3] SIDI, Marcel J. **Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach**. 1. Ed. Cambridge: Cambridge University Press. 1997.
- [4] CUNHA, Vítor; MACHADO, Tenreiro. **Transformada dos Z e Sistemas de Tempo Discreto**. 2008. 19 slides. Disponível em: <[http://ave.dee.isep.ipp.pt/~gris/teaching/MCSDI/files/guioes/MCSDI\\_guiao\\_04\\_tempo\\_discreto.pdf](http://ave.dee.isep.ipp.pt/~gris/teaching/MCSDI/files/guioes/MCSDI_guiao_04_tempo_discreto.pdf)>. Acesso em: 17 jul. 2021.
- [5] OGATA, Katsuhiko. **Discrete-time control systems**. 2. Ed. Upper Saddle River: Prentice-Hall.1995.

## Relatório Final

Título do projeto de pesquisa: Estudo comparativo de filmes de quitosana (CS) e Polietilenoimina (PEI) funcionalizadas com derivados de grafeno e suas caracterizações.

Bolsista: Gustavo Freitas de Souza

Orientador(a): Emerson Sarmiento Gonçalves

Período a que se refere o relatório: Março de 2021 a agosto de 2021

### Resumo

Recentemente, os pesquisadores têm demonstrado grande interesse na dispersão de nanopartículas em matrizes poliméricas com o intuito de inferir e aumentar diferentes propriedades funcionais. Os nanocompósitos podem ser utilizados para aumentar resistência mecânica dos materiais para aplicações estruturais, também são aplicados para modificar o comportamento elétrico de polímeros utilizados como suportes para biossensores, dessa forma facilitando e ampliando os níveis de detecção. A Esfoliação Eletroquímica de grafeno tem ganhado atenção frente aos outros métodos de produção devido a facilidade e ao menor impacto ambiental. Foram produzidos grafenos pelo método de Esfoliação Eletroquímica em solução dos sais Sulfato e Fosfato de amônio. Adicionalmente, a partir deles, foram também produzidos microeletrodos modificados com nanocompósitos de Polietilenoimina e Quitosana com o Grafeno Esfoliado Eletroquimicamente nas proporções de 0,6%, 1,2% e 2,4%. Os grafenos sintetizados apresentaram propriedades morfológicas e elétricas semelhantes às de óxidos de grafenos reduzidos reportados na literatura. A funcionalização dos polímeros com grafeno resultou na melhora do desempenho eletroquímico reduzindo a capacitância dos eletrodos, o que pode vir a favorecer as futuras medidas sensoriais.

### 1. Introdução

Os polímeros Polietilenoimina (PEI) e Quitosana (CS) podem ser funcionalizados para estruturação de matriz biossensorial com a função de ancoragem das proteínas e anticorpos/antígenos. Devido ao caráter dielétrico desses materiais e a fim de melhorar o seu desempenho sensorial, propõe-se a composição destes polímeros com materiais eletroativos. A Quitosana é um polissacarídeo linear, derivado da quitina, que possui grupos aminos e

hidroxilas presentes em sua estrutura. As principais características são: a elevada biocompatibilidade, facilidade de formação de filmes, propriedades antibactericida, atoxicidade, biodegradabilidade, além da alta suscetibilidade a modificações químicas devido a abundância de grupos amino [1]. É um biopolímero que vêm sendo largamente estudado e dentre as suas promissoras aplicações estão o controle microbiológico [2] e nanoencapsulamento de fármacos [3].

A Polietilenoimina (PEI) é um polímero sintético, de baixa massa molar, formado pela polimerização por abertura de anel do monômero aziridina [4]. Devido a sua estrutura apresentar alta carga iônica, nucleofilicidade, biocompatibilidade e afinidade a atividade biológica, a polietilenoimina é um polímero promissor para aplicações em membranas para adsorção de metais pesados [5] e sensores de amônia [6].

O grafeno, um material carbonoso oriundo da grafite, bidimensional e que, quando adequadamente funcionalizado com outros compostos ou materiais, possui elevada condutividade, alta área superficial e grande atividade catalítica, tem atraído a atenção, principalmente, na eletroquímica. Os *nanoplatelets* de grafeno, um híbrido entre o grafeno e o grafite, é um material muito utilizado em eletrodos flexíveis para dispositivos de energia [7]. Existem vários métodos de obtenção de grafeno, tais como a esfoliação mecânica de grafite, pelo método de hummers e pela deposição química de vapor (CVD) [8].

Recentemente, o método por esfoliação eletroquímica vem se destacando devido a sua facilidade de obtenção, escalabilidade e baixo impacto ambiental. A esfoliação eletroquímica pode ser realizada por diferentes métodos, variando os tipos de eletrólitos, dentre eles os sais inorgânicos os quais resultam em grafenos com elevada área superficial e baixa funcionalização de grupos oxigenados quando comparados aos outros tipos eletrólitos [9].

O objetivo deste trabalho é a obtenção de grafeno de alta qualidade, pelo método de esfoliação eletroquímica, para composição de matrizes sensoriais de quitosana e PEI aplicadas em biossensores e na produção de tintas condutivas para confecção de microeletrodos de baixo custo.

## 2. Materiais e Métodos

A solução eletrolítica foi preparada a partir de soluções de Sulfato de Amônio ( $(\text{NH}_4)_2\text{SO}_4$ ) e Fosfato de Amônio  $(\text{NH}_4)_3\text{PO}_4$  ambas na concentração de 0,1M, misturadas na proporção de 70/30% em volume [10]. Com a finalidade de reduzir a quantidade de oxigênio no produto, a

solução passou por uma etapa de desgaseificação por fervura, e depois, por borbulhamento de nitrogênio, dessa forma reduzindo a quantidade de oxigênio dissolvido no meio eletrolítico.

Na Figura 1, observa-se a célula eletroquímica montada com a configuração de dois eletrodos de grafite e uma mangueira para borbulhamento de nitrogênio. As esfoliações foram realizadas com um potencial fixo de 10 V, até a redução da corrente a zero. A Figura 1 também ilustra a evolução visual da esfoliação desde (a) início da esfoliação (b) 5 minutos de esfoliação, (c) 15 minutos de esfoliação até (d) a partir de 40 minutos.

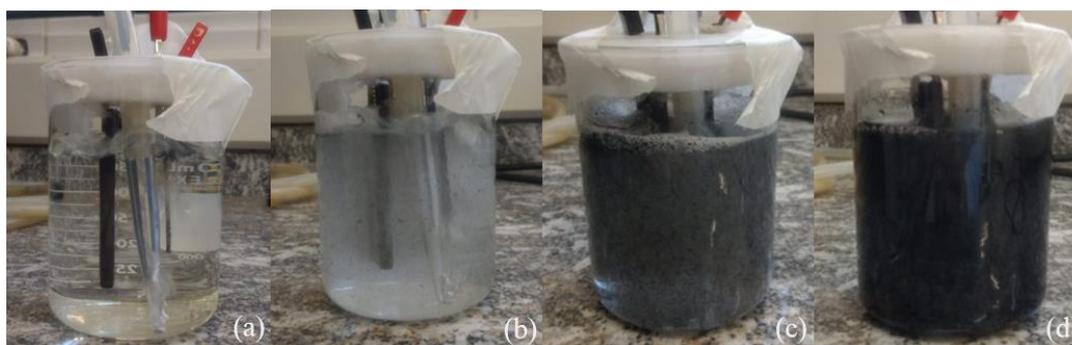


Figura 1 – Andamento da esfoliação.

Após o fim do processo o eletrodo de trabalho foi retirado, lavado e seco para pesagem. A solução eletrolítica contendo o material esfoliado foi filtrada a vácuo com um filtro de 220 nm. O material retido no filtro foi lavado com água deionizada para retirada de todo o resíduo dos sais provenientes da solução eletrolítica. Posteriormente, o material lavado foi ressuspensionado em água deionizada e levado ao banho de ultrassom por 1 hora. Em seguida, o sistema foi deixado em repouso por 24 horas. A solução sobrenadante foi filtrada e lavada novamente para remoção de sais residuais, depois de lavado foi ressuspensionado novamente e levado ao ultrassom por mais 1 hora. O material obtido foi nomeado material “fino”, enquanto o precipitado foi chamado de material “grosso”. Ambas as frações foram secas em estufa ventilada a 60 °C por aproximadamente 24 horas.

Foi preparado o hidrogel de quitosana de massa molar média de 600 kDa e 85% GD (grau de desacetilação), na concentração de 10mg mL<sup>-1</sup> em solução acética 1%. Após mistura, a solução foi mantida em agitação por 3h em temperatura ambiente, para total solubilização.

A solução de polietilenoimina na concentração de 2mg mL<sup>-1</sup> em água deionizada foi preparada a partir da solução aquosa de polietilenoimina 50% da Sigma-Aldrich. A solução foi mantida sob agitação sem aquecimento por aproximadamente por 30 minutos.

Os compósitos CS-EEG e PEI-EEG foram preparados misturando as soluções com o grafeno esfoliado eletroquimicamente nas proporções em massa de 0,6%, 1,2%, e 2,4% e para dispersão foram submetidos a ultrassonificação pulsada com amplitude de 80% por 30 minutos e 2h, para PEI e CS, respectivamente. Os compósitos foram depositados via drop casting (Figura 2) em um microeletrodo fabricado utilizando pasta de carbono Sigma-Aldrich e polietileno de alta densidade como suporte.



Figura 2 – Preparação dropcasting dos compósitos sobre o microeletrodo

As medidas de Condutividade por 4 Pontas foram realizadas com as amostras na forma de filme no equipamento modelo Sonda Universal e fonte de corrente multímetro digital RM 3000 JANDEL.

Espectroscopia Raman foi realizada em um espectrômetro Raman da marca Horiba Scientific e modelo LabRAM HR Evolution, com feixe de 514 nm.

A Difração de Raios X foi realizada em um difratômetro de raios X (DRX) X Pert Pro MPD da Panalytical, no intervalo  $5^\circ \leq 2\theta \leq 90^\circ$ , com radiação monocromática de Cu (0,1541 nm).

As Caracterizações eletroquímicas foram realizadas em um sistema SPE acoplada a um potenciostato-galvanostato Metrohm Autolab PGSTAT 302, com aquisição de dados no programa NOVA 2.1.

As Voltametrias Cíclicas para o CS-EEG foram realizadas na faixa de potencial de -0,4V a 0,4V e para o PEI-EEG foi de -0,6V a 0,6V. Em ambas foram realizadas 3 varreduras na velocidade de  $0,05 \text{ V.s}^{-1}$ .

Os ensaios de Espectroscopia de Impedância Eletroquímica foram conduzidos em potencial de OCP na faixa de frequência de  $10^5$  a  $10^{-2}$  Hz. A solução eletrolítica foi o tampão PBS de pH 7,4.

### 3. Resultados

A Figura 3 mostra os espectros Raman do grafite (a), material fino (b) e grosso (c). As bandas características do grafeno são G ( $\sim 1580\text{cm}^{-1}$ ) e 2D ( $\sim 2700\text{cm}^{-1}$ ). O aumento expressivo da banda D ( $\sim 1350\text{cm}^{-1}$ ) é comum na esfoliação eletroquímica, devido a oxidação gerada pela intensa funcionalização de grupos oxigenados durante a esfoliação e à quebra de simetria das lamelas aromáticas multiacênicas devido a cortes das mesmas em decorrência da energia aplicada pelo processo. A relação  $I_D/I_G$  é um importante parâmetro para definir o grau de desordem das camadas de grafeno, onde um alto valor de  $I_D/I_G$  significa um maior número de defeitos [11]. O valor médio de  $I_D/I_G$  dos finos foi de  $1,1 \pm 0,1$  e dos grossos foi de  $0,84 \pm 0,03$ . Os materiais obtidos apresentaram valores semelhantes a literatura para óxidos de grafenos reduzidos de 1,18 [12] e 0,86 [13].

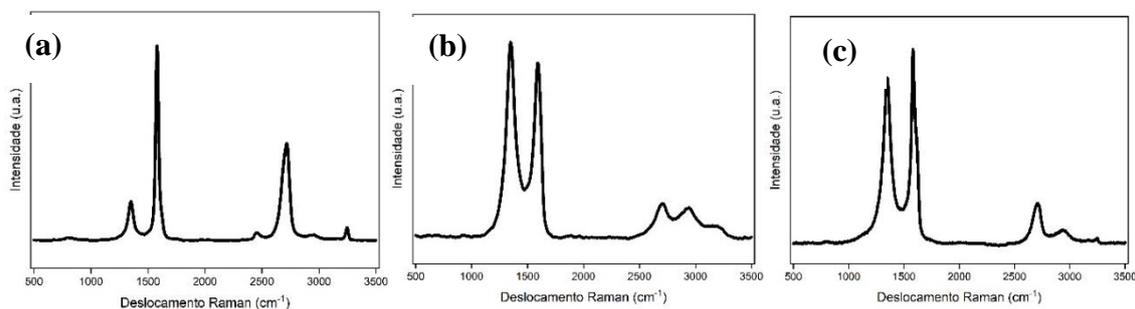


Figura 3 – Espectros Raman (a) Grafite (b) Fino (c) Grosso

A Figura 4 mostra os difratogramas de Raios X das frações fina (a), plano 002 da amostra fina (b), grosso (c) e o grafite (d) utilizado como material de partida para esfoliação. O grafite apresenta um pico característico intenso em  $26,5^\circ$  [14]. Comparando as amostras com o grafite, observa-se uma redução na intensidade do pico no plano 002 em aproximadamente  $26,5^\circ$ , dessa forma, indicando uma possível diminuição do número de camadas. O plano 002 da amostra fina apresenta assimetria muito pronunciada, o que indica estruturas carbonosas com diferentes graus de organização. Também houve o aparecimento do pico próximo de  $10^\circ$ , comportamento característico de óxidos de grafeno. Na deconvolução do plano 002 da amostra fina, é possível observar o aparecimento de picos largos e de baixa intensidade adjacentes a  $26,5^\circ$ , provavelmente correspondentes a fração amorfa da amostra, indicando a presença de grafeno esfoliado eletroquimicamente [15]. Este comportamento também é observado na fração de grossos, porém a contribuição amorfa é muito menor do que a cristalina demonstrando ser esta fração grossa mais semelhante a um grafite altamente esfoliado.

A Figura 5 apresenta a microscopia do material obtido, onde é possível observar folhas de grafenos esfoliadas e sobrepostas umas as outras, com tamanhos e espessuras diferentes, aderidas a uma outra camada mais intacta, que pode ter sido recompactada devido aos processos de secagem em estufa. Tal condição está sendo reavaliada através de novas medidas de secagem por liofilização.

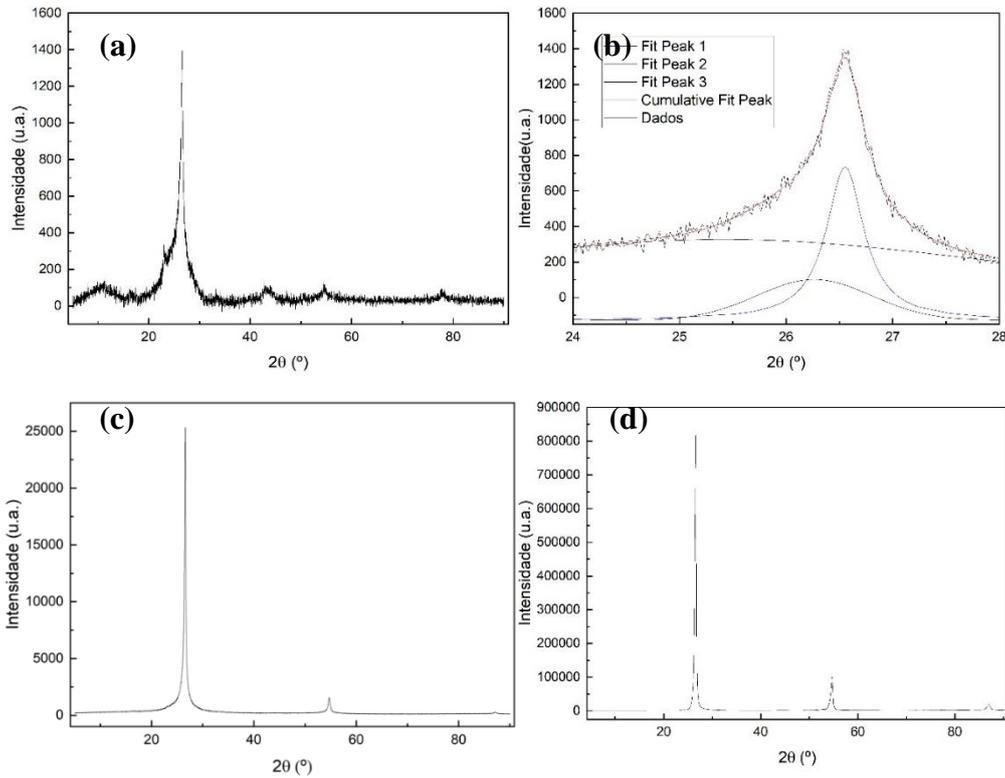


Figura 4 – Difratomogramas de Raio-X (a) fino (b) Plano 002 do fino (c) grosso (d) Grafite

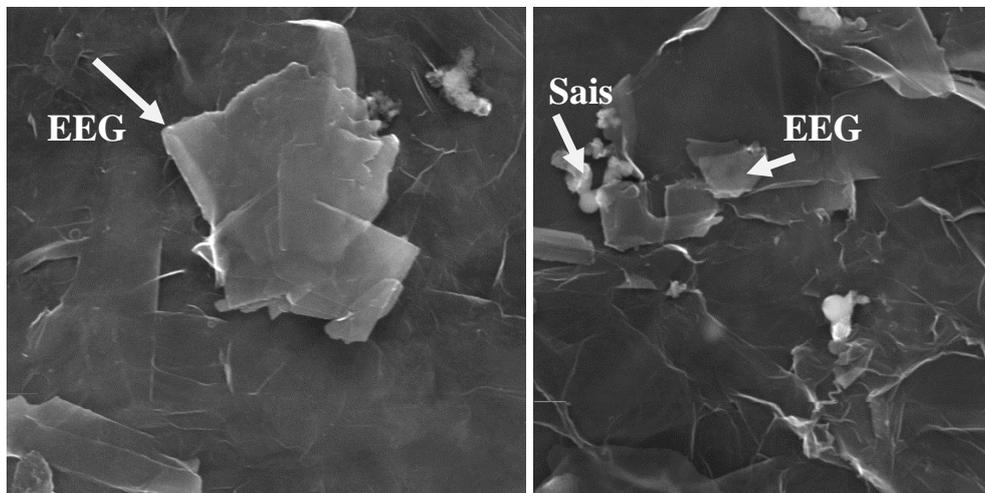


Figura 5 – Microscopia do EEG

A condutividade dos grafenos é inversamente proporcional à quantidade de defeitos. Uma vez que a largura das ligações na presença de defeitos são diferentes das estruturas gráficas, também o aparecimento de defeitos ocasiona uma reibridização local dos orbitais  $p$  e das ligações  $\sigma$ , que afetam a condutividade. Além disso todos os defeitos geram espalhamento dos elétrons [16].

Em determinados fragmentos, os materiais finos apresentaram valores de condutividade mais altos do que os grossos. Os melhores resultados para os finos foram  $1,6 \times 10^4 \text{ S.m}^{-1}$  e  $1,2 \times 10^4 \text{ S.m}^{-1}$ , porém a maior parte das amostras finas apresentaram valores entre  $4,6 \times 10^3 \text{ S.m}^{-1}$  a  $5,7 \times 10^3 \text{ S.m}^{-1}$ . Os grossos apresentaram condutividade de  $6,7 \times 10^3 \text{ S.m}^{-1}$  e  $5,6 \times 10^3 \text{ S.m}^{-1}$ . Os resultados obtidos são comparáveis com valores reportados para óxido de grafenos reduzidos de  $6,0 \times 10^3 \text{ S.m}^{-1}$  [16] e  $4,4 \times 10^3 \text{ S.m}^{-1}$  [17]. Esta análise indica que a esfoliação eletroquímica não apenas esfoliou as camadas gráficas como também promoveu a formação de estruturas íntegras que mantiveram a condução elétrica superior aos óxidos de grafeno reduzido. Porém, é possível que os defeitos promovidos em maior escala nos materiais mais esfoliados apresentaram prejuízo na sua condutividade. Com base nos resultados obtido na espectroscopia raman, os grossos apresentam menores índices de defeitos, e apresentaram valores de condutividade semelhante aos finos. Tal condição pode estar relacionado a espessura dos filmes. A condutividade dos filmes diminui com o aumento da espessura [18]. Preliminarmente, podemos inferir que as composições poliméricas com ambas as frações podem favorecer a condutividade elétrica alterando a natureza isolante de materiais dielétricos, porém deve-se avaliar a validade de composições com diferentes tamanhos de fragmentos eletroativos e sua viabilidade como matrizes sensoriais.

Por apresentarem resultados de condutividade e características morfológicas mais compatíveis com material de grafeno, testou-se inicialmente a fração de finos em composições com PEI e CS, comparando o perfil eletroquímico de cada um. Os perfis dos voltamogramas dos compósitos (Figura 6), apresentaram estabilidade para as proporções de 0,6% e 1,2% e para o CS-EEG uma leve diminuição de área para a proporção de 2,4%, indicando a formação de menores correntes capacitivas. A proporção 2,4% de PEI-EEG apresentou aumento da área do voltamograma associada ao aumento da formação de corrente capacitivas.

