



PRODUÇÃO DE COMPÓSITOS COM MATRIZ DE TITÂNIO

Ágatha Missio da Silva
UNIFESP

agatha.missio@unifesp.br
Engenharia de Materiais

Vinicius André Rodrigues Henriques

AMR

varhenriques@yahoo.com.br

1 - Resumo

Os materiais compósitos com matriz de titânio (TMCs) são de importância significativa para aplicações comerciais no setor aeroespacial, militar e automotivo, pois apresentam uma combinação de excelentes propriedades mecânicas e durabilidade em alta temperatura. A aplicação do carboneto de titânio (TiC) como reforço mecânico é relevante em razão de suas propriedades atraentes, como um ponto de fusão elevado, alta compatibilidade com o titânio, pouca reação interfacial, alto módulo elástico e elevada resistência ao desgaste.

2 - Objetivos

Investigar o desenvolvimento microestrutural e propriedades mecânicas dos compósitos de titânio com reforço de TiC produzidos por metalurgia do pó.

3 - Materiais e Métodos

Foram produzidas amostras do compósito Ti-5TiC utilizando-se pó de titânio (hidreto) e pó de carboneto de titânio (TiC). O tamanho das partículas foram analisadas por granulometria a laser.



Misturador Rotativo 1h



Prensagem



Sinterização (800-1000°C)

Uniaxial (50MPa)

Isostática (400MPa)

As amostras sinterizadas da liga Ti-5TiC foram caracterizadas por microscopia óptica e análises de densidade

4 – Resultados

□ Distribuição de tamanho de partícula dos pós

Pó	D ₁₀ (µm)	D ₅₀ (µm)	D ₉₀ (µm)
TiC	2,36 µm	6,87 µm	102 µm
TiH ₂	3,99 µm	12,7 µm	39,3 µm

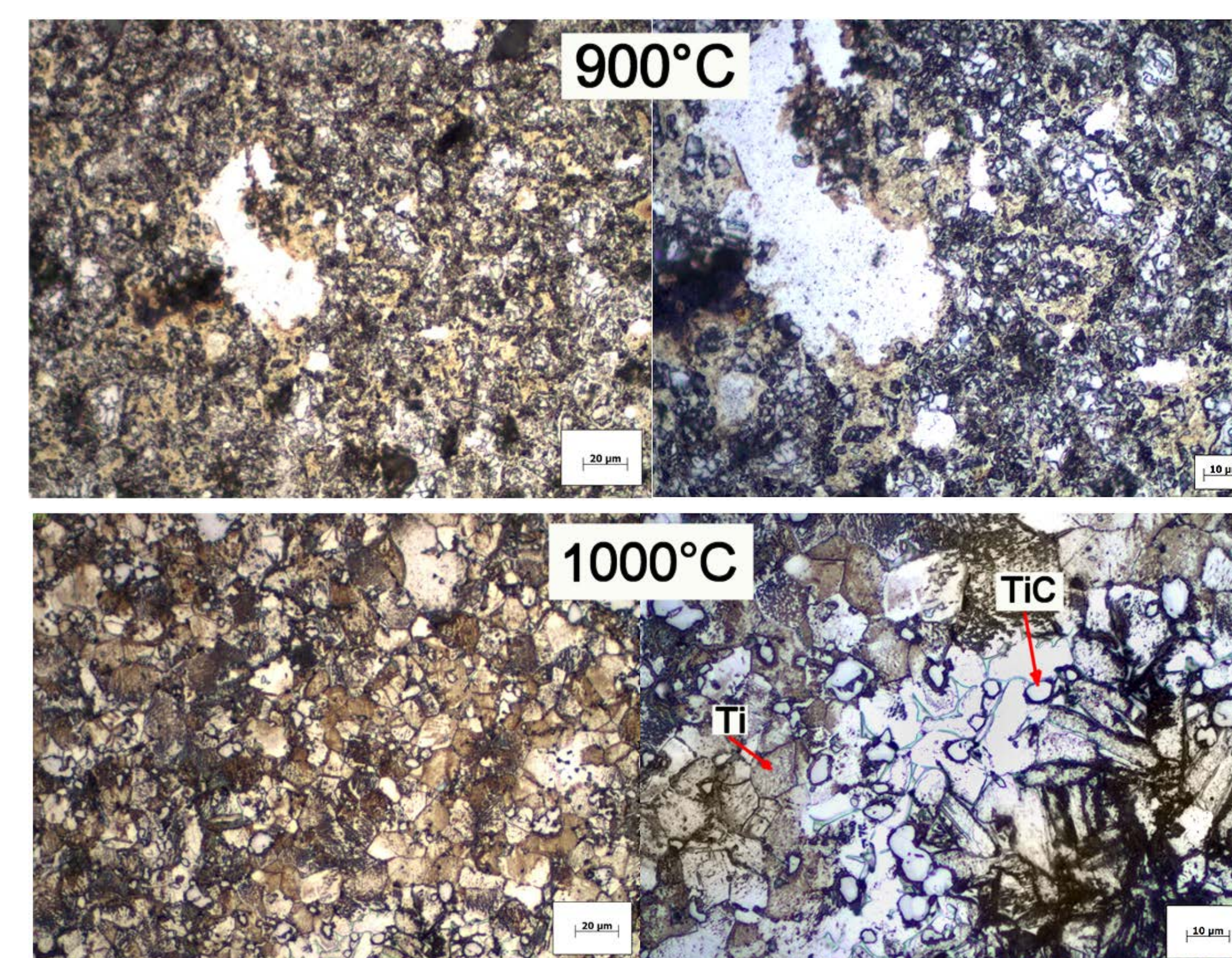
D₅₀ corresponde ao tamanho médio das partículas