A Figura 7 apresenta os espectros de Impedância Eletroquímica dos compósitos. Para o PEI-EEG observa-se maiores módulos de impedância provavelmente por efeito de dupla camada associado ao aumento da porosidade gerado pela adição de EEG.

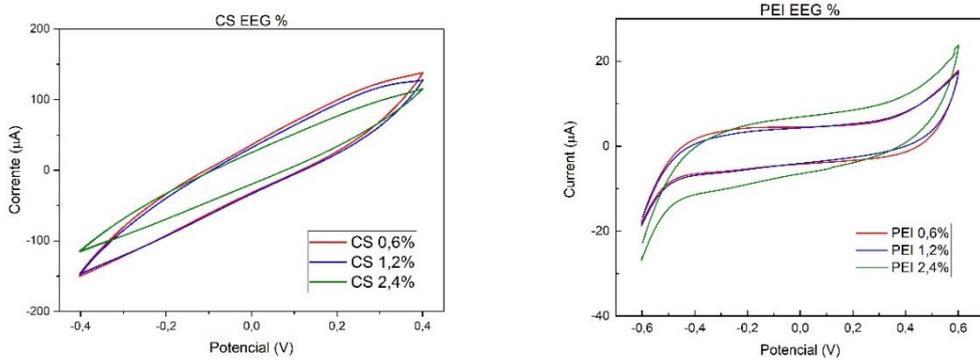


Figura 6 – Voltametrias cíclicas

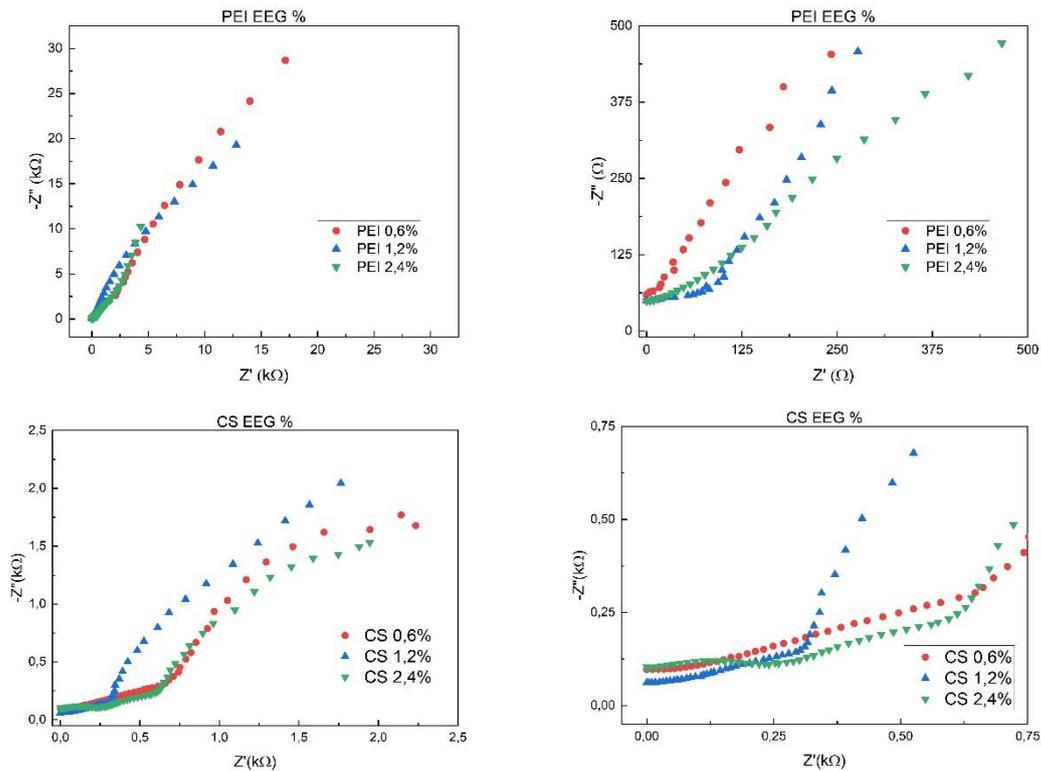


Figura – Espectros de Impedância Eletroquímica

#### 4. Próximas Etapas

Em projetos futuros, espera-se realizar a ampliação da escala de síntese do grafeno e obtenção de mais informações sobre os nanocompósitos através de análises como Espectroscopia de Infravermelho por Transformada de Fourier e Espectroscopia de fotoelétrons Excitados por raios X. Também realizar a montagem e avaliação dos biossensores junto aos compósitos com o intuito de obter as melhores respostas sensoriais. Além do desenvolvimento de microeletrodos de baixo custo e excelente desempenho utilizando o grafeno obtido neste trabalho.

## 5. Conclusões

As caracterizações morfológicas do grafeno esfoliado eletroquimicamente indicaram que houve resultados característicos de óxidos de grafenos. Os filmes de grafenos obtidos apresentaram valores de condutividade superiores aos encontrados na literatura para óxidos de grafenos reduzidos. Porém observou-se a necessidade da utilização de diferentes métodos de secagem, devido aos resultados das caracterizações morfológicas que definiram o material como mistura de grafenos (<5 camadas) e *nanoplatelets* (<100 camadas). Os compósitos de CS-EEG apresentaram menores módulos de impedância enquanto o PEI-EEG apresentou maior comportamento capacitivo. Para o CS-EEG houve uma pequena diminuição do módulo de impedância com o aumento da concentração de EEG.

## 6. Divulgação dos Resultados

Trabalho intitulado “A Simple and Low Cost Approach to Fabricate a Screen-printed Electrode and Its Application for Alzheimer's Disease Detection” foi aceito para apresentação no 240th ECS Meeting.

## Referências

- [1] Oliveira J A M 2021 Caracterização dos revestimentos compósitos quitosana-tungstênio e quitosana-molibdênio obtidos por deposição eletroforética
- [2] Neto J B M, Lima G G, Fiamingo A, Germiniani L G L, Taketa T, Bataglioli R, Silveira G A T, Silva J V L, Campana S, Oliveira O and Beppu M 2021 Controlling antimicrobial activity and drug loading capacity of chitosan-based layer-by-layer films *Int. J. Biol. Macromol.* **172**
- [3] Sharifi-Rad J, Quispe C, BUTNARIU M, Rotariu L, Sytar O, Sestito S, Rapposelli S, Iqbal M, Krishna A, Venkatesh N, Kumar A, Braga S, Cardoso S, Jaferník K, Ekiert H, Cruz-Martins N, Szopa A, Villagrán M and Calina D 2021 Chitosan nanoparticles as a promising tool in nanomedicine with particular emphasis on oncological treatment *Cancer Cell Int.* **2021**
- [4] Pandey A P and Sawant K K 2016 Polyethylenimine: A versatile, multifunctional non-viral vector for nucleic acid delivery *Mater. Sci. Eng. C* **68** 904–18
- [5] Arshad F, Selvaraj M, Zain J, Banat F and Haija M A 2019 Polyethylenimine modified graphene oxide hydrogel composite as an efficient adsorbent for heavy metal ions *Sep. Purif. Technol.* **209** 870–80
- [6] Song M and Xu J 2013 Preparation of Polyethylenimine-Functionalized Graphene Oxide Composite and Its Application in Electrochemical Ammonia Sensors *Electroanalysis* **25** 523–30

- [7] Duan X, Zhao C, Liu W, Zhao X and Chang L 2017 Fabrication of a novel PbO<sub>2</sub> electrode with a graphene nanosheet interlayer for electrochemical oxidation of 2-chlorophenol *Electrochimica Acta* **240** 424–36
- [8] Pumera M 2013 Electrochemistry of graphene, graphene oxide and other graphenoids: Review *Electrochem. Commun.* **36** 14–8
- [9] Parvez K, Wu Z-S, Li R, Liu X, Graf R, Feng X and Müllen K 2014 Exfoliation of Graphite into Graphene in Aqueous Solutions of Inorganic Salts *J. Am. Chem. Soc.* **136** 6083–91
- [10] Sharif F, Zeraati A S, Ganjeh-Anzabi P, Yasri N, Perez-Page M, Holmes S M, Sundararaj U, Trifkovic M and Roberts E P L 2020 Synthesis of a high-temperature stable electrochemically exfoliated graphene *Carbon* **157** 681–92
- [11] Childres I, Jauregui L, Park W, Caoa H and Chena Y P 2013 Raman Spectroscopy of Graphene and Related Materials *New Dev. Photon Mater. Res.* 403–18
- [12] Al-Mumen H, Rao F, Li W and Dong L 2014 Singular Sheet Etching of Graphene with Oxygen Plasma *Nano-Micro Lett.* **6** 116–24
- [13] Muniyalakshmi M, Sethuraman K and Silambarasan D 2020 Synthesis and characterization of graphene oxide nanosheets *Mater. Today Proc.* **21** 408–10
- [14] Divya K S, Chandran A, Reethu V N and Mathew S 2018 Enhanced photocatalytic performance of RGO/Ag nanocomposites produced via a facile microwave irradiation for the degradation of Rhodamine B in aqueous solution *Appl. Surf. Sci.* **444** 811–8
- [15] Wibowo E S and Park B-D 2020 Determination of Crystallinity of Thermosetting Urea-Formaldehyde Resins Using Deconvolution Method *Macromol. Res.* **28** 615–24
- [16] Mohan V B, Brown R, Jayaraman K and Bhattacharyya D 2015 Characterisation of reduced graphene oxide: Effects of reduction variables on electrical conductivity *Mater. Sci. Eng. B* **193** 49–60
- [17] Lowe S E, Shi G, Zhang Y, Qin J, Jiang L, Jiang S, Al-Mamun M, Liu P, Zhong Y L and Zhao H 2019 The role of electrolyte acid concentration in the electrochemical exfoliation of graphite: Mechanism and synthesis of electrochemical graphene oxide *Nano Mater. Sci.* **1** 215–23
- [18] Fang X-Y, Yu X-X, Zheng H-M, Jin H-B, Wang L and Cao M-S 2015 Temperature- and thickness-dependent electrical conductivity of few-layer graphene and graphene nanosheets *Phys. Lett. A* **379** 2245–51



## RELATÓRIO FINAL - PIBIC/PIBITI

Título do projeto de pesquisa: Avaliação de propriedades mecânicas em interfaces adesivas.  
Bolsista: Isabela Moraes de Oliveira Camargo.  
Orientador(a): Profa. Dra. Silvana Navarro Cassu.  
Período a que se refere o relatório: Agosto de 2020 a Julho de 2021.

### Resumo

Adesivos são amplamente utilizados em diversos setores, entre eles, o aeroespacial. Nesse estudo, foram avaliadas dez formulações de adesivos a base de policloropreno que são propostas para otimizar colagem de proteções térmicas de borracha nitrílica (NBR) em motores-foguete. Entre as formulações de adesivo analisadas, destaca-se a presença da formulação “PADRÃO” utilizada no Instituto de Aeronáutica e Espaço em comparação a propostas alternativas, utilizando: tolueno ou mistura de solventes alifáticos; sistema de vulcanização tradicional (ZnO) ou alternativo (acetilacetato férrico e trietanolamina); e também sílica pirogênica e precipitada com diferentes teores (7 e 30 phr). Durante o período em questão, foram realizados testes de intumescimento para avaliar a densidade de rede das ligações cruzadas das amostras de adesivos vulcanizadas, testes mecânicos de resistência ao descascamento (T-Peel) e um ensaio de solubilidade para a NBR, em que pôde ser observada uma possível influência do ciclohexano na formulação dos adesivos e em suas propriedades mecânicas.

**Palavras-chave:** interfaces adesivas, policloropreno, propriedades mecânicas.

### 1. Introdução

Diversos materiais têm sido estudados e desenvolvidos nos últimos anos a fim de substituir produtos usualmente produzidos: adesivos, por exemplo, são utilizados em inúmeros setores industriais para promover a colagem de superfícies distintas em substituição a métodos mais antigos como os de fixação mecânica que envolvem parafusos, soldas e até mesmo grampos. Com as mais diversas possibilidades de formulações e tecnologias existentes nesses produtos, as alternativas de preparo, processamento e produção desses materiais são promissoras,



principalmente no que tange a sua aplicação e impacto ambiental que podem proporcionar [1].

A borracha nitrílica, NBR, produzida pela copolimerização entre butadieno e acrilonitrila, é utilizada em proteções térmicas de propulsores no setor aeroespacial. Como o formato da superfície das peças muitas vezes é irregular, adesivos são propostas utilizadas para facilitar a colagem da NBR. No Instituto de Aeronáutica e Espaço, IAE, o sistema atualmente empregado nesse processo é o de adesivos compostos por policloropreno (CR) e tolueno vulcanizados por óxido de zinco, sendo a utilização deste solvente aromático um grande desafio já que apresenta elevada toxicidade para o meio ambiente e para a vida. Entre as alternativas estudadas para amenizar estes impactos, pode-se citar a substituição de tolueno por solventes mais amigáveis ambientalmente [1] e também a substituição do sistema tradicional de vulcanização do policloropreno através do óxido de zinco/ácido esteárico pelo sistema acetilacetato férrico/trietanolamina, que segundo estudos de DZIEMIDKIEWICZ [2], apresentou grande eficiência na reticulação, promoveu boas propriedades mecânicas nos materiais e apresentou menor custo. Esse método é de grande relevância ambiental pois estudos apontam que partículas de ZnO provindas da indústria da borracha estão relacionadas a contaminação de águas [2].

Para avaliar se o desempenho obtido pelas propriedades desses materiais alternativos é satisfatório, diversos fatores podem ser estudados. No que tange às propriedades mecânicas de interfaces adesivas, a avaliação de resistência ao descascamento é realizada para verificar a força da resistência adesiva entre um adesivo e aderente, podendo ser analisada tanto a carga média obtida durante o ensaio e o comportamento dos adesivos, como também o tipo de falha presente no corpo de prova. Essas falhas mecânicas, em geral, podem ser do tipo “adesiva”, que ocorrem na interface, sendo notada a presença do adesivo em uma das superfícies do substrato ou do tipo “coesiva”, quando é verificada a presença do adesivo em ambas superfícies do substrato [3]. A densidade de reticulação promovida pelo sistema de vulcanização empregado também é um parâmetro de grande relevância para avaliação de uma proposta de adesivo. Para isso, a estimativa da densidade de reticulação por meio de testes de intumescimento, utilizando a teoria de Flory-Rehner pode ser utilizada, conforme estabelece a ASTM D6814-02.



Assim, o objetivo deste projeto no período referente a este relatório, foi avaliar tanto a densidade de rede das ligações cruzadas das formulações propostas para os adesivos vulcanizados como também sua resistência ao descascamento no ensaio mecânico T-Peel, além de verificar a solubilidade da borracha nitrílica com diferentes solventes e misturas presentes nas formulações estudadas no projeto.

## 2. Materiais e Métodos

Durante o período em questão, foram avaliadas dez formulações de adesivos à base de policloropreno, sendo estas especificadas na Tabela 1. A nomenclatura referência para as propostas formuladas utiliza como parâmetros: a quantia, em phr, da sílica; o tipo da carga, podendo ser precipitada ou pirogênica e a presença de tolueno “\_TOL” ou presença de mistura de solventes alifáticos “\_ST” na formulação, respectivamente. Mantas de borracha nitrílica, NBR, também foram utilizadas durante esse período, já que fazem parte da interface desse estudo.

Tabela 1 – Especificação das formulações de adesivos estudadas

Nome Referência	Base - solventes	Tipo de Vulcanização	Cargas
PADRÃO <sup>a</sup>	Tolueno	ZnO	ZnO + Sílica
ADS_SOLV	Mistura de solventes alifáticos <sup>b</sup>	ZnO	ZnO + Sílica
7PIR_ST	MEK, ciclohexano e acetona	Acetilacetato férrico + trietanolamina	7 phr de sílica pirogênica
7PRE_ST	MEK, ciclohexano e acetona	Acetilacetato férrico + trietanolamina	7 phr de sílica precipitada
30PIR_ST	MEK, ciclohexano e acetona	Acetilacetato férrico + trietanolamina	30 phr de sílica pirogênica
30PRE_ST	MEK, ciclohexano e acetona	Acetilacetato férrico + trietanolamina	30 phr de sílica precipitada
7PIR_TOL	Tolueno	Acetilacetato férrico + trietanolamina	7 phr de sílica pirogênica
7PRE_TOL	Tolueno	Acetilacetato férrico + trietanolamina	7 phr de sílica precipitada
30PIR_TOL	Tolueno	Acetilacetato férrico + trietanolamina	30 phr de sílica pirogênica
30PRE_TOL	Tolueno	Acetilacetato férrico + trietanolamina	30 phr de sílica precipitada

<sup>a</sup> Adesivo desenvolvido no IAE; <sup>b</sup> Acetona, hexano, ciclohexano, MEK, acetato de etila, sec-butila e solvente para borracha.

## 2.1. Avaliação da densidade de reticulação

A avaliação da densidade de reticulação, conforme especifica a norma ASTM D6814-02, consiste em quatro etapas: (I) densidade em metanol, (II) extração a quente em acetona, (III) inchamento e (IV) cálculos para obtenção da densidade de reticulação, sendo estas realizadas com as amostras vulcanizadas. Inicialmente, vulcanizaram-se, em autoclave, formulações dos adesivos “PADRÃO”, “ADS\_SOLV”, “7PRE”, “7PIR”, “30PRE” e “30PIR”. O procedimento teve como parâmetros 145 °C e 5 kgf/cm<sup>2</sup>, durante 6 horas. As etapas e sua realização estão descritas nos itens a seguir e ilustradas na Figura 1.

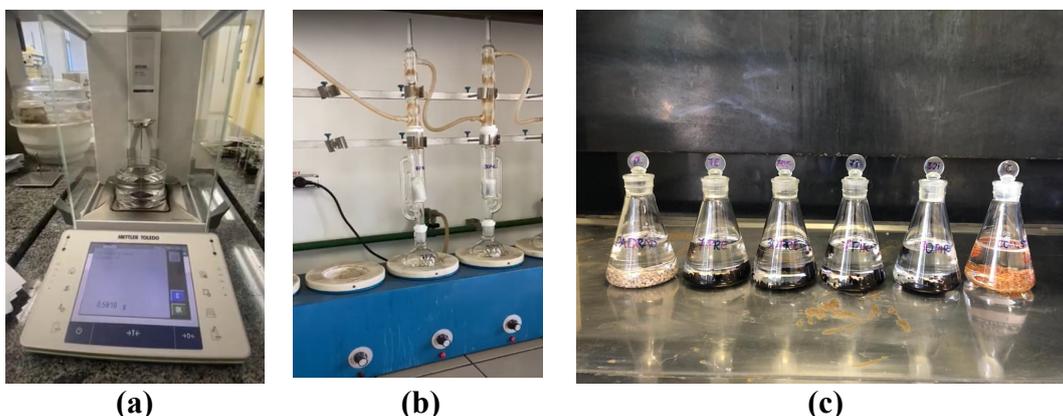


Figura 1 – Etapas práticas para obtenção da densidade de reticulação, sendo: (a) pesagem em metanol; (b) extração a quente em acetona; (c) inchamento das amostras em tolueno.

**I) Massa específica em metanol** – Os valores de massa específica das formulações de adesivos foram obtidos por pesagens na balança analítica Mettler. Foram realizadas cinco pesagens para cada filme adesivo, sendo no final considerado o valor da média desses valores. A balança utilizava como parâmetro o valor fornecido da massa específica “padrão”, nesse caso, metanol ( $\rho = 0,7913 \text{ cm}^3$ ), e retornava o valor da massa específica da amostra, cujo valor foi utilizado no cálculo da densidade de reticulação dos adesivos.

**II) Extração a quente em acetona** - Nessa etapa, foram cortados cerca de 5 g de cada adesivo que, posteriormente, foram extraídos a quente em acetona por 16 horas. Ao final desse procedimento, as formulações de adesivos foram colocadas em estufa a 70 °C, onde permaneceram por cerca de 16 horas.

**III) Inchamento** - As formulações dos adesivos após secagem em estufa, foram submetidas a um ensaio de intumescimento por cerca de 72 horas, sendo colocadas separadamente em erlenmeyers com 200 mL de tolueno, o qual foi trocado e descartado a cada 24 horas. Ao final desse procedimento, foram realizadas as pesagens cujos valores são utilizados nos cálculos da densidade de reticulação: pesou-se a amostra inchada, obtendo assim “peso da amostra inchada”. Por fim, as amostras foram mantidas em estufa com ventilação forçada por mais 16 horas, sendo pesadas em seguida e obtendo os valores do “peso das formulações dos adesivos secos”.

**IV) Cálculos da densidade de reticulação** - A densidade de ligação foi obtida através da equação de Flory-Rehner (1)

$$V_e = \frac{-[\ln(1-V_r) + V_r + \chi_1 V_r^2]}{[V_1(V_r^{1/2} - V_r)/2]} \quad (1)$$

Sendo:

$V_e$  = número efetivo de cadeias em rede por unidade de volume.

$\chi_1$  = parâmetro de interação polímero solvente, sendo considerado o valor 0,38289224, calculado através da relação Hildebrand-Scatchard e Flory [4]

$V_1$  = volume molecular do solvente (106,2745098 cm<sup>3</sup>mol<sup>-1</sup>, para o tolueno)

$V_r$  = fração de volume do polímero em um desequilíbrio de rede inchada com solvente puro (2), sendo:

$$V_r = \frac{\text{Peso da formulação do adesivo seco} / \text{densidade da formulação do adesivo}}{\frac{\text{Peso da formulação do adesivo seco}}{\text{densidade da formulação do adesivo}} + \frac{\text{Peso do solvente absorvido pela amostra}}{\text{Densidade do tolueno}}} \quad (2)$$

## 2.2. T- Peel

O ensaio de T-Peel é um procedimento que possibilita a avaliação da adesão das propostas de adesivos através da resistência ao descascamento das interfaces. Mantas de NBR cruas foram demarcadas e dimensionadas conforme as normas da ASTM D1876-08. Cada corpo de prova foi montado com duas mantas de NBR, que posteriormente à aplicação de duas camadas do adesivo e sua secagem, foram coladas, formando as tiras de interfaces. Após a aplicação das formulações de adesivos, os corpos de prova foram colocados em bolsa de vácuo e levados a autoclave para vulcanização onde permaneceram por 6 horas a 145 °C e 5 kgf/cm<sup>2</sup>. Por fim, as amostras foram cortadas e a avaliação da adesão de interfaces vulcanizadas foi realizada em uma máquina de tensão ZWICK, possibilitando assim a obtenção dos dados de carga média (kN/m).

### 2.3. Teste de solubilidade para a NBR

O teste, ilustrado na Figura 2, teve como objetivo avaliar a solubilidade da borracha nitrílica, NBR, nos principais solventes presentes nas formulações dos adesivos estudados. Foram avaliadas as solubilidades da NBR em meios com os solventes MEK, tolueno, ciclohexano e acetona, separadamente. Além disso, também foi avaliada a solubilidade em misturas MEK:acetona:ciclohexano (2:1:2) e MEK:ciclohexano (1:1). Assim, os adesivos permaneceram em inchamento por 72h, sendo que os solventes eram descartados e trocados após 24 horas. Após o intumescimento das amostras, foi feita a pesagem das amostras inchadas que, posteriormente, foram colocadas em estufa para a pesagem das amostras secas.

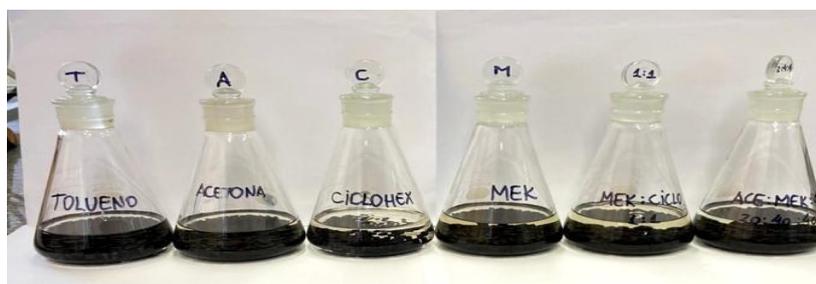


Figura 2 – Amostras em inchamento para avaliação da solubilidade de solventes em NBR.

## 3. Resultados

### 3.1. Avaliação da densidade de reticulação

A avaliação da densidade de reticulação dos adesivos ocorreu por meio do teste de intumescimento, conforme a ASTM D6814-02.

Tabela 2 – Valores obtidos durante o ensaio para cálculo da densidade de reticulação

Adesivo	Massa específica em metanol (g/cm <sup>3</sup> )	Solvente absorvido (g)	V <sub>e</sub> - Densidade de reticulação (10 <sup>-4</sup> )
PADRÃO	1,68574	11,67	1,48
ADS_SOLV	1,27268	18,30	1,22
7PIR	1,26718	12,09	3,78
7PRE	1,26678	11,79	4,07
30PIR	1,36034	8,81	6,32
30PRE	1,35054	7,38	9,81

Os resultados obtidos pelas pesagens e cálculos no ensaio, mostrados na Tabela 2, indicam que as amostras que tiveram maiores quantias de solvente absorvido apresentaram menores

valores de densidade de reticulação ( $V_c$ ), além de ser notada uma tendência no aumento de  $V_c$  conforme o acréscimo do teor de sílica na formulação, o que também foi estudado por KHABIRI et. Al. [5]. Essa relação do intumescimento com a reticulação ocorre, pois, a formação de um polímero reticulado contribui para uma redução na mobilidade de suas cadeias poliméricas, o que reduz a entrada do solvente e, por conseguinte, o seu inchamento. Além disso, notou-se que os adesivos vulcanizados com sistema alternativo, utilizando acetilacetato férrico e trietanolamina, tiveram maiores valores de densidade de reticulação entre as outras formulações avaliadas, incluindo a PADRÃO atualmente utilizada no Instituto.

### 3.2. T- Peel

O ensaio T-Peel foi realizado com objetivo de analisar a resistência dos adesivos através da obtenção das cargas médias quando submetidos a um ensaio de tração. Na análise, observou-se que os corpos de prova atingiram o curso máximo do equipamento sem apresentar ruptura total, como mostra a Figura 3. Além disso, a falha mecânica observada nos adesivos foi do tipo coesiva pois notou-se a presença do adesivo em ambas superfícies do substrato, em todas as formulações testadas.



Figura 3 – Corpo de prova no ensaio de T-Peel sem ruptura total no ponto máximo da máquina.

Ademais, observou-se que as cargas médias, evidenciadas na Tabela 3, em geral, variam de 3,9 a 4,7 kN/m, exceto para a amostra “30PRE\_TOL”, que apresentou uma carga significativamente superior às demais.

Tabela 3 – Cargas médias obtidas durante o ensaio T-Peel

Cargas médias (kN/m)			
<b>PADRÃO</b>	4,4 ± 0,4	<b>30PRE_TOL</b>	5,3 ± 0,8
<b>ADS_SOLV</b>	4,9 ± 0,3	<b>7PIR_ST</b>	4,1 ± 0,2
<b>7PIR_TOL</b>	3,9 ± 0,2	<b>7PRE_ST</b>	4,1 ± 0,2
<b>7PRE_TOL</b>	4,5 ± 0,3	<b>30PIR_ST</b>	3,9 ± 0,2
<b>30PIR_TOL</b>	4,7 ± 0,7	<b>30PRE_ST</b>	3,9 ± 0,6

Essa diferença entre a carga média obtida para a amostra “30PRE\_TOL” fica mais evidenciada na Figura 4, na qual são apresentadas as curvas de força vs. deslocamento: verifica-se que a curva referente a este adesivo, ilustrado com a cor verde, está muito distante dos demais.

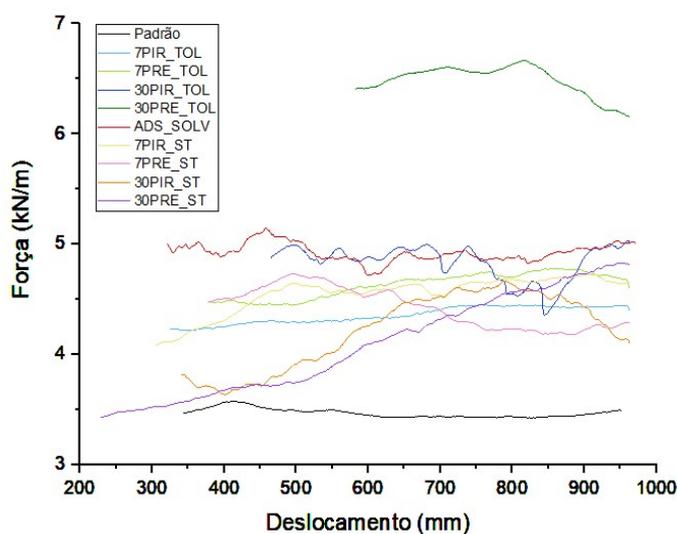


Figura 4 – Comportamento das curvas médias obtidas durante ensaio de T-Peel

### 3.3. Teste de Solubilidade para a NBR

Pelo teste de solubilidade realizado para a NBR, Tabela 4, observa-se que os solventes que melhor solubilizaram a borracha nitrílica, foram as que continham MEK, tolueno, mistura MEK:Ciclohexano:Acetona (2:2:1) e Ciclohexano:MEK (1:1), respectivamente. Nota-se que

o valor obtido para ciclohexano foi muito inferior aos demais, até mesmo das misturas que continham esse solvente. Esse resultado pode ser contrastado com o obtido no T-Peel pois é possível que a presença desse solvente influencie prejudicando a interação do adesivo com a NBR durante a preparação dos corpos de prova e, por conseguinte, seu desempenho mecânico. Assim, é possível que o resultado de carga média superior obtido pelo “30PRE\_TOL” esteja relacionado com a ausência desse solvente em sua composição, sendo somente composto por tolueno, um dos solventes que mais interagiu e solubilizou a borracha nitrílica.

Tabela 4 – Resultados obtidos no ensaio de solubilidade para a NBR

<b>Meio</b>	<b>Amostra seca (g)</b>	<b>Solvente absorvido (g)</b>
<b>Tolueno</b>	4,08	9,38
<b>MEK</b>	3,97	10,02
<b>Ciclohexano</b>	4,29	1,16
<b>Acetona</b>	4,03	7,17
<b>MEK:Ciclohexano:Acetona (2:2:1)</b>	3,96	8,83
<b>Ciclohexano:MEK (1:1)</b>	4,03	7,25

#### 4. Próximas Etapas

Este projeto de iniciação científica está em sua fase final. Assim, dada sua conclusão, pretende-se submeter um novo projeto de estudo sobre outras borrachas utilizadas no setor aeroespacial.

#### 5. Conclusões

Os estudos realizados durante a avaliação da densidade de rede de ligações cruzadas dos adesivos evidenciaram que o sistema alternativo de acetilacetato férrico com trietanolamina é um promotor eficaz de reticulação para o policloropreno, além de ser notada certa tendência ao aumento da densidade de reticulação conforme o aumento do teor de sílica como carga na formulação. No teste mecânico T-Peel, pôde-se concluir que os adesivos apresentaram uma carga média de resistividade ao descascamento entre 3,9 - 4,7 (kN), exceto pelo adesivo “30PRE\_TOL” que mostrou um comportamento distinto expressando uma carga



superior aos demais. O ensaio de solubilidade para a NBR mostrou que o MEK e o tolueno foram os melhores solventes para a borracha nitrílica, sendo possível também propor que este solvente pode atuar reduzindo a interação do adesivo com a NBR. Esse resultado pode ser comparado com o T-Peel, podendo assim ser justificado o comportamento mecânico superior do adesivo “30PRE\_TOL”, uma vez que este apresenta somente tolueno em sua formulação, um dos solventes que apresentou um dos maiores valores de solubilidades com a NBR.

## 6. Divulgação dos Resultados

Os resultados serão apresentados no XVII Encontro de Iniciação Científica e Tecnológica no Instituto de Aeronáutica e Espaço.

## Referências

- [1] SOUZA, E. M. M. **Adesivo de contato de policloropreno base aquosa nanoaditivado e condicionado magneticamente**. Dissertação (Doutorado em Engenharia Metalúrgica e Materiais) - USP. São Paulo, 2015.
- [2] DZIEMIDKIEWICZ, A.; PINGOT, M.; MACIEJEWSKA, M. **Metal Complexes as New Pro-Ecological Crosslinking Agents For Chloroprene Rubber Based On Heck Coupling Reaction**, Rubber Chemistry And Technology vol. 92 n°3, Polônia, 2019.
- [3] BUDHE, S et al. **An Updated review of adhesively bonded joints in composite materials**. International Journal of Adhesion and Adhesives, v. 72. p. 30-42, janeiro 2017.
- [4] SORIANO-Luna, M., Núñez-Pérez, H.I. and Estrada, M.R. **On the swelling of polychloroprene – MMT nanocomposite films**. J. Appl. Polym. Science.
- [5] KHABIRI. et. al. **Investigations on matrix network characteristics in NBR/sílica nanocomposites: Resolving matrix bulk density and network molecular weight and their alterations due to filler-curing agente interactions**. J. Appl. Polym. Science.



## PIBIC/PIBITI-RELATÓRIO FINAL

Título do projeto de pesquisa: Estudo da Síntese e Utilização de Grafeno Esfoliado Eletroquimicamente Para uso em Tintas Metaloporfirínicas Sensíveis a Pressão.

Bolsista: Jefferson Henrique Wanzeler Silva

Orientador(a): Emerson Sarmiento Gonçalves

Período a que se refere o relatório: Março de 2021 a Agosto de 2021

### Resumo

Polímeros dotados de eletroatividade são importantes materiais de características únicas que tem grande aplicabilidade em vários setores da indústria e cada vez mais vai ganhando espaço em linhas de pesquisa. Portanto, cada vez mais o estudo da produção desses materiais é de total importância para o desenvolvimento de novas tecnologias. Este trabalho foi realizado com o objetivo de realizar um estudo da técnica de esfoliação eletroquímica do grafite para a obtenção de derivados de grafeno, assim como, o estudo das variáveis do processo de produção do derivado da esfoliação de grafeno esfoliado eletroquimicamente (EEG) para que apresente características favoráveis para o seu uso em tintas metaloporfirínicas. Para isso, diferentes eletrólitos e parâmetros na produção de EEG foram realizados, as soluções eletrolíticas foram compostas por sais de  $(\text{NH}_4)_2\text{SO}_4$  e  $(\text{NH}_4)_2\text{HPO}_4$  e poliestireno sulfonado (PSS). Análises do material foram realizados por meio da espectroscopia de espalhamento Raman, microscopia eletrônica de varredura com canhão de campo (FEG) e difração de Raio-X (DRX).

### 1. Introdução

O grafeno, que é considerado um material promissor por apresentar características únicas, como boa condutividade, e boas propriedades físicas e químicas, tem recebido espaço e atenção entre pesquisadores do mundo. A aplicação do material condutor em células de combustível, sensores e baterias vem sendo estudada cada vez mais [1,2]. Portanto, sua produção também é importante, e para isso o uso de processos de esfoliação eletroquímica anódica do grafite e técnicas de como melhorá-los são importantes, já que tem demonstrado ter eficácia na obtenção de grafenos e derivados com propriedades interessantes para o seu uso em compósitos por ser



um processo relativamente simples [2]. A síntese de grafeno e de seus derivados com poucas ou várias camadas pode ser realizada esfoliando eletroquimicamente um material precursor como o grafite, que é um material abundante e de baixo custo para a produção de materiais de grafeno [3]. O grafite tem suas estruturas tridimensionais expandidas quando colocado em um campo elétrico e colocado em uma solução eletrolítica, que ao ser eletrolisada produz gases e promove a inserção de íons eletrolíticos nos espaçamentos entre as camadas de grafite esfoliando o material, de modo a fazer com que tenha suas folhas estruturais, que são ligadas pelas forças de Van Der Waals, desmanteladas [4,5]. O processo de esfoliação com o uso de sais inorgânicos como eletrólito tem demonstrado produzir esfoliações eficazes, apresentando menos grupos funcionais oxigenados em sua estrutura comparado a outros eletrólitos [6]. Grafites com processo de intercalação inicial em  $H_2SO_4$  seguido de esfoliação usando  $(NH_4)_2SO_4$  como eletrólito têm apresentado sínteses de óxidos de grafenos com altos rendimentos e qualidade [7]. O processo de intercalação inicial tem por objetivo de obter um composto de grafite intercalado por intercalação eletroquímica em solução concentrada de ácido sulfúrico, para então passar pelo processo de esfoliação eletroquímica. Eletrólitos como o poliestireno sulfonado PSS demonstrou ser eficaz no processo de esfoliação de grafite, pois ao ser incorporado na solução auxilia no processo de esfoliação e minimiza a oxidação do grafeno durante a esfoliação além de estabilizar os nanolamelas de grafeno para que não se agreguem [8]. Diferentes materiais de grafeno podem ser obtidos dependendo dos parâmetros de esfoliação, como o potencial elétrico aplicado, corrente, tempo de esfoliação e a composição do eletrólito. Com essas variáveis no processo, podem-se obter materiais com diferentes características em relação a densidade de defeito, números de camadas, dimensões laterais e funções de oxigênio.

## 2. Materiais e Métodos

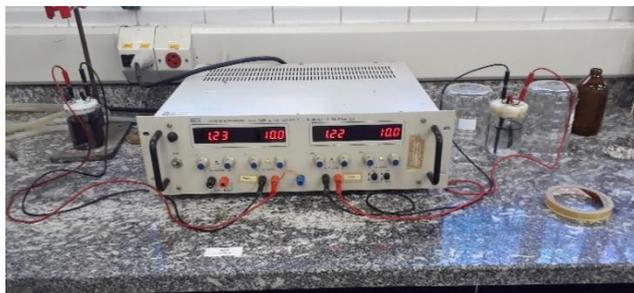
Folhas de grafite nas dimensões de 2 x 4,5 cm são colocadas sob o processo de esfoliação em uma fonte de corrente contínua sob potencial de até 10 V, o material é disposto em um béquer com 125 mL de uma solução eletrolítica com concentração de 0,1 mol L<sup>-1</sup> de soluto. A esfoliação anódica ocorre em um sistema de 2 eletrodos, sendo o contra eletrodo constituído de grafite, e o eletrodo de trabalho um compensado de grafite a ser esfoliado. Foram usados 3 tipos de solução eletrolítica nomeados de *Ted*, *Misto* e *PSS*.



Os experimentos denominados *Ted*, testes 3 e 4, foram realizados com solução eletrolítica constituída de uma mistura de  $(\text{NH}_4)_2\text{SO}_4$  e  $(\text{NH}_4)_2\text{HPO}_4$  em uma proporção de 30% de  $(\text{NH}_4)_2\text{HPO}_4$  e 70% de  $(\text{NH}_4)_2\text{SO}_4$  (V/V%). Os experimentos denominados *Misto*, teste 5 e 6, foram realizados utilizando solução constituída por poliestireno sulfonado (PSS) com uma concentração de  $1.10^{-4}$  mol L<sup>-1</sup> junto à solução com os sais  $(\text{NH}_4)_2\text{SO}_4$  e  $(\text{NH}_4)_2\text{HPO}_4$  na mesma proporção da solução *Ted*. Por fim, os experimentos denominados *PSS*, teste 7 e 8, foram realizados com a solução eletrolítica constituída de PSS a uma concentração de  $1.10^{-3}$  mol L<sup>-1</sup> onde é adicionado ácido sulfúrico até atingir pH igual a 1.

Nas esfoliações do grafite com solução eletrolítica *PSS* e *Mista* os potenciais do processo são em torno de 4 V, pois em 10 V são formadas bolhas que sobem e acabam por corroer os contatos com os eletrodos. Quando o potencial atingir 0, então a esfoliação está terminada. Depois de terminada a esfoliação, a solução é filtrada a vácuo e depois redispersa em água deionizada para então passar por 1 h de banho de ultrassom. Após o banho, é deixada em decantação por 24h. A próxima etapa consiste em centrifugar o material fino disperso no líquido sobrenadante e o grosso decantado no fundo do béquer. O fino é retirado do béquer com uma pipeta e é transferido para tubos de Eppendorf de 2 mL e centrifugado em 13000 rpm por 10 min e então é retirado o sobrenadante do tubo e colocado água DI, para que se possa lavar o material retirando substâncias indesejáveis. Depois de centrifugado, o material é levado para o banho de ultrassom novamente por 30 min. O processo é repetido até que no sobrenadante da centrifugação não se encontrem impurezas, para depois ser diluído em água e posto para secar em placas de Petri de vidro. A última etapa é a secagem do material feita em uma estufa a temperatura de até 90°C. Quando o material está seco, ele é retirado das placas e pesado. A centrifugação da fração de grossos ocorre a 2500 rpm em tubos maiores de 45ml com o mesmo critério aplicado à fração de finos. Uma etapa de intercalação foi também estudada, ela acontece antes da esfoliação e consiste em mergulhar o grafite em uma solução de 80 mL de  $\text{H}_2\text{SO}_4$  e  $\text{H}_3\text{PO}_4$  na proporção de (80:20). O material é submetido a uma corrente constante de 360 mA por 200s para os testes 4,6 e 8 e 400s para os testes 3,5 e 7. Com isso uma densidade de corrente de  $22,5 \text{ mA}\cdot\text{cm}^{-2}$  é alcançada. O procedimento foi realizado em um potenciostato utilizando a cronopotenciometria ( $\Delta t > 1\text{ms}$ ). Na Figura 1, é apresentada a foto da fonte durante a esfoliação do grafite.

Fonte: Autor (2021).



**Figura 1:** Esfoliação eletroquímica do grafite.

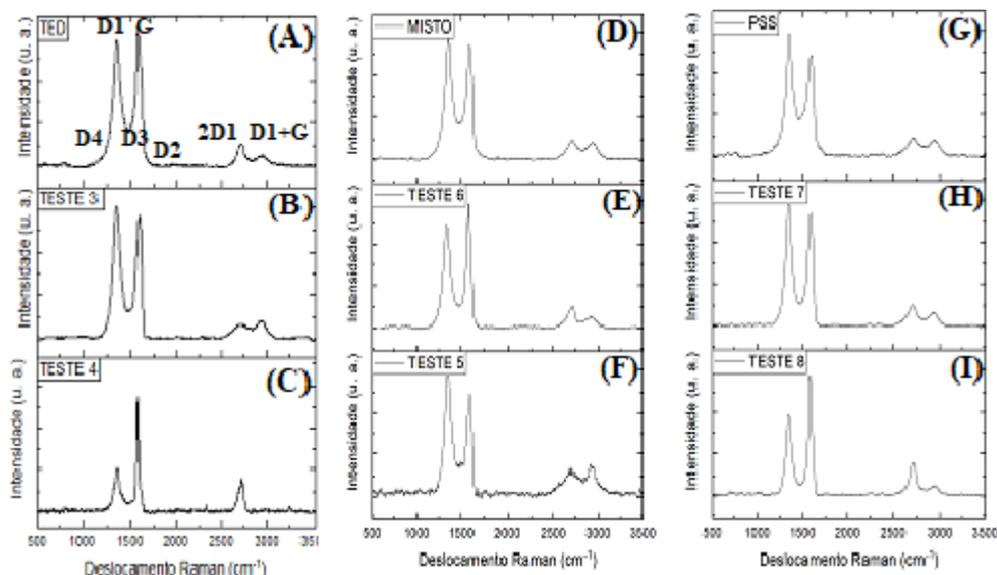
Seguindo a metodologia apresentada foram obtidos EEGs em forma de pó e filme para caracterização dos materiais. Os materiais foram caracterizados com as seguintes técnicas: Microscopia Eletrônica de Varredura com Canhão de Elétrons por Emissão de Campo (FEG), que se destaca pela utilização do canhão de elétrons como fonte de energia. O equipamento utilizado é da marca Tescan, modelo MIRA 3, possui capacidade de análise de energia dispersiva por raios X, da marca Oxford modelo X-MAX 50, com detector de 50 mm<sup>2</sup>; Difratorômetro de Raios-X (DRX) X Pert Pro MPD da Panalytical, que utiliza ânodos de raios-X operando no intervalo  $5^\circ \leq 2\theta \leq 90^\circ$ , com radiação monocromática de Cu (0,1541 nm) e filtros de Ni, e Espectrômetro Raman da marca Horiba Scientific, modelo LabRAM HR Evolution. As análises foram realizadas em parceria com o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) e foram realizadas a fim de estudar suas características morfológicas e químicas.