□ DENSIDADE

Pó	Massa imersa (mi)	Massa seca (ms)	Massa úmida (mµ)
Ti-5TiC	0,9322 g	1,2666 g	1,3435

Densidade após prensagem uniaxial: 1,2363 g/cm³ (27,23%- densificação)

□ Análise microestrutural



A 900°C, é observada uma elevada porosidade, uma vez que os processos de densificação ainda estão no início, A 1000°C, há uma maior densificação. As partículas de TiC apresentam uma morfologia arredondadas e tamanho muito menores que as partículas angulares de titânio.

5 - Conclusões

- O tamanho médio das partículas de TiC é aproximadamente a metade do pó de TiH₂ e apresentam uma morfologia arredondada, homoganeamente distribuidas na microestrutura.
- A microestrutura do compósito Ti-5TiC apresenta uma elevada porosidade devido às baixas temperatura de sinterização utilizadas.
- Sinterizações em temperaturas maiores serão realizadas para esclarecer as interações entre a matriz de titânio e o material cerâmico adicionado.



Desenvolvimento de partículas de parafina aditivadas com modificadores balísticos aplicados à propulsão híbrida

Brenda Nogueira Corrêa Gomes
Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos - FATEC

brenda.ncgomes@gmail.com
Projeto de Estruturas Aeronáuticas

Dra. Kamila Pereira Cardoso

cardoso.kp@gmail.com

Divisão de Propulsão

OBJETIVOS

Sintetizar partículas de parafina com aditivos utilizando a técnica de cristalização por emulsão.

INTRODUÇÃO

Este projeto baseia-se na necessidade de otimizar formulações de grãos combustíveis aplicados à propulsão híbrida de modo que maior quantidade de parafina seja adicionada ao sistema sem interferir nas características de processamento (Figura 1).

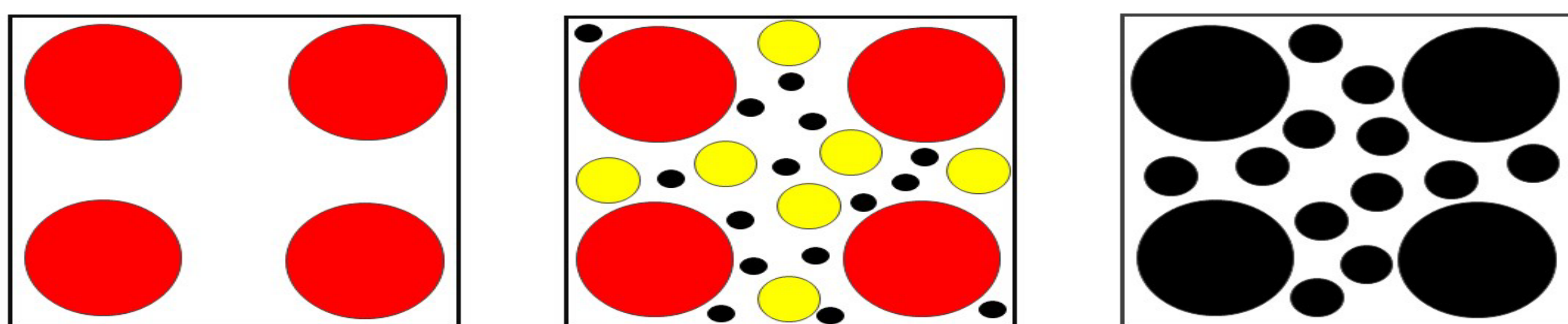


Figura 1 – Empacotamento de partículas no sistema monomodal (esquerda), bimodal com aditivos (centro) e sistema bimodal com aditivos no interior das partículas (direita).