### 3. Resultados

#### **Espectroscopia de Espalhamento (Raman)**

Para a análise de materiais carbonosos, a região de interesse do comprimento de onda na análise Raman corresponde a um intervalo de número de onda entre 500-3500 cm<sup>-1</sup>. A região desse espectro é dividida em primeira ordem (~1350-1620 cm<sup>-1</sup>) e segunda ordem (~2400-3400 cm<sup>-1</sup>) [9]. A banda G (~1580 cm<sup>-1</sup>) está correlacionada à rede gráfica ideal e indica o grau de transferência de carga na lamela [10]. A banda D<sub>3</sub> (1500-1550 cm<sup>-1</sup>) pode indicar formas amorfas ou defeitos intersticiais que podem estar associados a presença de pequenos grupos funcionais com alta densidade de oxigênio. A banda D<sub>4</sub> (1150-1200 cm<sup>-1</sup>) está associada à desordem na borda da rede gráfica devido presença de contaminantes iônicos. As bandas D<sub>1</sub>

( $\sim 1350\text{cm}^{-1}$ ) e  $D_2$  ( $\sim 1620\text{cm}^{-1}$ ) estão associados a defeitos de bordas. Abaixo na Figura 2 estão apresentados os espectros de Raman obtidos. Bandas de segunda ordem como a  $2D_1$  ( $\sim 2700\text{cm}^{-1}$ ) que está associado a interação das camadas gráficas e as bordas, e bandas com  $D_1 + G$  estão relacionadas à desordem do empilhamento ao longo do eixo cristalográfico [11].



**Figura 2:** Espectros de Raman deconvoluídos de (A) *Ted*, (B) Teste 3, (C) Teste 4, (D) *Misto*, (E) Teste 6, (F) Teste 5, (G) *PSS*, (H) Teste 7, (I) Teste 8.

Na Tabela 1 são apresentadas as razões de intensidade retiradas da análise Raman correspondentes a primeira e segunda ordem.

**Tabela 1:** Razões de intensidade do Raman.

Amostra	Razões			
	$I_{d1}/I_g$	$I_{d3}/I_g$	$I_{d4}/I_g$	$I_{2D1}/I_g$
<b>Grafite</b>	0,17	---	---	0,32
<b>TED</b>	0,65	0,22	0,18	0,16
<b>TESTE 3</b>	1,12	0,29	0,10	0,13
<b>TESTE 4</b>	0,42	0,12	---	0,32
<b>PSS</b>	1,29	0,32	---	0,20
<b>TESTE 7</b>	1,25	0,24	---	0,20
<b>TESTE 8</b>	0,86	0,16	---	0,34
<b>MISTO</b>	1,18	0,46	0,19	0,21
<b>TESTE 5</b>	1,45	0,29	---	0,23
<b>TESTE 6</b>	0,69	0,18	0,12	0,18

Baseado nos espectros apresentados e nas razões de intensidade retiradas da análise é possível notar que os materiais das esfoliações *Misto* (Figura 2.D), *PSS* (Figura 2.G) e os testes 3,5 e 7 (Figura 2.B, 2.F e 2.H) que foram realizados com processo inicial de intercalação de 400s, apresentaram maior intensidade da banda  $D_1$  com relação a simetria G e maiores razões de

intensidade  $I_{D1}/I_G$  variando de (1,12-1,45) como apresentado na Tabela 1, indicando maiores defeitos de borda pois ocorre a quebra da simetria do plano grafítico. Os testes 4 e 8 (Figura 2.C, 2I) apresentam ainda similaridades ao grafite nas intensidades das bandas  $D_1$  com relação a G e na razão de segunda ordem da intensidade de  $2D_1$  em relação a G com razões de 0,32 para o teste 4 e 0,34 para o teste 8, valores esses próximo de 0,32 obtido na amostra de grafite. Sugerindo, portanto, que mesmo após a esfoliação ainda apresenta características próximas ao grafite. Um aumento das bandas  $D_3$  e  $D_4$  versus a banda G foi identificado nos materiais esfoliados, assim como, maiores razões de  $I_{D3}/I_G$  em torno de 0,32 para o *PSS* e 0,46 para o *Misto*, demonstrando defeitos intersticiais que podem ser causados por grupos funcionais de oxigênio que possivelmente foram introduzidos no processo de esfoliação dos grafites e a exposição ou destruição de alguns contornos de anéis aromáticos de estrutura grafênica [11]. Os testes 4, 6 e 8 realizados com tempo de intercalação de 200s apresentaram menores razões de  $I_{D3}/I_G$  sendo elas 0,12, 0,18 e 0,16 respectivamente, indicando menos defeitos intersticiais em relação aos materiais esfoliados com tempo de intercalação de 400s que ficaram com razões em torno de (0,24-0,29) e do *Ted* com razão de 0,22.

Os materiais *Ted*, Testes 4, 6 e 8 apresentaram a banda  $D_1$  menor em comparação aos outros materiais esfoliados como evidente nas razões  $I_{D1}/I_G$  que foram 0,65, 0,42, 0,69 e 0,86 respectivamente, mas ainda características de intensidades parecidas ao grafite em relação a banda  $2D_1$ . Também se observa a importante presença da banda  $2D_1$  que exemplifica as interações das bordas entre camadas grafênicas na região de segunda ordem, demonstra a associação da banda ao número de bordas e quantidades de camada do material [11].

### Microscopia eletrônica de varredura com canhão de campo (FEG)

Imagens obtidas por FEG são apresentadas abaixo na Figura 3, para análise morfológica dos (EEGs) sintetizados com os 3 diferentes eletrólitos.

Fonte: Autor (2021).

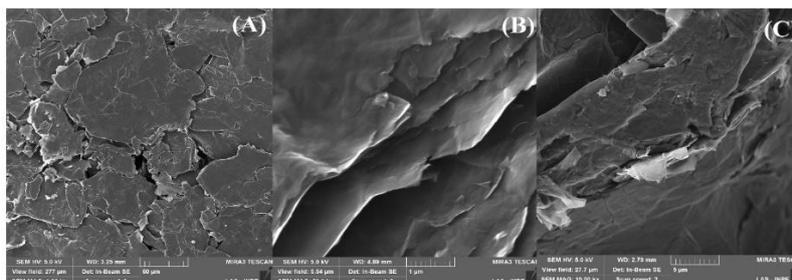


Figura 3: Imagens obtidas pelo FEG (A) *Misto*, (B) *PSS*, (C) *Ted*.

As imagens obtidas pelo FEG mostram as superfícies dos materiais esfoliados onde é possível observar na Figura 3.A a não uniformidade da camada superficial, o que pode ser prejudicial às propriedades elétricas do material. Nas Figuras 3.B e 3.C observa-se camadas do material sobrepostas indicando que a esfoliação foi eficaz em separar as folhas do grafite durante sua esfoliação. As imagens em conjunto com as análises de Raman evidenciam que o material apresenta muitos indicativos de defeitos de borda em sua morfologia, tendo em vista a presença da banda  $D_1$  mais presente nas análises.

### Difração de Raio-X (DRX)

A Figura 4 apresenta os difratogramas dos materiais sintetizados onde é possível observar a presença em todos os difratogramas do pico intenso em ( $2\Theta = 26,5^\circ$ ), que se refere ao deslocamento do pico característico do grafite ( $2\Theta = 26,7^\circ$ ). Os difratogramas mostram também que as amostras dos Testes 3, 5, 7 e 8 apresentam pequenos picos que ocorrem em espectros de óxido de grafite (GO) em torno de ( $2\Theta = \sim 10$  a  $13^\circ$ ), que está relacionado com a presença de grupos oxigenados [12,13]. De forma geral os materiais apresentaram características de pico similares como pode se observar abaixo:

Fonte: Autor (2021).

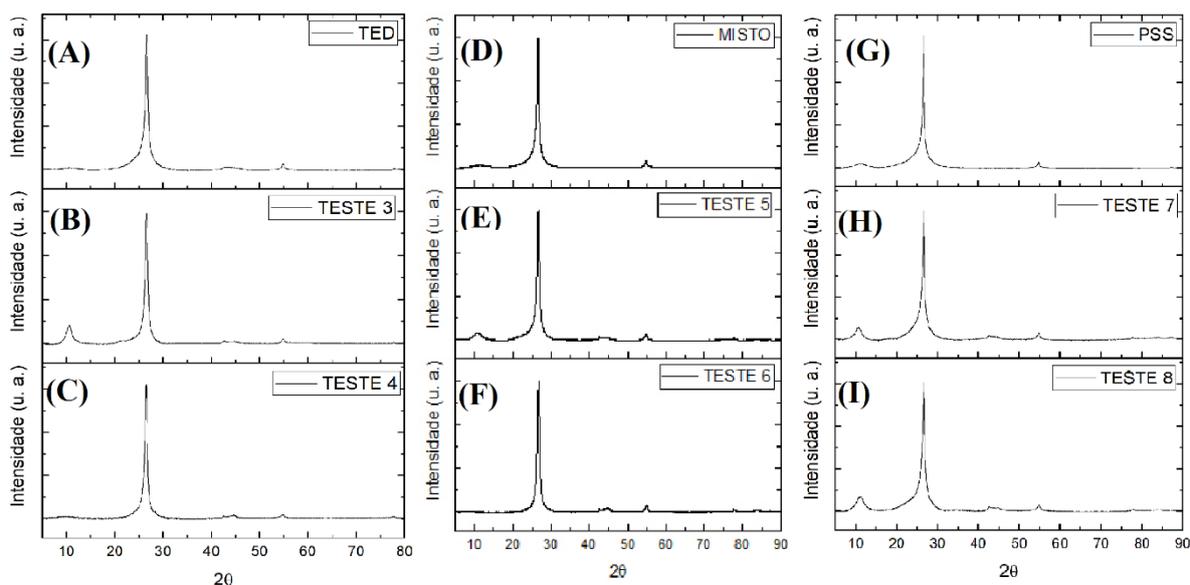


Figura 4: Difratograma de (A) *Ted*, (B) Teste 3, (C) Teste 4, (D) *Misto*, (E) Teste 6, (F) Teste 5, (G) *PSS*, (H) Teste 7, (I) Teste 8.

Para melhor análise do material foi utilizado a razão entre a lei de Bragg (espaçamento "l" de cada plano) e a equação de Scherrer (tamanho de grão dos cristalinos), com isso pode-se obter o número de camadas dos materiais analisados, como demonstrado na Equação 1.

$$\frac{\tau}{d} = \frac{2K \lambda \sin \theta}{n \lambda \beta \cos \theta} = \frac{2K \sin \theta}{n \beta \cos \theta} \quad (1)$$

Os parâmetros e variáveis da Equação 1 são K: fator de forma adimensional, com valor normalmente adotado de 0,9;  $\beta$ : largura na meia altura (FWHM), em radianos; n: número natural;  $\lambda$ : comprimento de onda da radiação incidente;  $\theta$ : é o ângulo de incidência no plano; d: é a distância de planos atômicos.

Tabela 2: Dados cristalográficos dos materiais estudados.

Amostra	$2\theta$ (°)	d = Distância entre camadas (nm)	D = Altura total das camadas (nm)	N = D/d (n° de camadas)
<b>Grafite</b>	27,0386	0,329	22,34	67
<b>TED</b>	26,6041	0,334	23,31	69
<b>TESTE 3</b>	26,6023	0,334	14,45	43
<b>TESTE 4</b>	26,5295	0,335	16,71	50
<b>PSS</b>	26,5378	0,335	24,27	72
<b>TESTE 7</b>	26,5623	0,335	14,6	43
<b>TESTE 8</b>	26,5747	0,335	11,66	35
<b>MISTO</b>	26,5493	0,335	21,07	63
<b>TESTE 5</b>	26,6052	0,334	14,08	42

Na Tabela 2 foi apresentado os resultados calculados por meio da análise de DRX para cada amostra estudada. A distância entre camadas teve um aumento pequeno em relação ao grafite justificado pelo processo de esfoliação. A altura total das camadas e o número de camadas apresentam ser maiores e próximas das camadas do grafite para as amostras de *Ted*, *PSS* e *Misto* que variou de (63–72) camadas enquanto os Testes 3,4,5,7 e 8 além de sugerir apresentar menores alturas totais de camadas mostram apresentar números de camadas menores em relação aos outros experimentos com uma variação de (35-50) camadas. O processo de intercalação inicial apresentou ser favorável a obtenção de materiais com menos camadas.

#### 4. Próximas Etapas

Para trabalhos futuros faz-se necessário realizar análises de condutividade e mais análises dos materiais sintetizados para entendê-los melhor, além de elaborar a metodologia a fim de obter



um material com melhores qualidades e de forma que o processo possa ser melhor escalonável e eficiente. Além disso, um desafio de alta relevância é realizar um estudo da aplicação desses materiais a tinta metaloporfirínica (com aplicação em sensor aerodinâmico, mas com grandes dificuldades relativas à afinidade com os grafenos até aqui preparados) e sua funcionalização também devem ser abordadas.

## 5. Conclusões

Os grafites esfoliados apresentaram sinais de uma esfoliação com defeitos de borda e presentes em suas estruturas além de apresentar muitas camadas. O processo de intercalação inicial apresentou resultados interessantes no DRX e Raman. Para melhor entendimento dos materiais, análises elétricas são necessárias para avaliá-lo melhor. Portanto, para a aplicação do material na tinta não é possível afirmar qual o material ideal dos que foram sintetizados, todavia o processo de intercalação mostrou ser indícios de melhora do material perante os dados até aqui obtidos.

## Referências

- [1] Xu, Y.; Cao, H.; Xue, Y.; Li, B.; Cai, W. Liquid-Phase Exfoliation of Graphene: An Overview on Exfoliation Media, Techniques, and Challenges. *Nanomaterials*, 2018.
- [2] Yang, Yingchang and Hou, Hongshuai and Zou, Guoqiang and Shi, Wei and Shuai, Honglei and Li, Jiayang and Ji, Xiaobo", Electrochemical exfoliation of graphene-like two-dimensional nanomaterials, *Nanoscale*, 2019.
- [3] LZ Fogaça, JCM Vicentini, VR Batistela, MHNO Scaliante; Obtenção de grafeno por esfoliação eletroquímica em condições salinas seguida de dispersão em ultrassom, Departamento de Engenharia Química, Universidade Estadual de Maringá, Congresso Brasileiro de Catálise, São Paulo, 2019.
- [4] Liu, F, Wang, C, Sui, X, et al. Synthesis of graphene materials by electrochemical exfoliation: Recent progress and future potential. *Carbon Energy*, 2019.
- [5] SOUSA, Nei Carlos Oliveira. Esfoliação eletroquímica de grafite natural com eletrólito multifuncional para obtenção de estruturas de grafeno. 86 p. Dissertação (Engenharia de Materiais e Nanotecnologia) - Universidade Presbiteriana Mackenzie, São Paulo, 2018.
- [6] F. Sharif, A.S. Zeraati, P. Ganjeh-Anzabi, N. Yasri, M. Perez-Page, S.M. Holmes, U. Sundararaj, M. Trifkovic, E.P.L. Roberts, Synthesis of a high-temperature stable electrochemically exfoliated graphene, *Carbon*, 2019.



- [7] Damilola Momodu, Moshawe J. Madito, Ashutosh Singh, Farbod Sharif, Kunal Karan, Milana Trifkovic, Steven Bryant, Edward P.L. Roberts, Mixed-acid intercalation for synthesis of a high conductivity electrochemically exfoliated graphene, *Carbon*, Volume 171, 2021.
- [8] Joao Henrique Lopes, Siyu Ye, Jeff T Gostick, Jake E Barralet§ and Geraldine Merle§\* Silver nanoparticles decoration of defect free surfactant-assisted electrochemically exfoliated graphene. *Langmuir*, 2015
- [9] CASIRAGHI, C. et al. Raman spectroscopy of graphene edges. *Nano Letters*, v. 9, n. 4 p. 1433-1441, Abr. 2009.
- [10] SADEZKY, A. et al. Raman microspectroscopy of soot and related carbonaceous materials: Spectral analysis and structural information. *Carbon*, v.43, p. 1731-1742, 2005.
- [11] Souza, Camila Brito de. Desenvolvimento de material nanocompósito baseado em grafeno e selantes sensíveis a pressão. 112f. Dissertação de (mestrado em ciências e Tecnologias Espaciais) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2019.
- [12] HUH, T-J. et al. The restorative effect of fluoropolymer coating on electrical characteristics of graphene: experiments. London: IntechOpen Limited, 2011. Cap. 5, p. 73-90.
- [13] Benevides, Ana Paula et al. Reduced Graphene Oxide-Zinc Oxide Flower-Like Composite for Glass-Ionomer Materials Reinforcement. *Materials Research*, 2020.



## PIBIC/PIBITI-RELATÓRIO FINAL

Título do projeto de pesquisa: Levantamento Bibliográfico de Utilização de Ontologias na Área Aeroespacial  
Bolsista: Juliana Gisele Mendes Espíndola  
Orientador(a): Glauco da Silva  
Período a que se refere o relatório: Junho de 2021 a Julho de 2021

### Resumo

Ontologias são utilizadas para representar um domínio de conhecimento, identificando seus componentes e não gerando dúvidas quanto ao que cada item representa dentro do domínio utilizado. O uso de ontologias na área aeroespacial pode fazer com que o compartilhamento de informações entre as diversas agências espaciais e centros de pesquisa seja facilitada, uma vez que não haverá ambiguidade nos termos utilizados nos projetos. O trabalho de pesquisa visa realizar o levantamento bibliográfico de ontologias existentes para o domínio aeroespacial, identificando quais termos estão sendo utilizados, quem os definiu, quem está utilizando, em que áreas estão sendo empregadas e possíveis oportunidades de melhorias nas ontologias.

### 1. Introdução

Considerando o contexto atual, o compartilhamento de informações é um fator crucial para o conhecimento de qualquer organização. Por conta disso, o uso de serviços de armazenagem como a internet ou até mesmo uma intranet corporativa necessitam de ferramentas adequadas para acessar com maior precisão o conteúdo solicitado, além de agrupar, armazenar e descrever este conteúdo de maneira adequada.

Tais métodos automáticos baseiam-se na frequência de ocorrência de palavras, sem considerar as questões classificativas e semântica dos recursos. No decorrer dos anos esses mecanismos foram atualizados, mas mesmo com toda essa evolução, ainda existem barreiras que dificultam a fluidez do conhecimento corporativo.

Por conta desses fatores, o conceito de ontologia passou a ter destaque na ciência da informação, pois é um estudo que engloba a categorização e classificação de informações.



Portanto a padronização das terminologias inclusas em um vocabulário completo é indispensável para a interpretação desses dados através de máquinas. Na área aeroespacial, o cenário não é diferente, visto que é necessário definir um vocabulário comum para representar dispositivos, equipamentos, veículos espaciais, missões e outros, contribuindo para a disseminação de informações assertivas sobre o tema.

## 1.1 Ontologia

O termo ontologia é utilizado em várias vertentes e é representado de forma diferente em cada uma delas, logo, esse conceito pode representar diversos tipos de artefatos.

Como aponta Guarino [1] “[...] ontologia se refere a um artefato constituído por um vocabulário usado para descrever uma certa realidade, mais um conjunto de fatos explícitos e aceitos que dizem respeito ao sentido pretendido para as palavras do vocabulário. Este conjunto de fatos tem a forma da teoria da lógica de primeira ordem, onde as palavras do vocabulário aparecem como predicados unários ou binários.”

Efetivamente pode-se afirmar que existem tipos diferentes de ontologias, e o conhecimento de cada uma delas contribui para uma visão ampla da polivalência do termo em questão.

Para Maedche e Volz [2] ontologia é um ramo da filosofia que lida com a natureza e a organização do ser. Esse termo foi introduzido por Aristóteles em *Metafísica*, IV, 1. No contexto da pesquisa em “ontologia”, filósofos tentam responder as questões “O que é um ser?” e “Quais são as características comuns de todos os seres?”

Chauí [3] afirma que a ontologia refere-se ao “Estudo filosófico dos entes, à investigação dos conceitos que nos permitam conhecer e determinar pelo pensamento em que consistem as modalidades ônticas, quais os métodos adequados para o estudo de cada uma delas, quais as categorias que se aplicam a cada uma delas”.

Assim, a natureza ontológica diante a frente filosófica compete aos entes utilizados como fonte de conhecimento e das propriedades existentes neles.

A diversidade que o termo ontologia pode ostentar, trazendo diferentes possibilidades de utilização, que variam desde a disciplina filosófica até vocabulário lógico e sistema conceitual.

De acordo com Fensel [4] “Uma ontologia é uma especificação formal explícita de uma conceitualização compartilhada.”



Gómez-Pérez [5] complementa dizendo que: “Uma ontologia é um conjunto de termos ordenados hierarquicamente para descrever um domínio que pode ser usado como um esqueleto para uma base de conhecimentos.”

Fora da filosofia, a ontologia é utilizada como um meio descritivo de algo existente, geralmente tratando-se de um domínio específico. Esse domínio possui categorias que agrupam objetos semelhantes, comumente relacionados às questões termológicas.

Tratando-se de linguagens, pode-se alocar esse conhecimento léxico a uma junção básica de linguagem e lógica, abrindo assim precedentes para a aplicação de ontologia em outras áreas de domínio.

Qualquer área de domínio organiza suas informações em bibliotecas ontológicas que possuem expressões linguísticas relacionadas a natureza que está inserida, e o papel da arquitetura ontológica é fornecer uma base de dados sólida, para que haja entendimento de conceitos amplos, do senso comum, evitando assim problemas relacionados a pluralidade e a complexidade termológicas que acercam a manipulação de normas no próprio meio.

“Visando a sistematização das apresentações desse conceito, os autores apresentam uma diferenciação essencial: Ontologia (com o maiúsculo), como a disciplina filosófica; e ontologias (com o minúsculo, plural) como objetos relacionados aos níveis semânticos ou sintáticos – desde sistemas até vocabulários.” [6].

[1] cita que “A ontologia se refere a um artefato constituído por um vocabulário usado para descrever uma certa realidade, mais um conjunto de fatos explícitos e aceitos que dizem respeito ao sentido pretendido para as palavras do vocabulário. Este conjunto de fatos tem a forma da teoria da lógica de primeira ordem, onde as palavras do vocabulário aparecem como predicados unários ou binários.”

Já no contexto de informação e conhecimento, pode-se mencionar a ontologia como um agente facilitador, que representa os objetos em conjunto de termos, qualificando-os de forma descritiva a fim de auxiliar sua busca. Na ciência da informação, tais mecanismos empenham-se para padronizar e formalizar o conhecimento, de modo sistematizado, possibilitando que haja um controle geral sob as informações de um determinado domínio.

## **1.2 Ontologias em Sistemas de Informação**

Conforme o tema da presente pesquisa, a área ontológica que mais se adequa a realidade de sistemas aeroespaciais, é a ontologia da ciência da informação, mais especificamente nas



categorias da tecnologia da informação e engenharia de *software*, áreas responsáveis pelo desenvolvimento de sistemas informacionais.

Para melhor analisar o impacto da ontologia em sistemas de informação é necessário fragmentar o estudo.

O termo ontologia foi atribuído à ciência da informação por volta de 1960, conforme houve a necessidade de uma estrutura que representasse as informações em um vocabulário lógico. Desse modo, abriram-se fundamentos para o aprofundamento de tal conteúdo, possibilitando que novos estudos fossem iniciados, um exemplo deles é a “web semântica” que foi mencionado em meados de 1990.

Apesar de toda influência que o estudo de ontologias na ciência da informação possui atualmente, pesquisas referentes a sistemas ainda são quantitativamente moderadas, comparado com o material presente em outras áreas. A modernização contínua dos sistemas existentes e a expansão dos mecanismos tecnológicos contribuíram para o crescimento do tema, que por sua vez, representa um tópico de suma importância para o desenvolvimento dessa ciência.

Levando em consideração a incumbência da representação do conhecimento em sistemas de informação, o conjunto de dados e a descrição deles é conduzida por regras. Essas regras funcionam como agentes classificatórios para construir uma base de conhecimento sólida e formal para a compreensão lógica de um grupo de especialistas.

Vale ressaltar que a realidade computacional é representada por um vocabulário lógico através da ontologia, que por sua vez apresenta um sistema descritivo de forma explícita, evitando incompatibilidades entre o modelo de linguagem e o modelo pretendido.

Ainda enfatizando o quesito linguagem, a ontologia além de englobar a estrutura vocabular de um sistema, funciona como um instrumento de cognição, ou seja, busca absorver todo conhecimento referente aquelas entidades.

Almeida e Bax [7] citam um exemplo prático de como funciona a atividade de um sistema ontológico em um documento. “Por exemplo, as sentenças “Marte tem duas luas”, “*Two moons circle Mars*” e “*Mars a deux lunes*” carregam a mesma proposição, ou seja, o fato de que Marte possui duas luas.”

Seguindo essa linha de raciocínio, a informação contida em um documento não é identificada com o texto presente nele, mas sim no seu conteúdo proposicional, pois as sentenças são diferentes em seu conteúdo textual, porém possuem o mesmo significado. Portanto, a



ontologia além de agrupar as informações baseadas no conteúdo vocabular, identifica particularidades comuns entre as sentenças com base no conhecimento implicado a descrição de cada uma delas.

Diante da perspectiva de Campos [8], “As ontologias computacionais são utilizadas como instrumentos de construção de modelos a partir dos quais se pode organizar e representar o conhecimento. Se o processo de conhecer pode ser compreendido como um processo de construção de modelos de um dado domínio”, pode-se dizer então, que a ontologia computacional constrói e compreende o conhecimento, através de um sistema léxico, que identifica as propriedades e características de cada entidade.

É importante reiterar o ponto que une a ontologia filosófica à ontologia tecnológica, que é justamente a escolha de categorização para representar um conhecimento. Porém a inteligência artificial possui uma particularidade, que se detém na criação de uma rede de definições compatível e consensual na comunidade que está inserida, atribuindo valor descritivo ao vocabulário do documento, portanto, esses conceitos são embutidos em um padrão, onde os termos e as definições de cada “entidade” são aceitas pela comunidade.

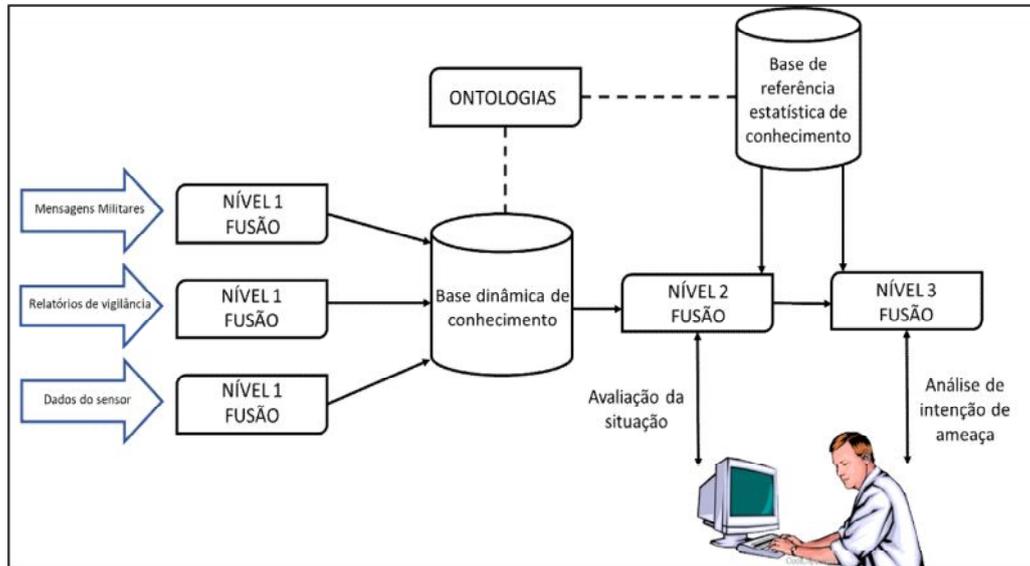
### **1.3 O uso de Ontologias em Sistemas Aeroespaciais**

O setor aeroespacial, como qualquer outro, gera uma alta quantidade de dados e para que o processamento desses dados seja eficiente, necessita-se de um sistema de alto nível para organizar as informações e por conseguinte construir uma rede de conhecimento completa.

Muitas áreas no setor aeroespacial dependem de um sistema de informação apto para fornecer uma base de conhecimento sólida e muito bem definida. A Figura 1 apresenta um exemplo genérico de arquitetura de dados de um sistema de inteligência militar.

A Figura 1 representa o processo fusão de dados de uma Inteligência Militar, observa-se que ele começa pelo processamento de dados brutos contidos no sensor, esses dados juntamente com os relatórios gerados e as mensagens dos militares (todos considerados dados de primeiro nível) são semanticamente unidos em uma base dinâmica de conhecimento gerida por ontologias. Por sua vez, as ontologias fornecem essas informações para uma base de dados que cria uma base de conhecimento fundida, que gera dados estatísticos. No segundo nível dados numéricos e simbólicos são quantitativamente processados e combinados para produzir avaliações da situação. Finalizando com o terceiro nível de fusão que avalia ameaças e analisa as intenções inimigas.

**Figura 1:** Exemplo genérico de arquitetura de dados de uma Inteligência Militar



Fonte: Adaptada de [9]

Esse processo apresenta como a ontologia trabalha através de sistema de informações, para apoiar:

- Coleta e compartilhamento de dados
- Componentes de engenharia
- Manufatura
- Conhecimento semântico

## 2. Materiais e Métodos

A presente pesquisa busca realizar uma revisão bibliográfica sobre a utilização das ontologias presentes no setor aeroespacial, visando apresentar e analisar o material disponível sobre o assunto, relatando o que os autores concordam e divergem sobre ele. A partir dessa premissa busca-se apresentar de forma coerente o conhecimento que cerca a semântica em sistemas computacionais presentes no setor aeroespacial. Este levantamento será desenvolvido com base na metodologia de revisão sistemática descrita no artigo “*Procedures for Performing Systematic Reviews*” elaborado por Barbara Kitchnham [10].

Para se iniciar o levantamento bibliográfico será necessário definir questões que se pretende analisar durante o seu desenvolvimento. Para esta pesquisa busca-se responder as seguintes



questões: Qual o papel das ontologias em sistemas aeroespaciais? O que os autores publicaram referente a essa linha de pesquisa?

Para se definir os critérios de pesquisa foi adotada a seguinte estratégia: Separar a pesquisa preliminar em 3 categorias: Conceito de Ontologia, Ontologias em sistemas de informação e Ontologias em sistemas aeroespaciais, conforme pode ser visto na Tabela 1.

Tabela 1: Critérios de pesquisa

Referência	Categoria	Palavra-chave
1.	Conceito de ontologia	<i>Ontology</i> Ontologia Definição de ontologia Tipos de ontologia
2.	Ontologias em sistemas de informação	Web Semântica <i>Web Semantic</i> Gestão do conhecimento Ontologia em Sistemas de informação <i>Ontology Web Language (OWL)</i>
3.	Ontologias em sistemas Aeroespaciais	Ontologias no setor aeroespacial <i>Ontology Aerospace</i>

Fonte: Elaborado pelos autores

Para realização do levantamento serão utilizadas as seguintes bases de dados científicas: IBICT - Instituto Brasileiro de Informação em Ciência e Tecnologia, SciELO - *Scientific Electronic Library Online*, ResearchGate, IEEExplore *digital library*.

Após a definição das bases de dados, é necessário estabelecer os critérios para utilização do material de estudo, sendo eles:

- 1) O material de estudo ser voltado para o uso de ontologias em sistemas de informação;
- 2) Fonte científica de dados;
- 3) Estar disponível em português ou inglês; e
- 4) Conteúdo disponível em versão completa.

### 3. Resultados

Para condução deste trabalho, o processo de produção do documento será dividido em 4 etapas:

- 1) Busca em bancos de dados científicos



- 2) Seleção de material para estudo
- 3) Análise dos artigos selecionados
- 4) Extração de dados para fomentação do estudo

A primeira etapa da pesquisa se inicia com a busca de publicações em plataformas especializadas em conteúdos científicos. A segunda etapa consiste na seleção dos trabalhos acadêmicos que contemplam o conceito de ontologia. Em seguida, na terceira etapa é realizada uma triagem dos artigos que serão utilizados no estudo. Por fim, na quarta etapa se realiza a extração de dados para a construção do estudo e consequentemente a resolução da questão de pesquisa.

#### **4. Próximas Etapas**

Algumas referências já pesquisadas serão utilizadas como base para o desenvolvimento deste estudo, principalmente os artigos relacionados diretamente com o tema referido como: “*Semantic web technologies for Aerospace*”, elaborado por Paul Kogut e Jeff Heflin [9]; e “*Basic Concepts and Distinctions for an Aerospace Ontology of Functions, Entities and Problems*” elaborado por Jane T. Malin e David R. Throop [11]. Esses estudos agregam conhecimento e são importantes fontes de dados para a realização desta pesquisa, fornecendo informações concretas sobre a utilização de ontologias na área aeroespacial.

Para as próximas etapas desta pesquisa, pretende-se expandir a relação de referências e realizar análises de novas fontes de dados com o objetivo de concluir o levantamento bibliográfico de forma mais abrangente, atribuindo um conteúdo mais completo e uma maior lista de referências relativas ao tema da pesquisa.

#### **5. Conclusões**

Pode-se concluir com o desenvolvimento inicial da presente pesquisa que a ontologia é uma importante ferramenta que permite a criação de uma espécie de linguagem universal, que adota um conceito de terminologias únicas referentes à um mesmo grupo de entidades, eliminando assim a ocorrência de duplicidades de dados em sistemas.

Contextualizando ao setor aeroespacial, que por sua vez, sempre está em busca de um fluxo de informações fluído, o uso de ontologias nesses sistemas se faz imprescindível, para que não ocorram falhas no compartilhamento e no processamento de dados com outros setores,



outras organizações ou em outras bases de dados. Desse modo, é possível firmar um compromisso de suporte confiável de informações concisas sobre um determinado domínio.

## Referências

- [1] GUARINO, Nicola (Ed.). **Formal ontology in information systems: Proceedings of the first international conference (FOIS'98), June 6-8, Trento, Italy**. IOS press, 1998.
- [2] MAEDCHE, Alexander; VOLZ, Raphael. The ontology extraction & maintenance framework Text-To-Onto. In: **Proc. Workshop on Integrating Data Mining and Knowledge Management, USA**. 2001. p. 1-12.
- [3] CHAUI, Marilena S. **Convite à filosofia**. São Paulo: Ática, 2000.
- [4] FENSEL, Dieter et al. OIL: An ontology infrastructure for the semantic web. **IEEE intelligent systems**, v. 16, n. 2, p. 38-45, 2001.
- [5] GÓMEZ-PÉREZ, Asuncion. **Evaluation of taxonomic knowledge in ontologies and knowledge bases**. Twelfth workshop on knowledge acquisition, modeling and management, Canadá, 1999.
- [6] FIGUEIREDO, Frederico de Carvalho; ALMEIDA, Fernanda Gomes. Ontologias em ciência da informação: um estudo bibliométrico no Brasil. **Ciência da Informação**, v. 46, n. 1, p. 25-26, 2017.
- [7] ALMEIDA, Mauricio B.; BAX, Marcello P. Uma visão geral sobre ontologias: pesquisa sobre definições, tipos, aplicações, métodos de avaliação e de construção. **Ciência da informação**, v. 32, p. 7-20, 2003.
- [8] CAMPOS, Maria Luiza de Almeida. Modelização de domínios de conhecimento: uma investigação de princípios fundamentais. **Ciência da Informação**, v. 33, p. 22-32, 2004.
- [9] KOGUT, Paul e HEFLIN, Jeff. **Semantic web technologies for Aerospace**. IEEE Aerospace Conference Proceedings, 2003.
- [10] KITCHENHAM, Barbara. Procedures for Performing Systematic Reviews, **Joint Technical Report. Software Engineering Group**, Dep of Computer Science, Keele University, 2004.
- [11] MALIN, Jane T.; THROOP, David R. Basic concepts and distinctions for an aerospace ontology of functions, entities and problems. In: **2007 IEEE Aerospace Conference**. IEEE, 2007. p. 1-18.



## PIBIC/PIBITI-RELATÓRIO FINAL

Título do projeto de pesquisa: Aerodinâmica de Veículos Espaciais.  
Bolsista: Júlio César dos Santos  
Orientador(a): Danton José Fortes Villas Boas  
Período a que se refere o relatório: Maio de 2021 a Agosto de 2021

### Resumo

O estudo das características aerodinâmicas de arrasto de configurações de foguetes de sondagem é realizado no Instituto de Aeronáutica e Espaço utilizando métodos semi-empíricos de acordo com a complexidade do modelo em estudo, uma vez que a utilização do túnel de vento do IAE não atende todos os números de Mach necessários e o uso de túneis de vento estrangeiros se torna inviável por conta do custo. Desta maneira torna-se de suma importância a utilização dos softwares disponíveis para tal procedimento, pois estes já fornecem as informações com a precisão necessária para o projeto de foguetes. O presente trabalho tem como objetivo a determinação dos coeficientes aerodinâmicos e comparação dos resultados obtidos através de alguns softwares. Para tanto é realizada a modelagem geométrica do foguete utilizando o software de CAD e design mecânico Autodesk Fusion 360 e posteriormente a determinação dos coeficientes aerodinâmicos por meio dos softwares AEROLAB, MISSILE DATCOM e ANSYS FLUENT. Também os resultados serão comparados com dados obtidos em ensaios de túnel de vento, disponíveis na literatura, para cada software utilizado. O esperado para este projeto é dominar o processo de determinação de coeficientes aerodinâmicos de veículos espaciais.

### 1. Introdução

Os foguetes de sondagem são veículos de pequeno porte, podendo variar aproximadamente de 3 a 13 metros de altura. Eles são utilizados para missões suborbitais de pesquisa espacial, e são capazes de lançar cargas úteis compostas por experimentos científicos e tecnológicos. Por meio do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) do Comando-Geral de Tecnologia

Aeroespacial (CTA), a produção bem sucedida destes foguetes proporcionaram a realização de inúmeros experimentos científicos e tecnológicos (Agência Espacial Brasileira, 2020).

Conhecer o coeficiente aerodinâmico é de suma importância, pois este influencia diretamente no voo do foguete, uma vez que este é um dado de entrada para cálculo da trajetória.

Existem várias formas de se determinar os coeficientes aerodinâmicos, através de cálculos semi-empíricos, softwares e túneis de vento. Atualmente para se dar continuidade a um projeto é necessário obter este coeficiente da maneira mais rápida e econômica possível, pois por meio da análise dos coeficientes aerodinâmicos de um foguete pode-se decidir fazer alterações em sua forma geométrica a fim de se obter o menor coeficiente de arrasto possível no foguete. Portanto conhecer, estipular e examinar este coeficiente se faz necessário uma vez que desta forma podemos observar se o design do foguete viabiliza o voo.

O objetivo deste trabalho é comparar os resultados obtidos através dos softwares citados acima, para que desta forma possa ser feita a avaliação da performance e do coeficiente de arrasto dos tipos de ogivas disponíveis no projeto do foguete L53K17 da NASA e com a atmosfera utilizada de *1976 model of the U.S. Standard Atmosphere (NASA-TM-X-74335)* [1].

## 2. Materiais e Métodos

Como citado na introdução, a geometria utilizada neste estudo é a do foguete L53k17, extraídos de (Stoney, 1954 e Pilan, 1954) [2], que pode ser observada na figura 1:

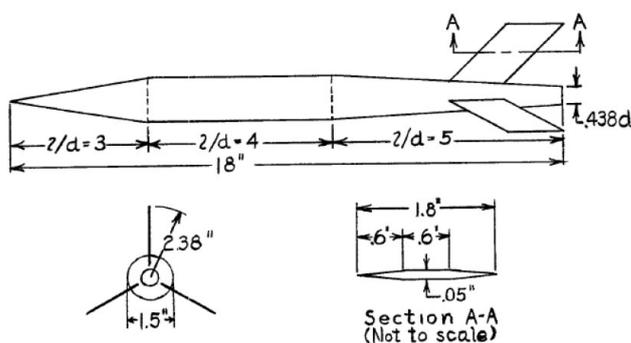


Figura 1: Configuração Básica L53K17. (Fonte: Stoney e Pilan, 1954)

Para este foguete existem diferentes tipos de ogivas que também podem ser observadas na figura 2.

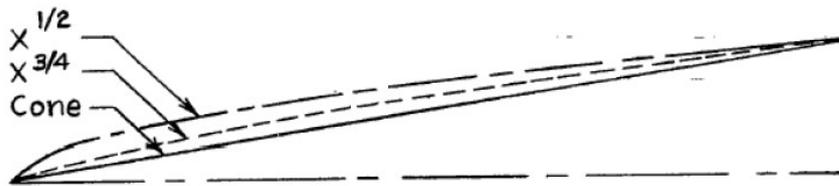


Figura 2: Tipos de ogivas para o L53K17. (Fonte: Stoney e Pilan, 1954)

A partir do estudo do desenho geométrico do foguete, foi realizado o design da configuração L53K17 por meio do software de CAD e design mecânico Autodesk Fusion 360, a fim de se obter todas as cotas e parâmetros em milímetros para a análise do projeto.