METODOLOGIA

As partículas de parafina com ou sem aditivos foram preparadas utilizando a técnica de cristalização por emulsão, conforme Figura 2.

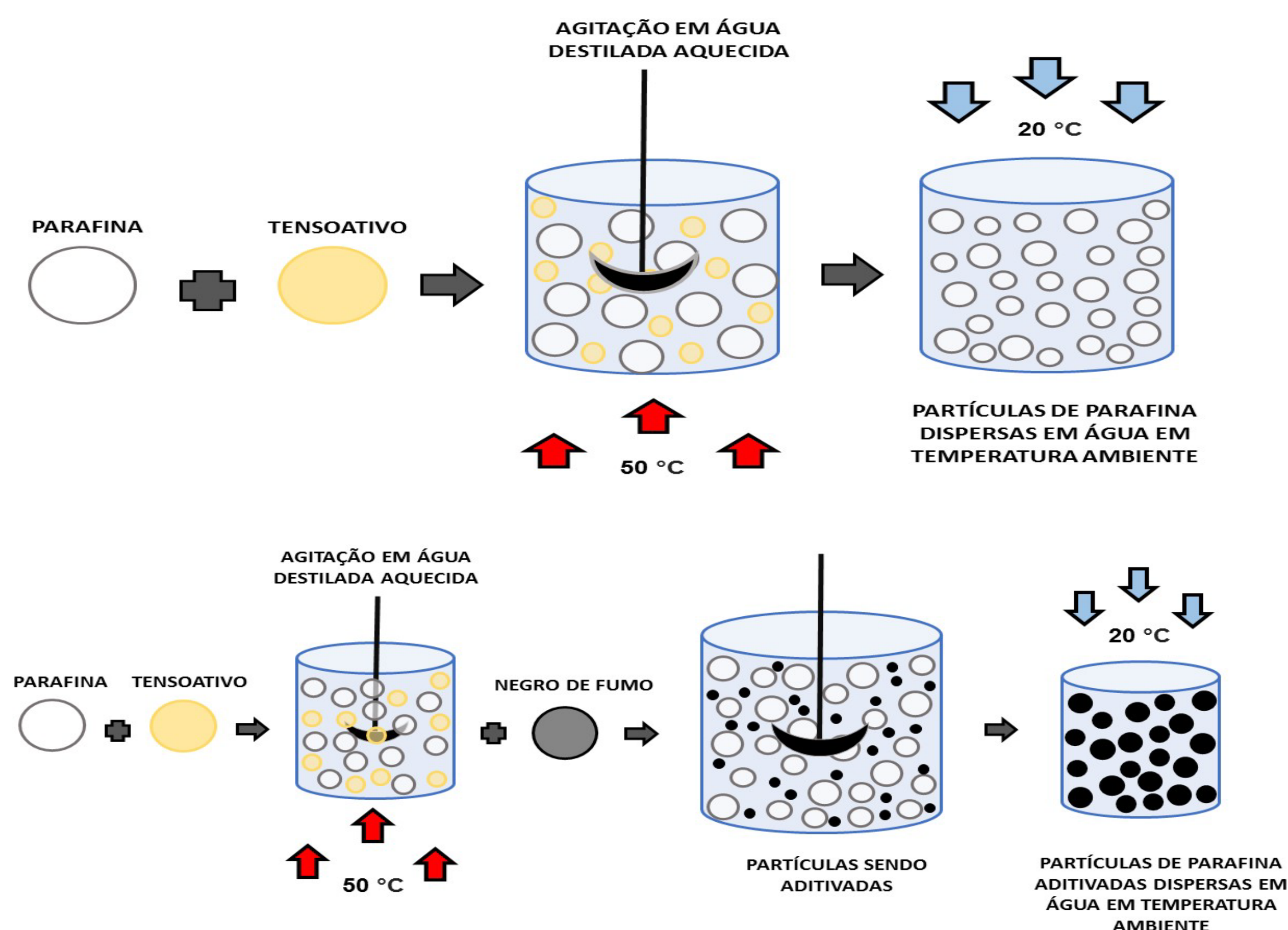


Figura 2 – Fluxograma descrevendo o processamento das partículas.