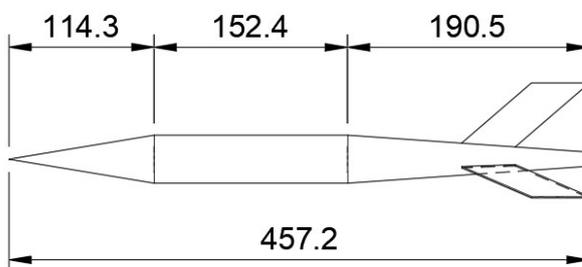


Figura 3: Desenho geométrico L53K17. (Fonte: Autoria própria, 2021)

Após o desenho e entendimento da geometria estudada, foi dado início à utilização do software ANSYS FLUENT, onde foram realizados dois tipos de tutoriais com o software. O primeiro intitulado "*Steady Flow Past a Cylinder*" e o segundo intitulado "*UnSteady Flow Past a Cylinder*" (Autor: Singleton e Bhaskaran, 2014) [3], para iniciar a familiarização com o software. Pode-se verificar o avanço desta fase do estudo por meio das figuras 4 a 6:

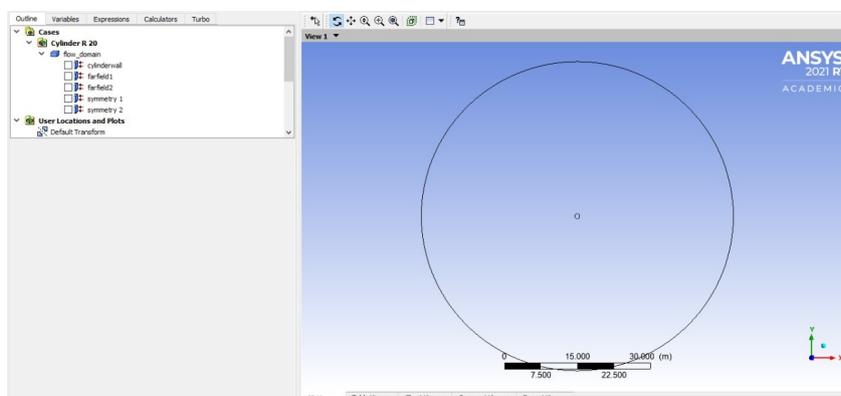


Figura 4: Desenho geométrico tutorial Cylinder. (Fonte: Autoria própria, 2021)

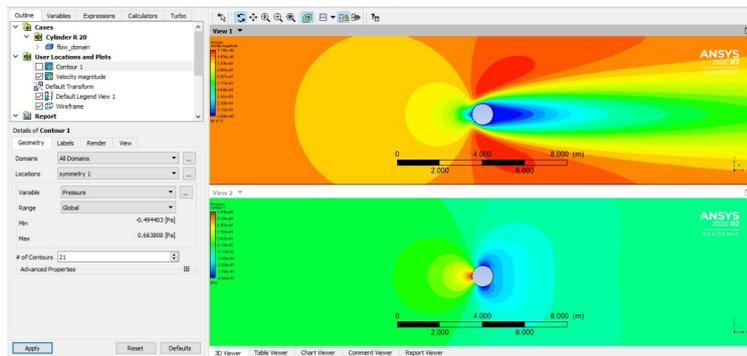


Figura 5: Pressão e Mach tutorial "*Steady Flow Past a Cylinder*". (Fonte: Autoria própria, 2021)

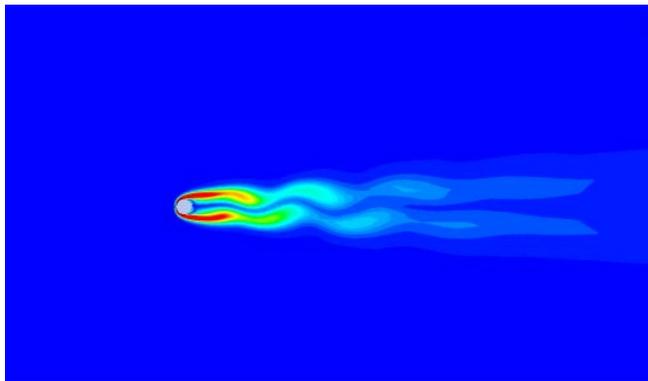


Figura 6: Vortices tutorial "*UnSteady Flow Past a Cylinder*". (Fonte: Autoria própria, 2021)

Na próxima etapa da pesquisa iniciou-se o estudo do foguete L53K17, sendo realizado o desenho do foguete no módulo *Design Modeler* do ANSYS FLUENT e a geração de malha no módulo *Mesh*. Pode-se verificar a evolução do trabalho nas figuras 7 a 9:

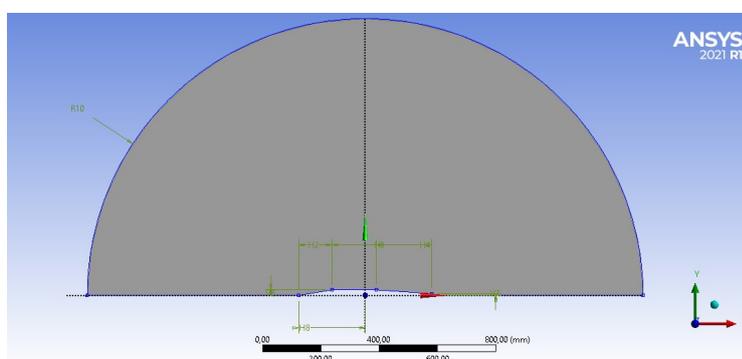


Figura 7: Desenho axissimétrico L53K17 ANSYS FLUENT. (Fonte: Autoria própria, 2021)

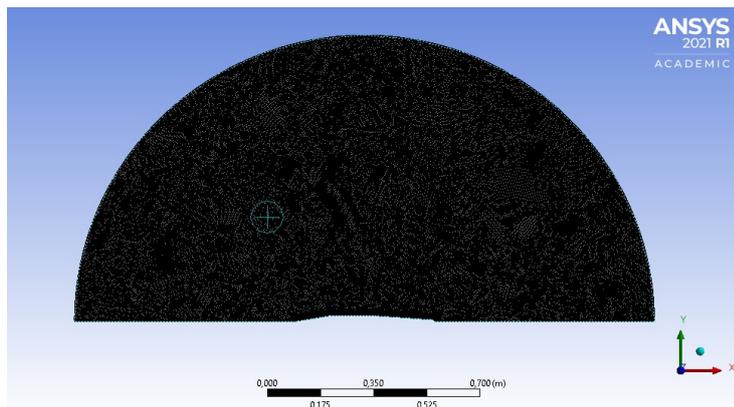


Figura 8: Mesh. (Fonte: Autoria própria, 2021)

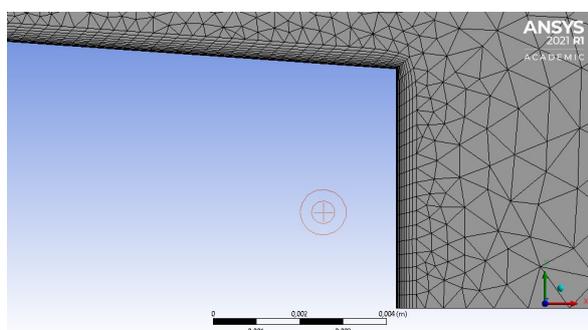


Figura 9: Detalhe do inflation. (Fonte: Autoria própria, 2021)

Após o processamento de *Mesh* e definição do *Solution*, serão realizadas as simulações do escoamento no módulo *Fluent* e os resultados serão apresentados em etapas posteriores dessa pesquisa.

Para a comparação de resultados entre os softwares deve-se simular o problema no programa AEROLAB, onde pode-se analisar os 3 tipos de ogivas e a configuração com empenas.

A primeira alternativa a ser analisada será a ogiva  $x^{3/4}$  sem empenas.

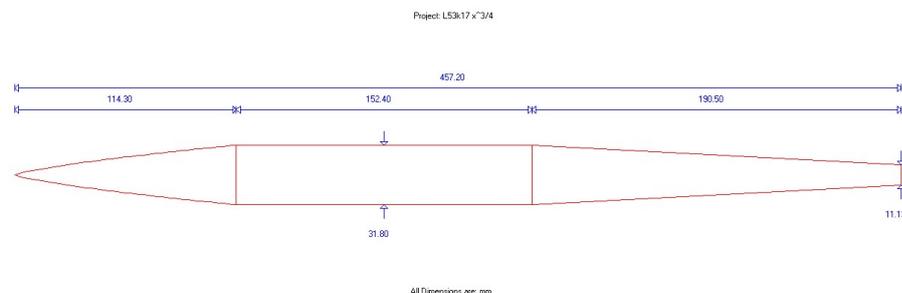


Figura 10: Desenho de ogiva  $x^{3/4}$  sem empenas.

Uma vez definida a estrutura do foguete em estudo, pode-se definir as configurações de lançamento em relação a altitude e pressão, ressaltando que como o estudo é para fim de comparação o setup será o mesmo para todos os lançamentos.

Tomando como base o relatório “Validação e aplicação de procedimento de cálculo aerodinâmico para configurações esbeltas”. (Autor: Isabelle Alice Santos, 2003) [4]. Pode-se definir para este caso de ogiva  $x^{3/4}$ , o Lower Mach como 0.75 e Upper Mach como 1.35, e para princípio de estudo será considerado que a altitude de voo é no nível do mar.

A segunda alternativa a ser analisada é o caso de ogiva  $x^{1/2}$

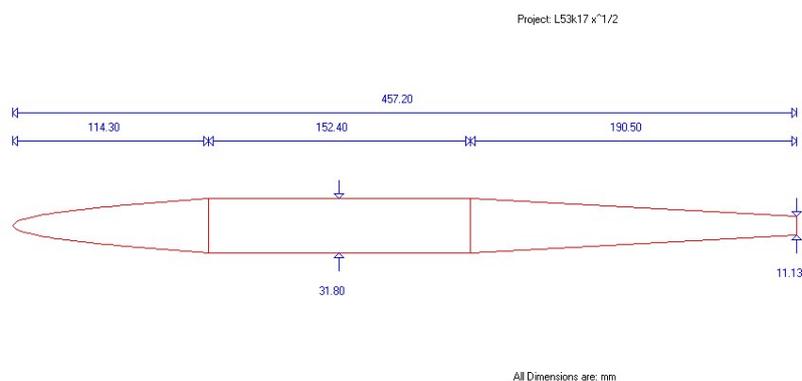


Figura 12: Desenho de ogiva  $x^{1/2}$  sem empenas.

A terceira alternativa a ser analisada é o caso de ogiva cônica.

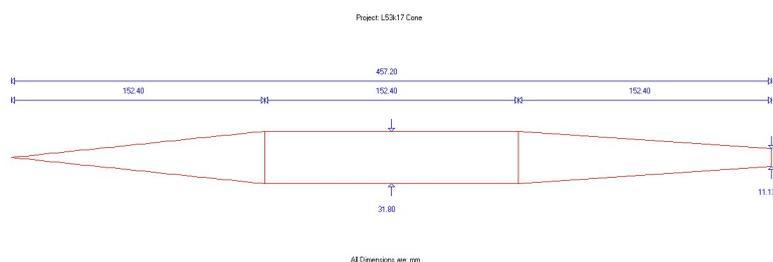


Figura 13: Desenho de ogiva cônica.

Após ser realizado o estudo de caso para foguetes sem empenas, pode-se utilizar o método de comparação para o mesmo setup de altura e pressão, para foguetes com empenas e observar o comportamento do foguete durante o lançamento, além disso pode-se observar o comportamento do gráfico em relação a Mach x Coeficiente de Arrasto, quando se possui empenas no estilo do foguete L53K17 para as ogivas já estudadas neste trabalho.

Sendo assim será identificado onde se localiza a empena através do desenho do Aerolab.

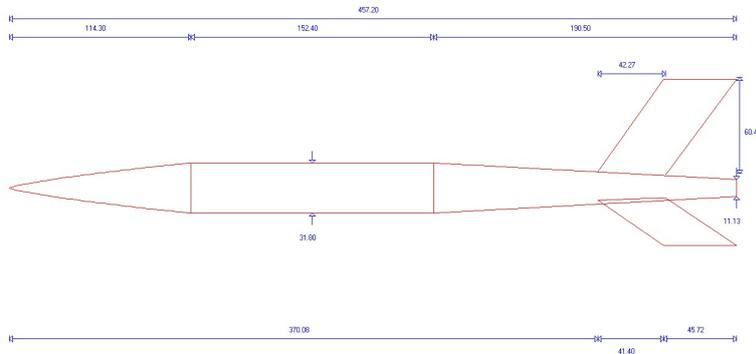


Figura 14: Desenho de ogiva  $\frac{3}{4}$  com empenas.

Para análise de lançamento do foguete com diferentes tipos de empenas, será utilizado o mesmo setup dos foguetes sem empenas.

### 3. Resultados

Os resultados do coeficiente de arrasto obtidos através do software ANSYS FLUENT, para a configuração Cônica sem empenas do foguete L53K17 será demonstrado na figura 16, onde neste se pode observar uma normalização do coeficiente a partir da iteração 600.

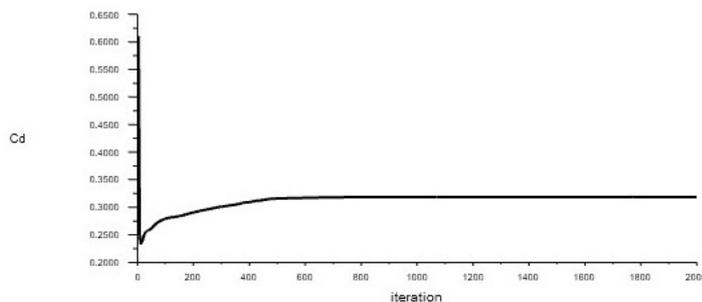


Figura 16: Coeficiente de arrasto para configuração cônica. (Fonte: Autoria própria, 2021)

Para ilustrar melhor o que acontece com o foguete quando submetido às situações citadas neste relatório a figura 17 demonstra a ação do gás ideal em contato com a superfície do foguete, o software demonstra as diferentes áreas de coeficiente de arrasto, e pode-se observar que a parte da base do foguete chega a atingir uma velocidade muito baixa, próxima a nula.



Figura 17: Campo de velocidade no voo não propulsado. (Fonte: Autoria própria, 2021)

O software ANSYS FLUENT fornece a força exercida em cada ponto do foguete, as quais estão divididas em três partes:

1. Base;
2. Coifa;
3. Fuselagem.

Estas partes do foguete podem ser verificadas na figura 18.

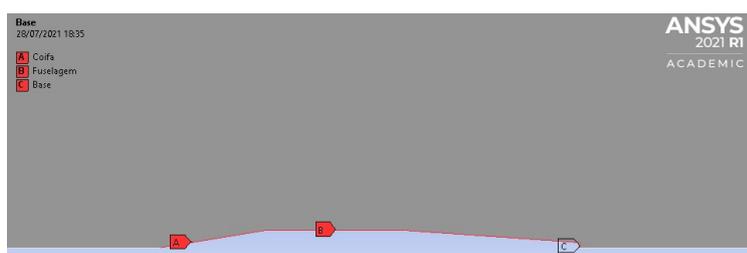


Figura 18: Denominações do foguete L53K17. (Fonte: Autoria própria, 2021)

Na tabela 1 é possível realizar a somatória dos dados e obter o coeficiente de arrasto presente no problema.

Coefficient	
Zone	Pressure
Base	0,009057763
Coifa	0,16384421
Fuselagem	0,046539059
Total	0,219441040

Tabela 1: Somatória do Coeficiente de arrasto. (Fonte: Autoria própria, 2021)

Após realizar os cálculos pelo software ANSYS FLUENT, foram realizados os cálculos por meio do software AEROLAB com todas as configurações para a atmosfera utilizada de *1976 model of the U.S. Standard Atmosphere (NASA-TM-X-74335)* [1].

Os resultados estão separados por tipos de ogiva e serão comparados os coeficientes de arrasto, com o foguete com empenas e sem empenas.

Nas figuras 19 a 21 são apresentadas as comparações dos resultados para todos os tipos de configurações para o foguete L53K17 sem empenas e com empenas. Nestas pode-se observar que quando o motor está desligado o coeficiente de arrasto aumenta para as duas configurações, e quando a empena está presente na configuração do foguete existe um aumento relativo no coeficiente de arrasto quando comparado com o foguete sem empenas.

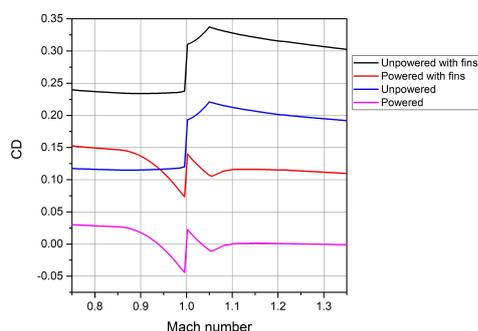


Figura 19: Comparação ogiva  $x \frac{3}{4}$ . (Fonte: Autoria própria, 2021)

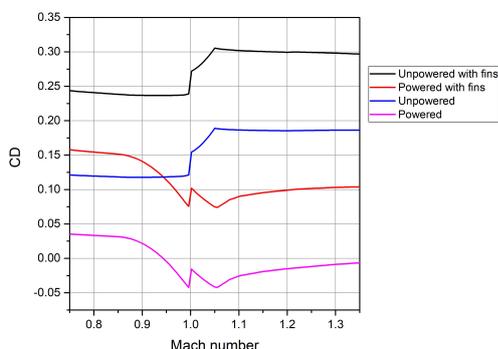


Figura 20: Comparação ogiva  $x \frac{1}{2}$ . (Fonte: Autoria própria, 2021)

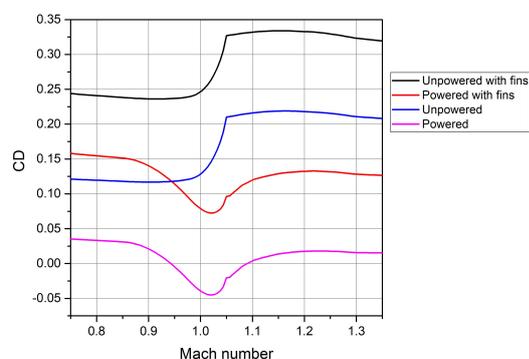


Figura 21: Comparação ogiva cônica. (Fonte: Autoria própria, 2021)



#### 4. Próximas Etapas

Para dar continuidade ao projeto é necessário considerar mais valores no número de Mach para o software ANSYS FLUENT, realizar a avaliação do modelo no software DATCOM e terminar a comparação dos resultados obtidos entre softwares.

#### 5. Conclusões

O comportamento das curvas obtidas nos gráficos, demonstram que o coeficiente de arrasto para todas as configurações do foguete L53K17, é menor para voo propulsado do que para voo não propulsado. É importante mencionar que como as comparações detalhadas ainda não foram finalizadas, uma vez que ainda faltam a realização de mais simulações no ANSYS FLUENT e DATCOM.

#### Referências

- [1] **U.S. Standard Atmosphere 1976**, NASA-TM-X-74335, National Aeronautics and Space Administration, 1976.
- [2] STONEY, W. E. Jr., **Transonic Drag Measurements of Eight Body-Nose Shapes**, NACA RM L53K17, National Advisory Committee for Aeronautics, 1952.
- [3] SINGLETON, J.; BHASKARAN, R., **Fluent Learning Modules**, Cornell University, 2014.
- [4] SOARES, Izabelle A. S. P., **Validação e aplicação de procedimento de cálculo aerodinâmico para configurações esbeltas**, ITA, 2003.



## **Relatório Final**

### **PIBIC 2020/2021**

Título do projeto de pesquisa: Medição do tensor de inércia de engenhos espaciais  
Bolsista: KHALIL VICENTE ABDOUNI  
Orientador(a): WANDERLEY PIRES CUNHA  
Período a que se refere o relatório: Dezembro de 2020 a agosto de 2021

### **Resumo**

Neste relatório é apresentada a formulação e o método de medição dos produtos de inércia das três configurações de um corpo de prova especialmente desenvolvido para este trabalho. Esse corpo de prova consiste em um cilindro de alumínio, utilizado para o estudo de momento e produto de inércia, os quais são parâmetros cuja determinação precisa e exata é essencial para se avaliar o desempenho e o controle da trajetória de veículos aeroespaciais. Nesse cilindro foram colocadas massas, em posicionamentos específicos, para gerar um desbalanceamento no conjunto. A este dispositivo foi dado o nome de ADA, devido às três configurações propostas para este estudo: Avião, Dzhani-bekov e Aleatório. O experimento utiliza um fixador que funciona como elo entre o corpo de prova e o equipamento de medição, o instrumento KSR 1320, de forma a possibilitar a rotação do corpo em 360° em torno dos eixos coordenados do corpo para a medição, indireta, dos produtos de inércia. No Relatório anterior foram apresentados os cálculos dos momentos de inércia dessas três configurações, a partir de medições das dimensões das peças que compõem o dispositivo, utilizando escala milimetrada, bem como medições de massa, em conjunto, e separadamente, dessas peças. Essas medições também foram utilizadas no presente relatório para apresentar os resultados dos dados de produto de inércia.

## 1. Introdução

A medição de produto de inércia é um procedimento indireto que utiliza os dados das medições de centro de gravidade,  $cg$ , e de momento de inércia,  $I$ , de um corpo de prova em etapas anteriores desse processo de medição [1]. Essas etapas fornecem os parâmetros necessários para a continuação do experimento. As medições do centro de gravidade de um corpo são feitas anteriormente às medições dos momentos de inércia, porque a origem dos eixos coordenados de referência do corpo, que gira com o mesmo, deve ser centrado no  $cg$  do corpo. A orientação dos eixos do sistema de referência geralmente é escolhida pelo solicitante das medições. Neste trabalho será utilizado o método do pêndulo de torção invertido, o mesmo que vem sendo utilizado para a medição de momento de inércia e demonstrado nos trabalhos anteriores, [2].

## 2. Fundamentação teórica

Produtos de inércia são parâmetros que compõem a matriz de inércia de um corpo não simétrico, correspondendo aos seus elementos não diagonais. Dependendo da orientação do eixo de referência, centrado no  $cg$  do objeto, a configuração da indexação dos índices desses parâmetros varia de acordo com sistema de referência adotado pelo solicitante. Neste trabalho foi adotado, para as três configurações de corpo-de-prova ADA (Avião, Dzhanibekov e Aleatório), o sistema de referência vermelho, mostrado na figura 1, como se fosse hipoteticamente o de um solicitante, sendo o sistema de referência azul o adotado pelo instrumento de medição, definido pelo fabricante.

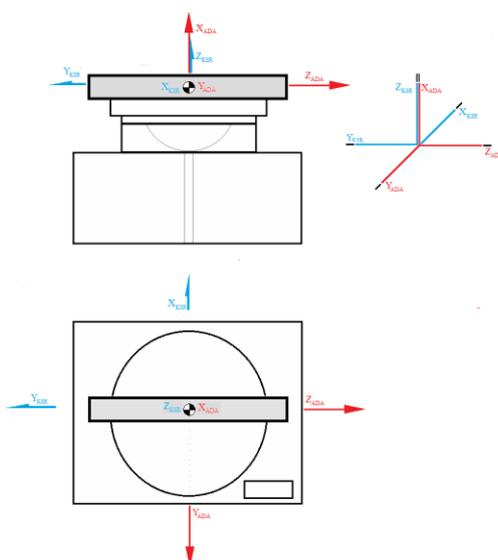


Figura 1: Sistemas de coordenadas de referência da máquina, em azul, e do corpo de prova ADA, em vermelho.

Considerando-se então o sistema de referência vermelho, mostrado na figura 1, a matriz de um corpo de prova não simétrico obedece à seguinte formulação:

$$[I] = \begin{bmatrix} I_{yy} & -I_{yz} & -I_{yx} \\ -I_{zy} & I_{zz} & -I_{zx} \\ -I_{xy} & -I_{xz} & I_{xx} \end{bmatrix} \quad (1)$$

E para o caso de objetos simétricos em relação aos três eixos coordenados:

$$[I_{\lambda}] = \begin{bmatrix} I_{yy} & 0 & 0 \\ 0 & I_{zz} & 0 \\ 0 & 0 & I_{xx} \end{bmatrix} \quad (2)$$

Para o lançamento de um foguete, é necessária a determinação de toda a matriz de inércia dos módulos superiores, através de medições em laboratório, antes do lançamento, pois esse é um parâmetro essencial no controle da carga-útil do veículo aeroespacial. Essas medições têm que ser feitas sempre após o procedimento de balanceamento dos módulos superiores, que são responsáveis por satelizar ou colocar a carga-útil na sua posição de trabalho. A matriz do módulo responsável para colocar a carga-útil na sua posição de trabalho, terá, após o procedimento de balanceamento, a seguinte configuração, equação (3):

$$[\tilde{I}] = \begin{bmatrix} I_{yy} & -I_{yz} & 0 \\ -I_{zy} & I_{zz} & 0 \\ 0 & 0 & I_{xx} \end{bmatrix} \quad (3)$$

Os procedimentos de balanceamento são realizados em instrumentos específicos, especialmente desenvolvidos, que possibilitam processos dinâmicos de eliminação de produto de inércia. No Laboratório de Propriedades de Massa, LPMA, do IAE, é utilizada a máquina POI3200M, Space Electronics, de 3,2 toneladas de capacidade de carga.



### 3. Materiais e métodos

Para a medição de produto de inércia, utilizamos o mesmo método e instrumento descritos no Relatório anterior [2], e conseqüentemente a mesma equação:

$$I = C(T_t^2 - T_o^2) \quad (4)$$

Onde

$I$ = Momento de inércia;

$C$ =Constante do instrumento de medição;

$T_t$ =Período de oscilação do instrumento de medição, equipado com dispositivo de fixação e corpo-de-prova, em segundos;

$T_o$ = Período de oscilação do instrumento de medição com o dispositivo de fixação e sem o corpo-de-prova;

No procedimento utilizado para a medição de produto de inércia, [1], são realizadas quatro etapas de medições:

- 1) Mede-se o centro de gravidade, cg, de cada uma das três configurações ADA;
- 2) Com os dados das coordenadas do cg obtidos no item 1), medem-se os momentos de inércia em torno dos eixos  $x$ ,  $I_{xx}$ ,  $y$ ,  $I_{yy}$ , e  $z$ ,  $I_{zz}$  utilizando-se o instrumento KSR, a partir da equação (5). Esses valores medidos seriam os momentos de inércia de rolamento, arfagem e guinada, para o caso em que esses dispositivos sejam simétricos, ou seja, seus eixos principais de inércia corresponderiam a esses valores medidos. Em caso de assimetria, esses momentos de inércia não corresponderiam aos seus momentos principais de inércia, os quais estariam defasados, em certo ângulo, determinado a partir da equação (4).
- 3) Mede-se através da equação (5) o momento de inércia  $I_a$  do dispositivo ADA, montado no fixador em posições angulares  $\theta$  defasados de  $20^\circ$  em  $20^\circ$ , totalizando-se 18 medições, nos planos  $xy$ ,  $xz$  e  $yz$  resultando-se assim em 54 medições para cada configuração do corpo-de-prova ADA. A posição inicial de medição é a de momento de inércia de rolamento do dispositivo ADA, que é o momento de inércia em relação ao eixo  $x$ , do sistema de referência do corpo, representado pelo sistema de referência vermelho na figura 1.

- 4) Mede-se o momento de inércia  $I_a$  a  $45^\circ$  em relação ao eixo x do corpo, sistema de referência vermelho, do solicitante.

Depois das etapas 1), 2), 3) e 4) terem sido completadas, aplicam-se os resultados dessas 54 medições de momento de inércia,  $I_a$ , e das medições de  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$  e  $I_{zz}$  na equação (5):

$$I_{ij} = \left( \frac{I_{ii} \sin^2 \theta + I_{jj} \sin^2 \theta - I_a}{\sin 2\theta} \right) \begin{cases} i = x, y, z \\ i \neq j \\ j = x, y, z \end{cases} \quad (5)$$

Onde:

$I_{ij}$  = produto de inércia ao longo do plano ij do corpo-de-prova;

$I_{ii}$  = momento de inércia em torno do eixo  $i$  do corpo de prova, montado perpendicularmente sobre a mesa do instrumento de medição;

$I_{jj}$  = momento de inércia em torno do eixo  $j$  do corpo-de-prova, montado a  $90^\circ$  da posição de medição de  $I_{ii}$  descrita acima;

$\theta$  = ângulo de defasagem em relação à primeira posição de medição, de  $I_{xx}$ , em sentido anti-horário até se completarem  $360^\circ$ ;

$I_a$  = momentos de inércia medidos em posições defasadas de 20 em 20 graus

A faixa de variação dos resultados obtidos a partir das equações (5) deve obedecer a critérios estabelecidos pelo solicitante de acordo com os requisitos da missão. A avaliação do atendimento dos requisitos é feita de acordo com recomendações metrológicas internacionais.

#### 4. Avaliação da incerteza da medição

Para se avaliar as incertezas associadas ao momento e ao produto de inércia do corpo, utiliza-se a Lei de Propagação de incertezas expressa pela equação (5, 6):

$$u_c^2 = \sum_{i=1}^N \left( \frac{\partial y}{\partial x_i} \right)^2 u^2(x_i) \quad (6)$$

Na Eq. (9),  $y$  é a grandeza de saída, ou seja, o mensurando. As grandezas  $x_i$  são as grandezas de entrada, consideradas neste trabalho como não correlacionadas. As incertezas combinadas associadas às grandezas de entrada,  $u(x_i)$ , são estimadas a partir da raiz quadrada positiva da equação:  $u_c^2 = u_A^2 + u_B^2$ . A incerteza  $u_A$  é avaliada

estatisticamente e a incerteza  $u_B$  é avaliada a partir de informações prévias à medição tais como certificados de calibração de instrumentos, experiência sobre o comportamento dos materiais e equipamentos, etc.

Aplicando a Eq. (7) na Eq. (6) temos:

$$u_I^2 = \left(\frac{\partial I}{\partial T_t}\right)^2 u_{T_t}^2 + \left(\frac{\partial I}{\partial T_0}\right)^2 u_{T_0}^2 \quad (7)$$

que resulta em:

$$u_I^2 = (2CT_t)^2 u_{T_t}^2 + (2CT_0)^2 u_{T_0}^2 \quad (8)$$

onde  $u_{T_t}$  é a incerteza associada à medição do período de medição na configuração máquina+dispositivo de fixação+objeto medido e  $u_{T_0}$  corresponde ao período de medição na configuração máquina + dispositivo de fixação, ou seja, medição de tara [2].

Procedimento semelhante deve ser realizado com as equações (6), (7) e (8).

## 5. Resultados

Foi realizada uma medição dimensional das peças que compõem as configurações do corpo ADA para a realização dos cálculos teóricos dos produtos de inércia das configurações [3].

### 5.1. Cálculos de produto de inércia das Configurações ADA

#### 5.1.1. Produtos de Inércia da Configuração ADA Avião

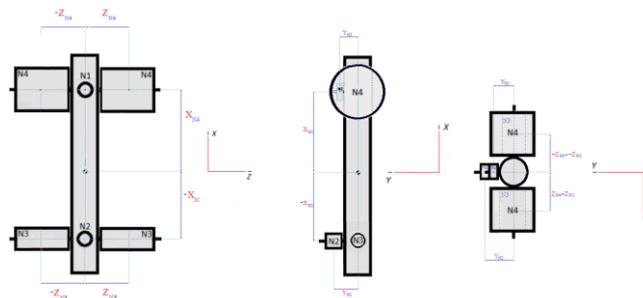


Figura 2. Planos de referência da Configurações ADA Avião para o cálculo dos produtos de inércia  $I_{xz}$ ,  $I_{xy}$  e  $I_{yz}$

Equação do produto de inércia ao longo do plano xz:

$$I_{xz} = m_{N3.1}(-Z_{N3.1})(-X_{N3.1}) + m_{N3.2}(-X_{N3.2})(Z_{N3.2}) + m_{N4.1}(-Z_{N4.1})(X_{N4.1}) + m_{N4.2}(Z_{N4.2})(X_{N4.2}) \quad (9)$$

Equação do produto de inércia ao longo do plano xy:

$$I_{xy} = m_{N1}(X_{N1})(Y_{N1}) + m_{N2}(-X_{N2})(Y_{N2}) \quad (10)$$

Equação do produto de inércia ao longo do plano yz:

$$I_{yz} = 0 \quad (11)$$

### 5.1.2. Produtos de Inércia da Configuração ADA Dzhanibekov

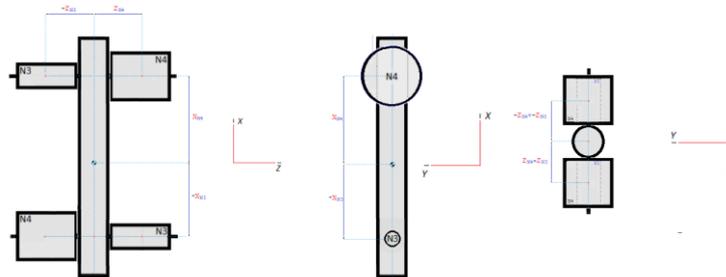


Figura 3. Planos de referência da Configurações ADA Dzhanibekov para o cálculo dos produtos de inércia  $I_{xz}$ ,  $I_{xy}$  e  $I_{yz}$

Equação do produto de inércia ao longo do plano xz:

$$I_{xz} = m_{N3.1}(X_{N3.1})(-Z_{N3.1}) + m_{N3.2}(-X_{N3.2})(Z_{N3.2}) + m_{N4.1}(X_{N4.1})(Z_{N4.1}) + m_{N4.2}(-X_{N4.2})(-Z_{N4.2}) \quad (12)$$

Equação do produto de inércia ao longo do plano xy:

$$I_{xy} = 0 \quad (13)$$

Equação do produto de inércia ao longo do plano yz:

$$I_{yz} = 0 \quad (14)$$

### 5.1.3. Produtos de Inércia da Configuração ADA Aleatório

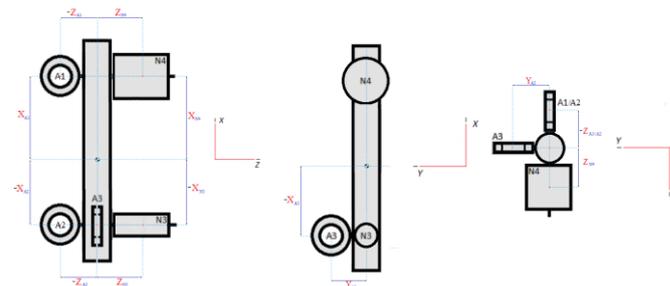


Figura 4. Planos de referência da Configurações ADA Aleatório para o cálculo dos produtos de inércia  $I_{xz}$ ,  $I_{xy}$  e  $I_{yz}$

Equação do produto de inércia ao longo do plano xz:

$$I_{xz} = m_{A1}(X_{A1})(-Z_{A1}) + m_{A2}(-X_{A2})(Z_{A2}) + m_{N3.1}(-X_{N3.1})(Z_{N3.1}) + m_{N4.1}(X_{N4.1})(Z_{N4.1}) \quad (15)$$

Equação do produto de inércia ao longo do plano xy:

$$I_{xy} = m_{A3}(-X_{A3})(Y_{A3}) \quad (16)$$

Equação do produto de inércia ao longo do plano yz:

$$I_{yz} = 0 \quad (17)$$

Os cálculos foram realizados a partir das coordenadas mostradas nas figuras 2, 3 e 4. Os sistemas de eixos utilizados estão em conformidade com essas figuras. Em etapas futuras do trabalho, estes valores serão comparados com os dados experimentais assim que for possível realizar a coleta de dados no laboratório. Os valores de incerteza associadas aos momentos de inércia serão estimados a partir dos dados experimentais.

**Tabela 1. Valores de Centro de Gravidade,  $cg$ , calculados e medidos. Unidade  $m$**

Configurações ADA	$l_{CGx}$		$l_{CGy}$		$l_{CGz}$	
	Calculado	Medido/KSR	Calculado	Medido/KSR	Calculado	Medido/KSR
Avião	0,4500	0,4500	0,0015	0,0014	0,0000	0,0001
Dzhanibekov	0,3400	0,3400	0,0000	-0,0002	0,0000	0,0007
Aleatório	0,3925	0,4200	0,0052	0,0070	0,0040	0,0032

**Tabela 2. Valores de Momento de Inércia calculados e medidos. Unidade  $kg.m^2$ .**

Configurações ADA	$I_{xx}$			$I_{yy}$			$I_{zz}$		
	Calculado	Medido/KSR	e%	Calculado	Medido/KSR	e%	Calculado	Medido/KSR	e%
Avião	0,1633	0,1591	2,6	1,6014	1,6890	5,19	1,5695	1,5650	0,29
Dzhanibekov	0,1587	0,1581	0,38	1,9441	1,9324	0,60	1,8092	1,8019	0,40
Aleatório	0,1043	0,1036	0,67	1,4054	1,4017	0,26	1,4096	1,3686	2,91

**Tabela 3. Valores de produto de inércia calculados. Unidade  $kg.m^2$ .**

Configurações ADA	$I_{xx}$	$I_{yy}$	$I_{zz}$
Avião	-0,00969	0,03248	-0,00059
Dzhanibekov	0,0000	0,2575	0,0000
Aleatório	-0,03703	0,08603	0,0000



## 6. Próximas Etapas

Nas próximas etapas deste trabalho serão feitas as medições experimentais de produtos de inércia das três configurações do dispositivo. A partir dos resultados desses experimentos, os valores teóricos calculados através das fórmulas serão comparados com os medidos. Os efeitos dessas configurações ADA sobre a dinâmica de um veículo espacial serão analisados e serão feitas recomendações para se evitar a configuração Dzhaniybekov, em satélites e sondas espaciais cuja atitude em voo ocorra a rotação constante em torno do eixo longitudinal de spin. Após as medições experimentais dos produtos de inércia sejam feitas na máquina KSR, serão feitos experimentos no domínio da frequência utilizando-se as três configurações ADA, cujos resultados serão comparados com os obtidos sendo utilizado o presente método do pêndulo de torção invertido, o qual é um método no domínio do tempo.

## 7. Conclusões

Os valores calculados a partir de medições dimensionais do dispositivo ADA, nas três configurações, comparados com as medições experimentais, utilizando-se a máquina KSR, Tabelas 1, 2 e 3, demonstraram incertezas variadas. Essas incertezas foram relacionadas às imperfeições geométricas dos anéis A1, A2 e A3, ao desalinhamento longitudinal dos furos rosqueados do cilindro central ADA, no qual foram inseridos os pesos-padrão e os anéis para a montagem das três configurações ADA. As massas dessas peças medidas variaram desde a primeira medição, no início desse trabalho, até o presente momento, devido à diferença de temperatura e humidade relativa do laboratório nas várias ocasiões quando ocorreram as coletas de dados através de medições de massa. Ainda há o fator de erro humano que deve ter uma atenção dobrada, o qual é muito recorrente. Não foi possível como proposto e planejado a medição dos produtos de inércia experimentalmente utilizando-se a máquina KSR, porque o dispositivo projetado para esse fim permitia a oscilação longitudinal do conjunto dispositivo/corpo-de-prova ADA, assim sendo como consequência as medições eram abortadas pela máquina. Outro dispositivo foi projetado e fabricado para ser utilizado na próxima etapa deste trabalho, através do qual as medições de produto de inércia serão possíveis e então os dados medidos serão comparados com os



calculados. Pode-se observar que os centro de gravidade e momentos de inércia medidos na KSR convergiram para os valores calculados, o que indica que os produtos de inércia calculados terão seus valores confirmados através das medições na KSR. Após todos os dados calculados e medidos tenham sido concluídos, serão feitas as análises metrológicas desses dados.

## 8. Referências

- [1] WIENER.K., BOYNTON. R.:*Using the "Moment of Inertia Method" to Determine Product of Inertia*, 51st Annual Conference of the Society of Allied Weight Engineers, at Hartford, Connecticut May, 18-20, 1992.
- [2] Abdouni, K. V., Cunha, W.P., *Relatório Final PIBIC 2019/2020*, Instituto de Aeronáutica e Espaço, IAE, Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespaciais, DCTA, São José dos Campos, SP, 2020.
- [3] BEER, F.P. & JOHNSTON Jr., E.R. *Mecânica Vetorial para Engenheiros. Vol. II, Dinâmica*. McGraw-Hill do Brasil, São Paulo, 1980, 3a. ed., 545 p.
- [4] Ashbaugh, Mark S.; Chicone, Carmen Cushman, Richard H. “The Twisting Tennis Racket”, *Journal of Dynamics and Differential Equations*. 3(1):67-85, January 1991.
- [5] JCGM 100. *Evaluation of Measurement Data – Guide to the Expression of Uncertainty in Measurement*. BIPM, 2008. ISSN 1473-6691. ISBN 98-3: 2008. Disponível em: <<http://www.bipm.org/fr/publications/guides/gum.html>>. Acessado em: 25 jun. 2020.
- [6] ISO 5725:1986, “*Precision of test methods – Determination of repeatability and reproducibility for a standard test method by inter-laboratory tests*, International Organization for Standardization (Geneva, Switzerland)”.



## RELATÓRIO FINAL - PIBIC/PIBITI

Título do projeto de pesquisa: Estudo do desempenho de juntas soldadas de aço maraging 300

Bolsista: Larissa Ferreira Pinto

Orientador(a): Tiago Alegretti Zucarelli

Período a que se refere o relatório: Agostode 2020 a julho de 2021.

### Resumo

A soldagem é o principal método de junção de materiais metálicos. Vários são os processos de soldagem, dentre eles destaca-se solda por fricção (*Friction Stir weld*), solda com eletrodo revestido, solda TIG/MIG e solda plasma. O aço maraging é um aço de ultra resistência destinado a aplicação estratégica como aeronáutica, espaço e defesa, quando é necessária a utilização de solda, nesse material, a literatura recomenda a utilização de solda a plasma, devido ao menor aporte térmico e geração de uma zona termicamente afetada menor. O presente trabalho visa estudar as características, mecânica e microestruturais de juntas soldadas de aço maraging 300 pelo processo de soldagem a plasma. Para atingir esse objetivo, foram soldadas duas chapas com espessura de 3,3 mm e retirado corpos de prova de tração, de modo que o cordão de solda fique situado na região útil (região de ensaio). Além dos ensaios de tração, a pesquisa apresenta o mapeamento da dureza (microindentação Vickers) com objetivo de obter a variação de dureza e a extensão da região afetada pelo aporte térmico da solda, e a análise microestrutura da amostra. O material utilizado na pesquisa foi fornecido pela Divisão de Mecânica do Instituto de Aeronáutica e Espaço e os resultados do trabalho têm como objetivo contribuir para o desenvolvimento dos processos de soldagem a plasma dos envelopes motores fabricados em aço maraging.

### 1. Introdução

No aço maraging a ausência de carbono, aliada a uma grande porcentagem de níquel confere uma significativa melhora na resistência, ductilidade e tenacidade do material. Em função dessas características os aços com essa conformação são considerados como de ultra alta resistência, ou seja, são muito empregados em projetos de caráter estrutural, onde altas

relações de resistência/peso são necessárias, tais como carcaças de motores de foguetes, tubulações, navios e entre outros [1].