RESULTADOS

Utilizando a técnica de cristalização por emulsão foi possível desenvolver formulações (Tabela 1) e obter partículas de parafina aditivadas com negro de fumo com distribuições de tamanhos controlados e morfologia majoritariamente esférica (Figura 3).

Tabela 1 – Composição das emulsões desenvolvidas para o preparo das partículas de parafina aditivadas.

AMOSTRAS	PARAFINA (g)	MISTURA SPAN/TWEEN (mL)	NEGRO DE FUMO (g)
1:4	250,0	2,0	1,5
1:5	200,0	1,5	0,5
1:6	160,0	1,0	0,5

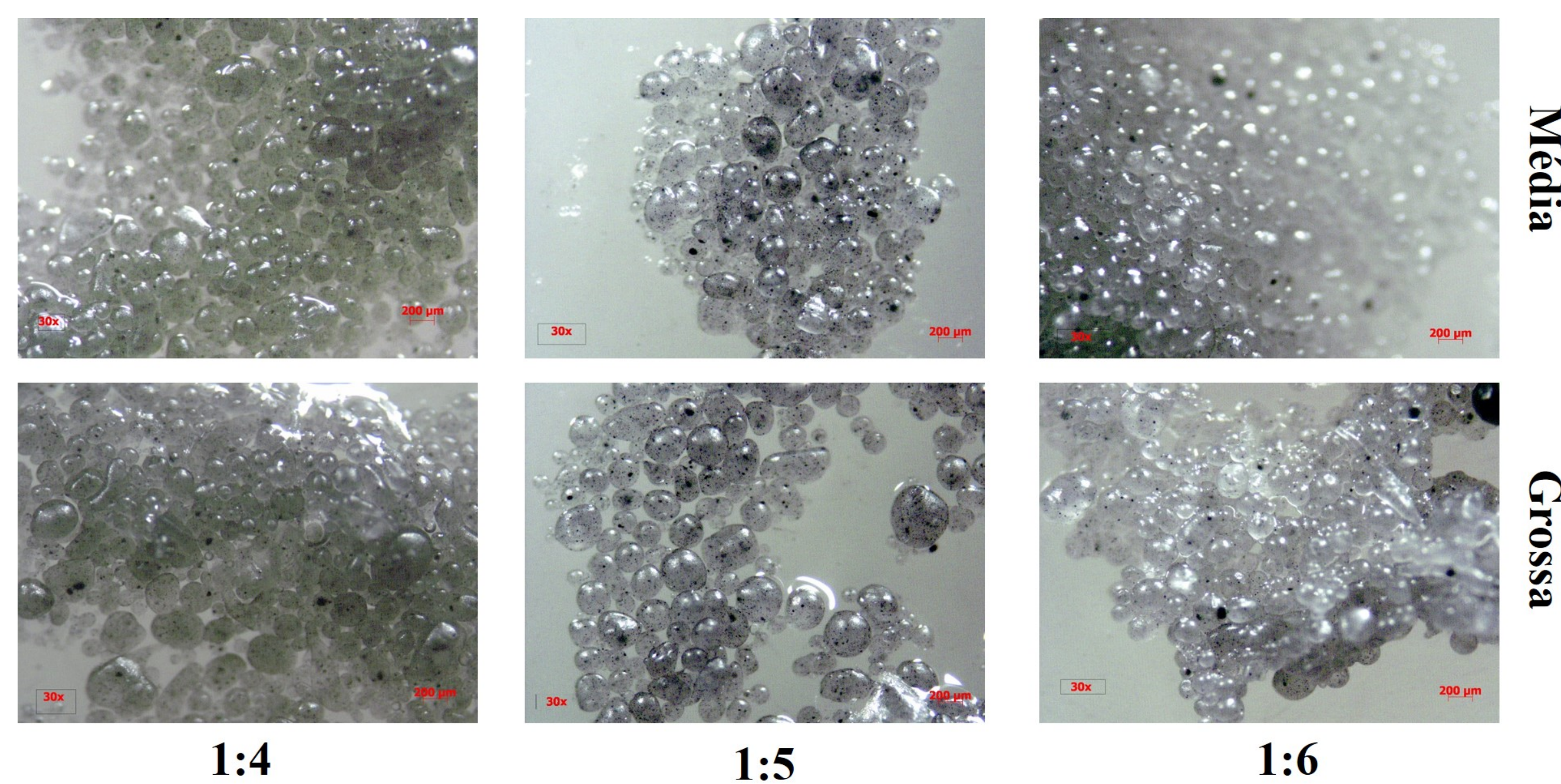


Figura 3 – Amostras de partículas de parafina aditivadas com negro de fumo. Aumento de 30X.