Para essa pesquisa em questão, estuda-se a linha de foguetes de sondagem, e pretende contribuir aos estudos do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) visando obter um material de fabricação mais simples e resistente, a fim de unificar os materiais metálicos envolvidos na confecção dos envelopes motores. Sendo estes o principal componente de um propulsor espacial, consistindo de um invólucro cilíndrico, produzido a partir de chapas calandradas e com soldas nos sentidos longitudinais e circunferenciais (solda orbital), conforme a figura 1. Esse componente forma a câmara de combustão, onde o propelente sólido é queimado, gerando a pressão e conseqüentemente o empuxo necessário para a propulsão do veículo [2].

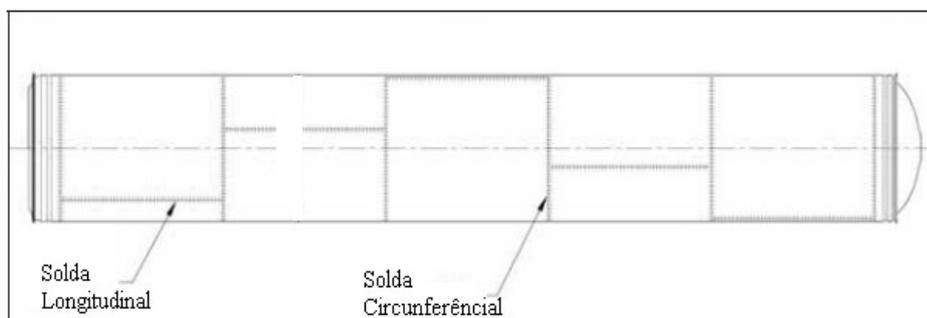


Figura 1 - Configuração das soldas no envelope motor [2].

O processo de soldagem considerado ideal para os aços maraging, assim como para qualquer material, é aquele que proporciona uma junta soldada com as propriedades mecânicas mais similares possíveis em comparação com as do material base. O processo de soldagem a plasma apresenta-se como uma técnica viável para a soldagem de envelopes motores fabricados em aço maraging. O processo basicamente constitui na criação de um arco elétrico que gera o estado de plasma, seguida fusão do material de adição (arame cuja composição química é similar ao material que está sendo soldado). O argônio é utilizado como proteção do material fundido com o ambiente.[3].

## 1.2. Objetivo

O objetivo deste trabalho é analisar o desempenho das juntas soldadas a plasma do aço maraging 300. Para se atingir o objetivo, é proposto uma caracterização mecânica (através de ensaio de tração e mapeamento de dureza (microindentação) e análise microestrutural via microscopia óptica de uma junta solda.

## 2. Materiais e Métodos

### 2.1 Material

O material utilizado na pesquisa foi uma placa laminada de aço maraging, com espessura de 3,3 mm, na condição solubilizada. A chapa foi cortada em uma guilhotina industrial, sendo obtidas duas peças nas dimensões de 3,3 mm x 100 mm x 300 mm.

### 2.2 Processo de soldagem

As peças foram soldadas pelo processo de solda plasma na Subdivisão de Fabricação (AME-F), da Divisão de Mecânicas (AME), do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), sendo utilizados os seguintes parâmetros:

- Velocidade de soldagem: 200 mm/min
- Velocidade de alimentação do arame: 0,6 m/min
- Material de adição: MAR300 (Ø 0,9 mm)
- Corrente de soldagem 120 A

### 2.1 Preparação das amostras

Com objetivo de mensurar a qualidade da junta soldada, foram realizados ensaios destrutivos (tração e dureza) e análise microestrutural. Para a preparação dos corpos de prova de tração, foi utilizada a geometria, e dimensão, padronizada pela ASTM E8 (subsize), apresentadas na figura 2.

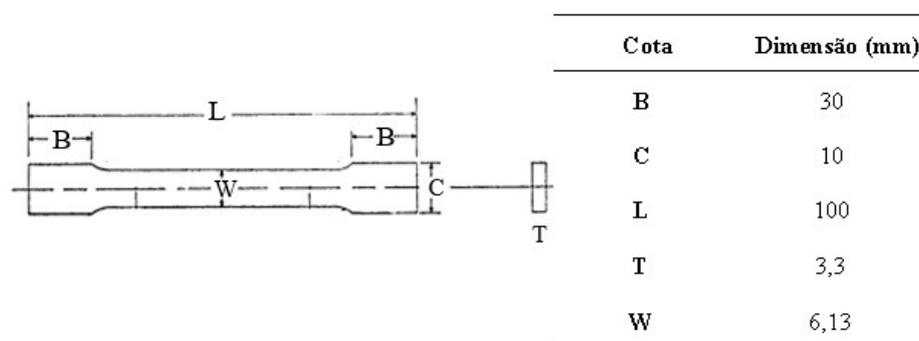


Figura 2 - Dimensões médias dos corpos de prova [7].

Para a realização dos ensaios de dureza por microindentação e análise microestrutural, foi necessário a preparação metalográfica dos corpos de prova, conforme a norma ASTM E-3.

As amostras foram cortadas e embutidas em uma embutidora metalográfica TECLAGO-EM40D com aproximadamente 60 g. de baquelite. Para o embutimento das amostras foram cortadas pequenas aparas da cabeça dos corpos de prova para auxiliarem no suporte da amostra e evitar o abaulamento no processo. Posteriormente, em uma lixadeira semiautomática, foram lixadas as duas amostras começando pela lixa de 80 para retirar as imperfeições causadas pelo corte e pela baquelite ainda presente. Cada amostra embutida foi lixada pela sequência de lixas: 80, 120, 280, 360, 400, 600 e 1200 respectivamente. A cada troca de lixa as peças foram rotacionadas em 90 graus, visando a retirada de riscos da última lixa utilizada.

### 2.3. Microscopia Óptica

A preparação da amostra e análise de microscopia ótica foi realizada na Divisão de Materiais (AMR) do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), onde as amostras passaram por uma politriz semi automática modelo DP-10 da marca PANAMBRA com uma pasta de diamante (0,1) e em seguida de sílica coloidal para a redução de riscos. Para o ataque químico o reagente utilizado foi Vilella (5ml HCl, 2g Ácido Pícrico em 100ml Álcool Etílico), onde a amostra ficou submersa por 15 minutos. As imagens foram obtidas através da técnica de microscopia ótica (MO) com auxílio microscópio ZeissAxioCamImager 2

### 2.3. Ensaio de dureza

A preparação das amostras para esse ensaio foi realizada no laboratório da Divisão de Materiais (AMR) do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) e o mapeamento da dureza foi realizado no durometroECMO TEST – DuraScan, equipado com o sistema de análise EmcoWorks, pertencente ao departamento da Engenharia Mecânica e do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA). Foram realizadas 83 microindetações para obtenção do mapa de dureza das regiões da junta soldada. A carga utilizada para a medição de dureza foi de 0,3 kg e o valor foi calculado automaticamente (conforme equação 1) pelo software, sendo os *inputs* os valores das diagonais da impressão.

$$HV = \frac{1,854 F}{\left(\frac{d_1 + d_2}{2}\right) a} (1)$$

## 2.4. Ensaio de tração

Os ensaios foram realizados em seis corpos de prova, sendo eles três com reforço e três sem reforço, no Laboratório de ensaios (X-20) pertencente ao Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), em uma máquina de tração modelo MTS 810, com capacidade de 100 kN, equipado com o sistema de controle e análise computacional dos dados FlexTest 40.

## 3. Resultados

### 3.1 Análise microestrutural

A Figura 6 apresenta a análise microestrutural da junta soldada após ataque químico com reagente Vilella. Foi possível constatar a homogeneidade da solda e a ausência de vazios e porosidade.

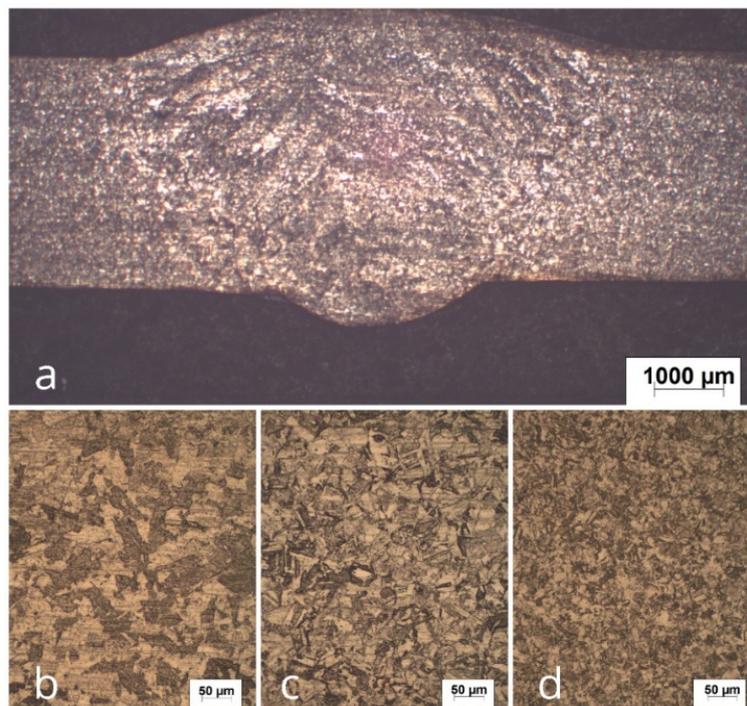


Figura 6 –Microestrutura da amostra em diferentes regiões: 6(a) um panorama da amostra, 6(b) zona soldada, 6(c) a região superaquecida (ZTA) e 6(d) metal base (MB).

É possível observar a evolução microestrutural a partir do aporte térmico gerado pelo processo de soldagem. A figura 6 (a) apresenta uma macrografia da junta solda, ondeé possível evidenciar três regiões distintas: A região dendrítica é apresentada na figura 5 (b), essa é a região da solidificação do material de adição (arame de solda), sendo uma região bruta de fusão; A zona termicamente afetada (ZTA), Figura 6 (c) possui a mesma estrutura do

material base (martensítica), porém com um expressivo aumento no tamanho de grão, devido ao calor gerado na soldagem, A principal característica da região composta por grãos dilatados é a diminuição da resistência mecânica; o material base, figura 6 (d), é a região que não sofreu influência do calor, possui a integridade da estrutura típica do aço maraging 300 solubilizado que é a estrutura martensítica.

### 3.2 Ensaio de dureza

Com a amostra após o ataque químico, foram realizadas 83 microindetações na extensão da solda e do material base possibilitando a formação de um mapa de dureza, como mostrado na Figura 7 abaixo.

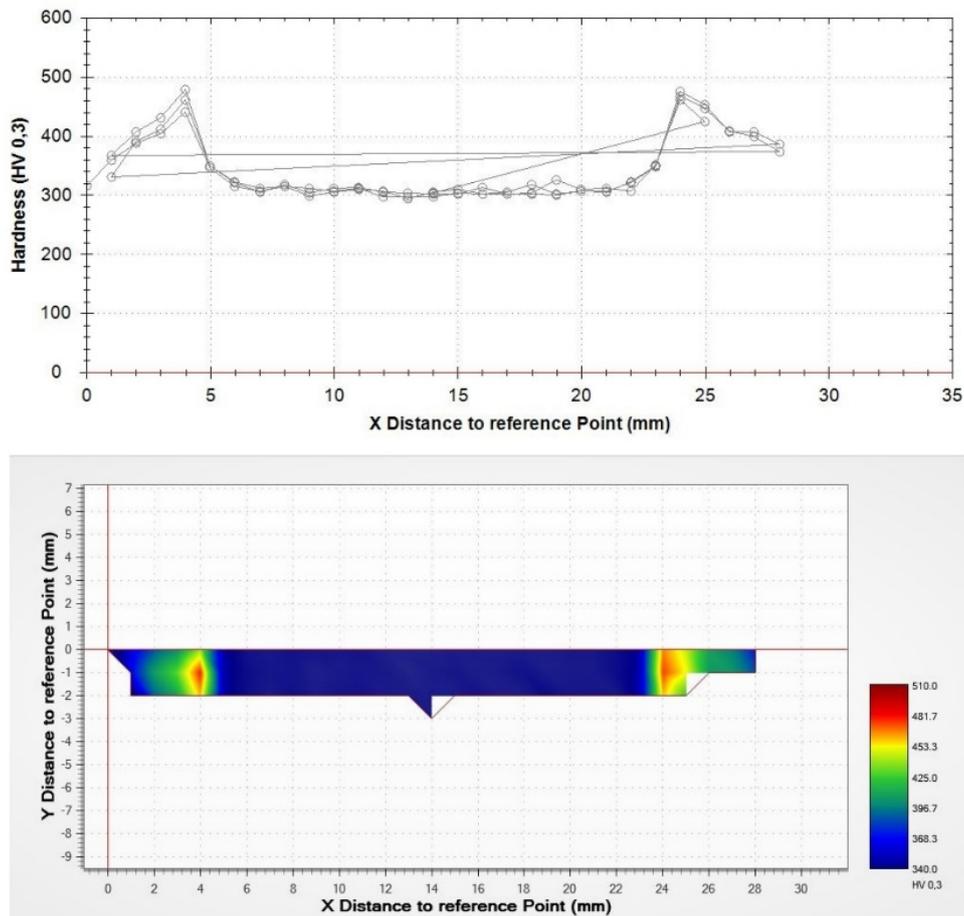


Figura 7 – Mapa de valores da dureza encontrada na amostra.

Além do mapa, com os valores encontrados durante o ensaio foi possível obter a média de dureza daquela amostra 341,6 HV, e ainda a dureza máxima de 479 HV nas regiões próximas

ao material base (em vermelho/laranja no mapa), e mínima 293 HV nas regiões termicamente afetadas pelo processo de solda. Como era o esperado a região fundida e a região termicamente afetada apresentam uma dureza cerca de 30% menor quando comparadas a região do material base, onde não houve a influência da temperatura.

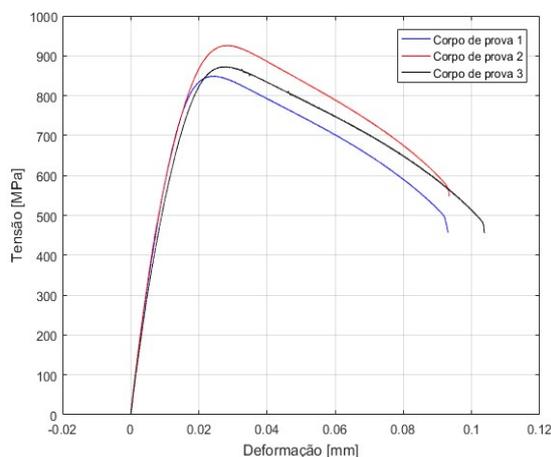
### 3.3. Ensaio de tração

Os corpos de prova foram ensaiados com objetivo de obter a curva tensão x deformação e os valores de: tensão de escoamento, tensão máxima e tensão de ruptura.

A figura 8 apresenta as três curvas de ensaio dos corpos de prova que tiveram o “reforço da solda” removido por usinagem. Apesar de uma situação atípica, a remoção do reforço tem como objetivo, além de obtenção da curva, constatar a região de fratura do corpo de prova.

A figura citada, também destaca dos valores de dos principais pontos da curva, sendo:

- E – Modulo de Young;
- $\sigma_{esc}$  - Tensão de escoamento;
- $\sigma_{rup}$  - Tensão de ruptura;
- $\sigma_{max}$  - Tensão máxima.



Amostras	E (GPa)	$\sigma_{esc}$ (MPa)	$\sigma_{rup}$ (MPa)	$\sigma_{max}$ (MPa)
<b>1</b>	52,95	763,53	456,50	849,01
<b>2</b>	46,88	811,55	574,01	926,06
<b>3</b>	47,78	749,15	455,80	872,88
<b>Média</b>	49,20	774,74	495,44	882,65

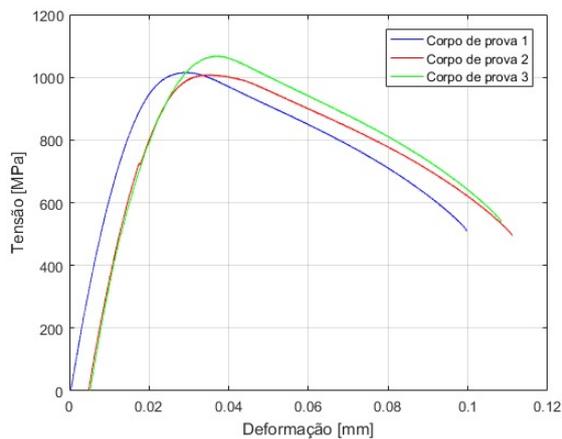
Figura 8 – Grafico tensão x deformação: 8(a) Representação gráfica tensão x deformação,8(b) principais pontos do grafico.

A figura 9 apresentaos corpos de prova fraturados, sem reforço da solda, nessa imagem é possível constatar que a fratura ocorreu na região exata da solda.



Figura 9 – Corpos de prova “sem reforço” após o ensaio de tração.

Na Figura 10 está plotado o gráfico tensão x deformação, e os seus principais pontos, dos três corpos de prova com o reforço da solda. A condição com reforço de solda é a real condição de trabalho das peças soldadas.



Amostras	E (GPa)	$\sigma_{esc}$ (MPa)	$\sigma_{rup}$ (MPa)	$\sigma_{max}$ (MPa)
1	49,98	898,46	509,38	1015,93
2	46,87	874,17	495,89	1008,61
3	42,02	941,01	538,68	1068,80
<b>Média</b>	46,30	904,55	514,65	1031,11

Figura 10 – Gráfico tensão x deformação: 10(a) Representação gráfica tensão x deformação, 10(b) principais pontos do gráfico.

A figura 11 apresenta os corpos de prova fraturados, com reforço da solda, nessa imagem é possível constatar que a fratura ocorreu na região termicamente afetada ao lado da área soldada, isso se dá devido ao aumento de massa da região fundida.



Figura 11 – Corpos de prova “com reforço” após o ensaio de tração.

A aluna Sabrina Fernandes Rezende (aluna do grupo de trabalho do orientador da presente pesquisa), em seu trabalho do programa PIBIC 20-21, caracterizou o mesmo material, porém sem a realização da soldagem. Comparando os resultados de ensaio de tração, é possível constatar uma redução de 33,28% na tensão de escoamento, 27,78% na tensão máxima e 52,22% na tensão de ruptura, quando comparado as amostras “sem o reforço de solda” e uma redução de 22,10% na tensão de escoamento, 50,37% na tensão máxima e 15,63% na tensão de ruptura, quando comparado as amostras “com reforço de solda”.

#### 4. Conclusões

Os diversos estudos e ensaios realizados acerca do desempenho das juntas soldadas de aço maraging 300 permitiram concluir que o material mesmo diante do processo de solda, apresentou resistência e tenacidade superior quando comparado a outras ligas metálicas e em relação a soldagem também é possível concluir que esta apresentou grande eficiência causando o mínimo de defeitos e descontinuidades nas amostras.

Na microscopia óptica foi possível observar os efeitos da solda na microestrutura do material, com as transições entre a região do metal base e das zonas termicamente afetadas, o que contribuiu para a análise dos resultados do ensaio de dureza. Nas zonas termicamente afetadas e na região soldada, foi evidenciado uma pequena queda dos valores na área soldada, a redução de dureza encontrada nesta região da solda está relacionada com a sua formação dendrítica e possível segregação dos elementos ali presentes. No que tange aos ensaios de tração, foi possível comprovar que a região soldada é a área mais frágil do material, pois sem o reforço da solda a ruptura ocorreu exatamente na região fundida, o uso do reforço contribuiu com o volume efetivo da zona soldada, evitando a ruptura naquele local.



Sugere-se que posteriormente a pesquisa seja retomada para a investigação dos pontos de aumentos expressivos da dureza encontrados na região do material base, através de análises meteorográficas a fim de entender a origem dessas variações.

## 5. Divulgação dos Resultados

O trabalho foi apresentado no Congresso Acadêmico da Unifesp 2021: Universidade em Defesa da Vida, 2021. E será apresentado também no XVII Encontro de Iniciação Científica e Tecnológica do IAE. Além de posteriormente publicado em artigos e outros congressos acadêmicos.

## Referências

- [1] DA SILVA, D. F. **Caracterização mecânica e microestrutural do aço Maraging 300, soldadas a plasma e submetidas a reparos.** Guaratinguetá, 2014.
- [2] FANTON, L.; **Estudo do comportamento mecânico e microestrutural de um aço maraging após soldagem a laser e tratamentos térmicos.** Guaratinguetá, 2013.
- [3] PARDIAL, Armando G. F. **Caracterização microestrutural do aço maraging de grau 400 de resistência mecânica ultraelevada.** Instituto de Pesquisas Energéticas e Nucleares, IPEN, 2002. [4]
- SILVA, André Luiz V. da Costa e; MEI, Paulo Roberto. **Aços e ligas especiais.** 3. ed. São Paulo: Blucher, 2014.
- [5] Kondic, V. **Fusão de Metais.** Princípios Metalúrgicos de Fundição. Editora da Universidade de São Paulo, 1973.
- [6] SANTOS, D. R. **Otimização dos parâmetros de tratamento térmico e soldagem do aço maraging 18Ni 300.** 2001. 118f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica). Universidade Estadual Paulista "Júlio de Mesquita Filho" - Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, Guaratinguetá, 2001.
- [7] ASTM - American Society for Testing Materials. **ASTM E8/E8M Standard Test Methods for Tension Testing of Metallic Materials.**
- [8] CALLISTER, William D. Jr. **Introdução à Ciência e Engenharia de Materiais.** 5 Ed. São Paulo. Editora LTC, 2002.