CONCLUSÃO

A técnica de cristalização por emulsão se mostrou promissora para o preparo de partículas de parafina com ou sem aditivos. As partículas aditivadas devem contribuir para um queima mais homogênea e conseqüentemente melhorar as propriedades balísticas dos grãos combustíveis.

AGRADECIMENTOS





EFEITO DA ADIÇÃO DE ELEMENTOS ESTABILIZADORES DE FASE BETA EM LIGAS DE TITÂNIO

Camila Santos do Prado
UNIFESP

camilasjc.prado@gmail.com
Bacharelado em Ciência e Tecnologia

Vinicius André Rodrigues Henriques
Divisão de Materiais (AMR)

varhenriques@yahoo.com.br

Objetivo

O objetivo desta pesquisa consiste em estudar o efeito da adição dos elementos estabilizadores da fase β nas ligas de titânio obtidas por metalurgia do pó, visando aplicações aeroespaciais. As ligas β são conformáveis a frio, endurecíveis por tratamento térmico e utilizadas, por exemplo, em trens de pouso de aeronaves.

Materiais e Métodos

Foram utilizados pós elementares hidrogenados de Titânio (Ti), Nióbio (Nb), Zircônio (Zr) e pós metálicos de Cromo (Cr) e Estanho (Sn). Foram produzidas as ligas Ti-5Nb e Ti 5Sn.



Sinterização (800-1000°C)



Uniaxial (50MPa)

Isostática (400MPa)

As amostras sinterizadas foram caracterizadas por microscopia óptica e análises de densidade

Resultados

TAMANHO DE PARTÍCULA

Material	d10(μm)	d50(μm)	d90(μm)
Ti	3,67	12,0	33,0
Nb	2,80	11,6	34,9
Zr	2,11	9,48	29,4
Cr	20,0	37,1	61,6
Sn	6,88	21,1	44,8

DENSIFICAÇÃO

Liga	Densificação
Ti-5Nb	70,06
Ti-5Zr	68,29
Ti-5Cr	69,18
Ti-5Sn	69,62

Microestrutura da liga Ti-5Nb sinterizada a 800°C antes e após ataque químico revelando os contornos das partículas e porosidade

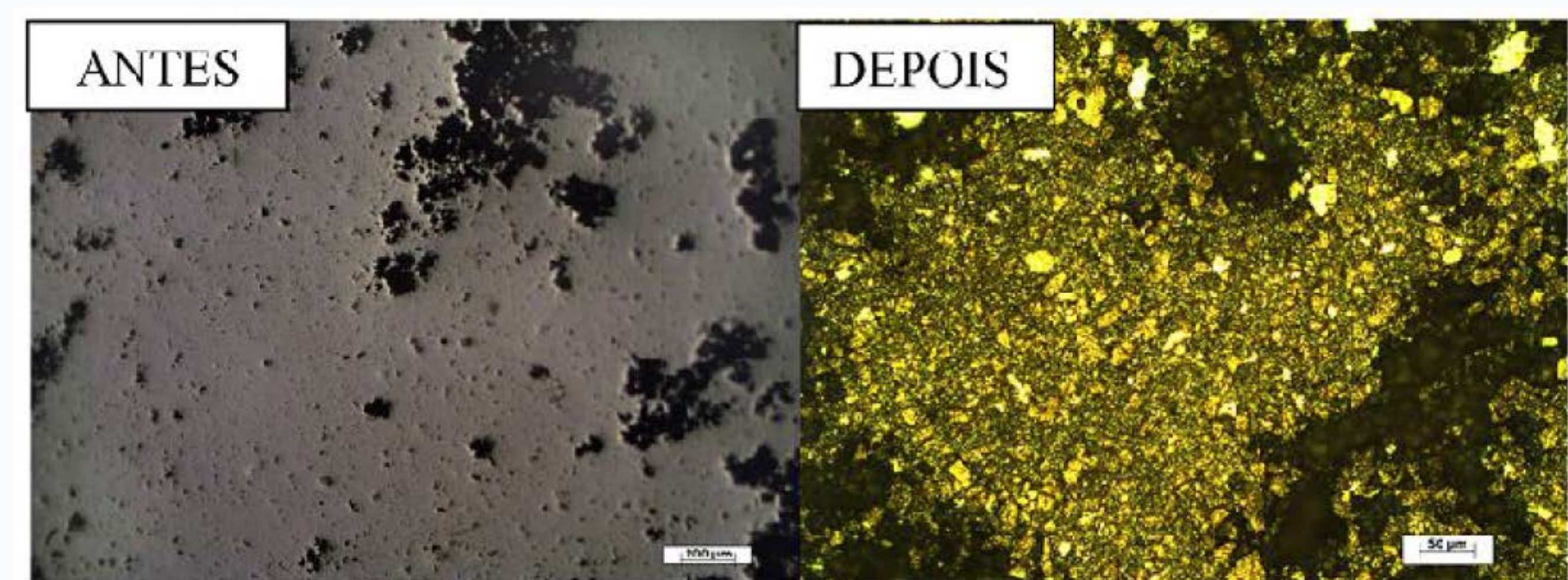


Figura 1: Ti-5Nb sinterizada a 800°C

Na figura 2(A) não foi possível observar a dissolução das partículas de Nb e o início de uma microestrutura, a temperatura de sinterização ainda é muito baixa e os processos que envolvem a sinterização estão apenas se iniciando. Na Figura 2(B), nota-se a presença de uma microestrutura bifásica $\alpha + \beta$ (Widmanstätten) que consiste de grupos de placas da fase α que crescem em diversas direções a partir de planos especiais da fase β . É possível observar a presença da fase β que são os contornos escuros ao longo das placas claras da fase α . Como não são observadas regiões com núcleos de Sn, estima-se que todas as partículas de Sn tenham sido dissolvidas.

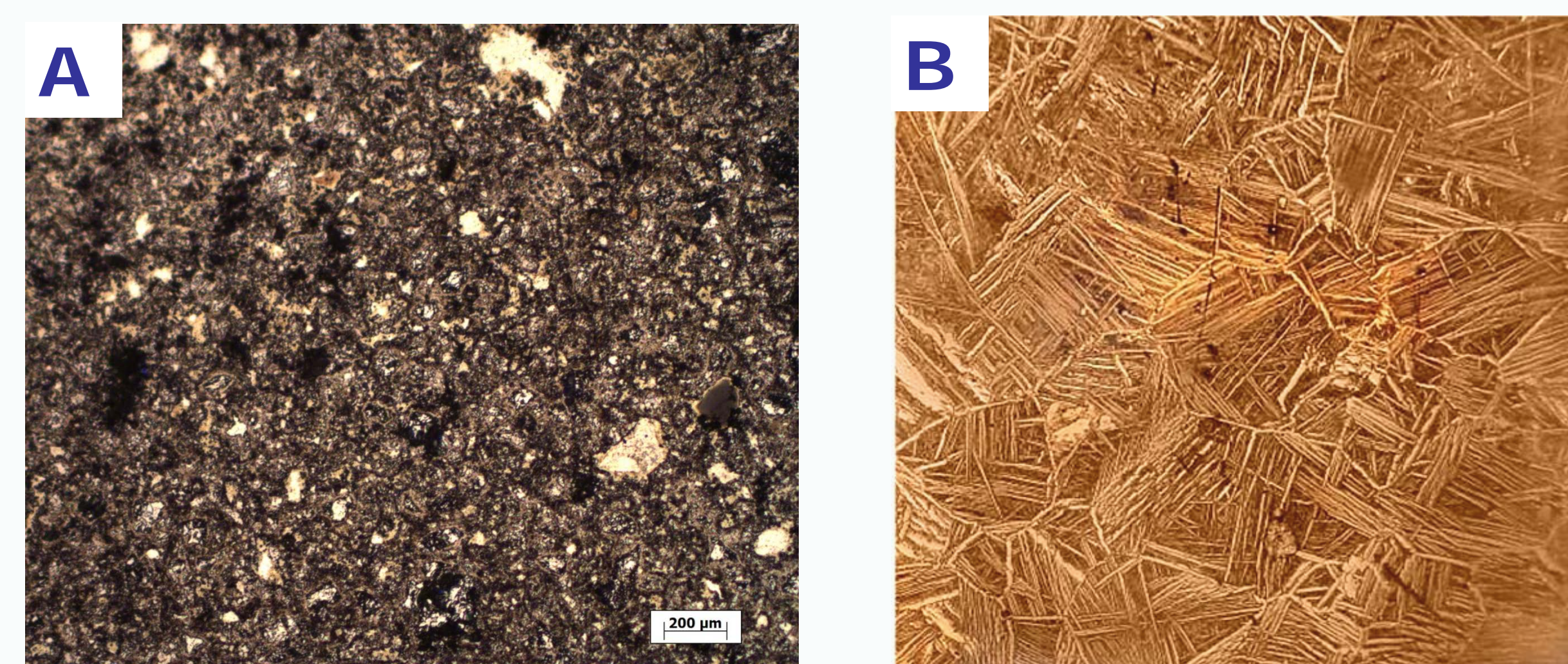


Figura 1: Ti-5Nb (A) e Ti-5Sn (B) sinterizados a 900°C

Conclusão

- A forte oxidação superficial verificada nas amostras de Ti-5Nb após sinterização pode ter influenciado o desenvolvimento microestrutural da liga.
- As amostras da liga Ti-5Sn indicaram a facilidade de dissolução de Sn na matriz de Ti que é realizada por mecanismos difusionais, provavelmente ativados pela baixa temperatura de fusão do Sn (232°C).
- As próximas etapas incluem a sinterização de todas as ligas do projeto, visando-se a especificação de novas ligas para o setor aeroespacial.



Análise Aeroelástica de um Veículo Área não Tripulado

Caroline Borges dos Santos Oliveira
Universidade de Taubaté

carolayne_.borges@hotmail.com
Engenharia Aeronáutica

Adolfo Gomes Marto

ACE-L Divisão de Aerodinâmica, Controle e Estruturas

agmarto@gmail.com

OBJETIVOS

Desenvolver um modelo numérico baseado no padrão interlaboratorial GARTEUR AG19 criado pela ONERA como procedimentos que servirão de base para a obtenção de um modelo estrutural numérico que representem a dinâmica de estruturas em futuras análises aeroelásticas.

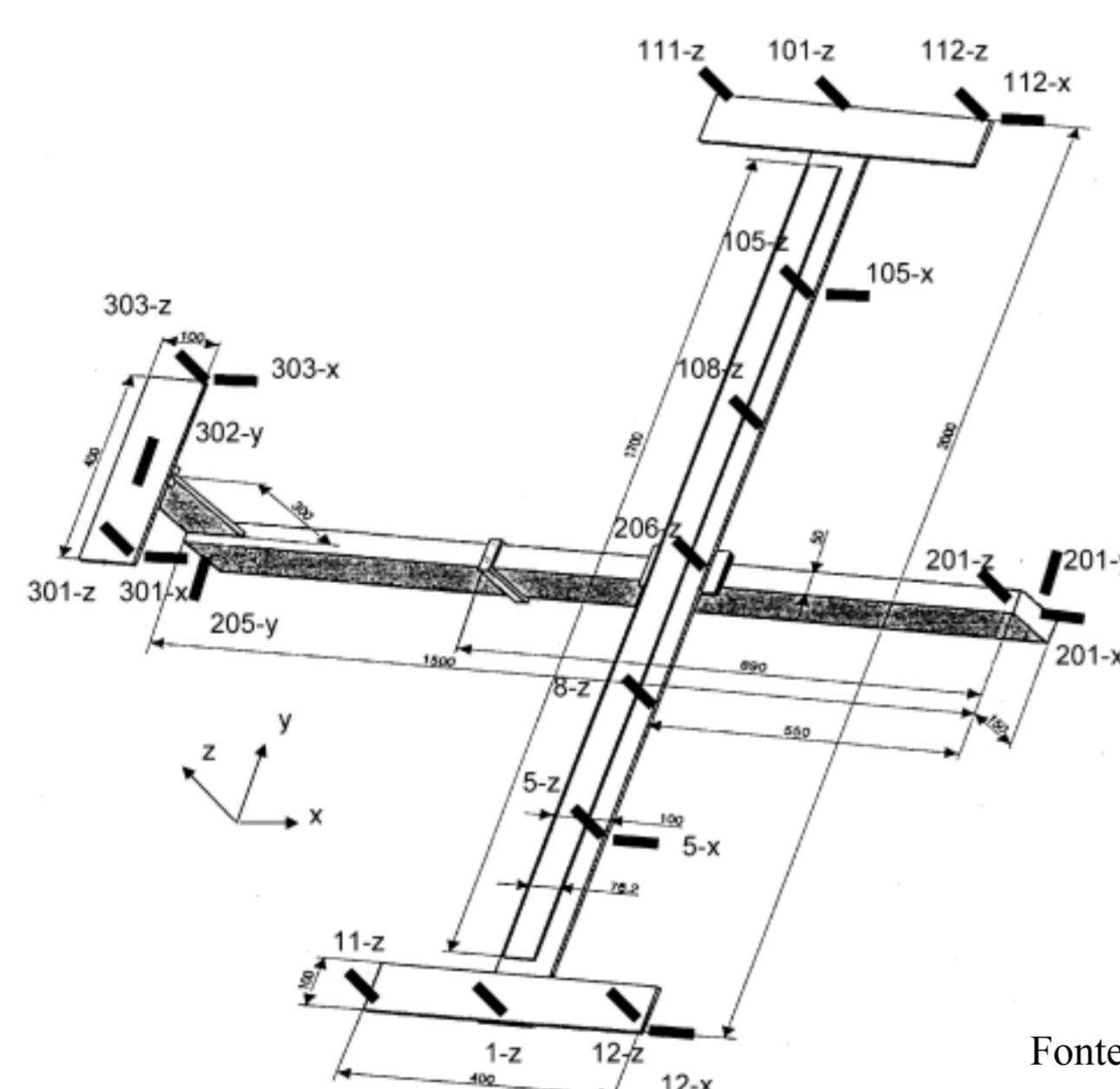
INTRODUÇÃO

A segurança de voo em uma aeronave depende dos esforços que é submetida, bem como da capacidade estrutural de suportá-los. As propriedades elásticas, inerciais e aerodinâmica de uma aeronave, quando submetidas a estes esforços, determinam seu comportamento em voo. Fenômenos de instabilidade, devido a interação destes esforços internos e externos, podem ser catastróficos. A ciência que estuda estas interações de esforços é conhecida como aeroelasticidade [Wright & Cooper (2007)].

Modelos experimentais e numéricos são desenvolvidos com o objetivo de conhecer o comportamento estrutural de uma aeronave como forma de prevenir que instabilidades aconteçam. Frequentemente, são utilizados testes para se comparar com os resultados por ambas as abordagens. [Bismarck-Nars (1999) e Ricketts (1990)].

No presente trabalho, modelo estrutural nominado como GARTEUR SM-AG19 (Link & Friswell (2003)) foi escolhido construir um modelo de elementos finitos por se tratar de um modelo bem simples. Assim, os procedimentos usados nesta modelagem numérica facilitam o desenvolvimento numérico de outras estruturas mais complexas, tal como um Veículo Aéreo Não Tripulado. Os componentes são facilmente modelados utilizando elementos de viga em uma abordagem pelo método de elementos finitos.

Figura 01- Geometria do modelo GARTEUR SM-AG



Fonte: Link & Friswell (2003)

METODOLOGIA

Para a realização desse trabalho científico, foram estudadas maneiras de como representar numericamente a dinâmica de estruturas flexíveis que serviram como base para o equacionamento de sistemas com vários graus de liberdade, como os obtidos modelos numéricos obtidos pelo método de elementos finitos [Cook (1989)].

O modelo estrutural apresentado na Fig.1 foi reproduzido no software dedicado à abordagem por método de elementos finitos *Finite Element Modeling And Postprocessing FEMAP®* versão 12.0, juntamente com o *solver NX Nastran®*. Os componentes da aeronave GARTEUR SM-AG19 composta de fuselagem, asa, empena vertical, empena horizontal e pontas de asa foram modeladas como viga [Siemens (2014)].

As partes, modeladas separadamente, foram unidas por elementos de travamento por conexões rígidas nas seguintes junções: asa e fuselagem, ponte de asa esquerda e asa, ponta de asa direita e asa, fuselagem e empenagem vertical e, por último, empenagem vertical e empenagem horizontal.

A solução 103 do *solver NX Nastran®* foi utilizada para extrair as dez primeiras frequências naturais do modelo, bem como as formas modais, que foram ilustradas pelo *software FEMAP*. Os resultados foram comparados, então, com os obtidos experimentalmente em Link & Friswell (2003).

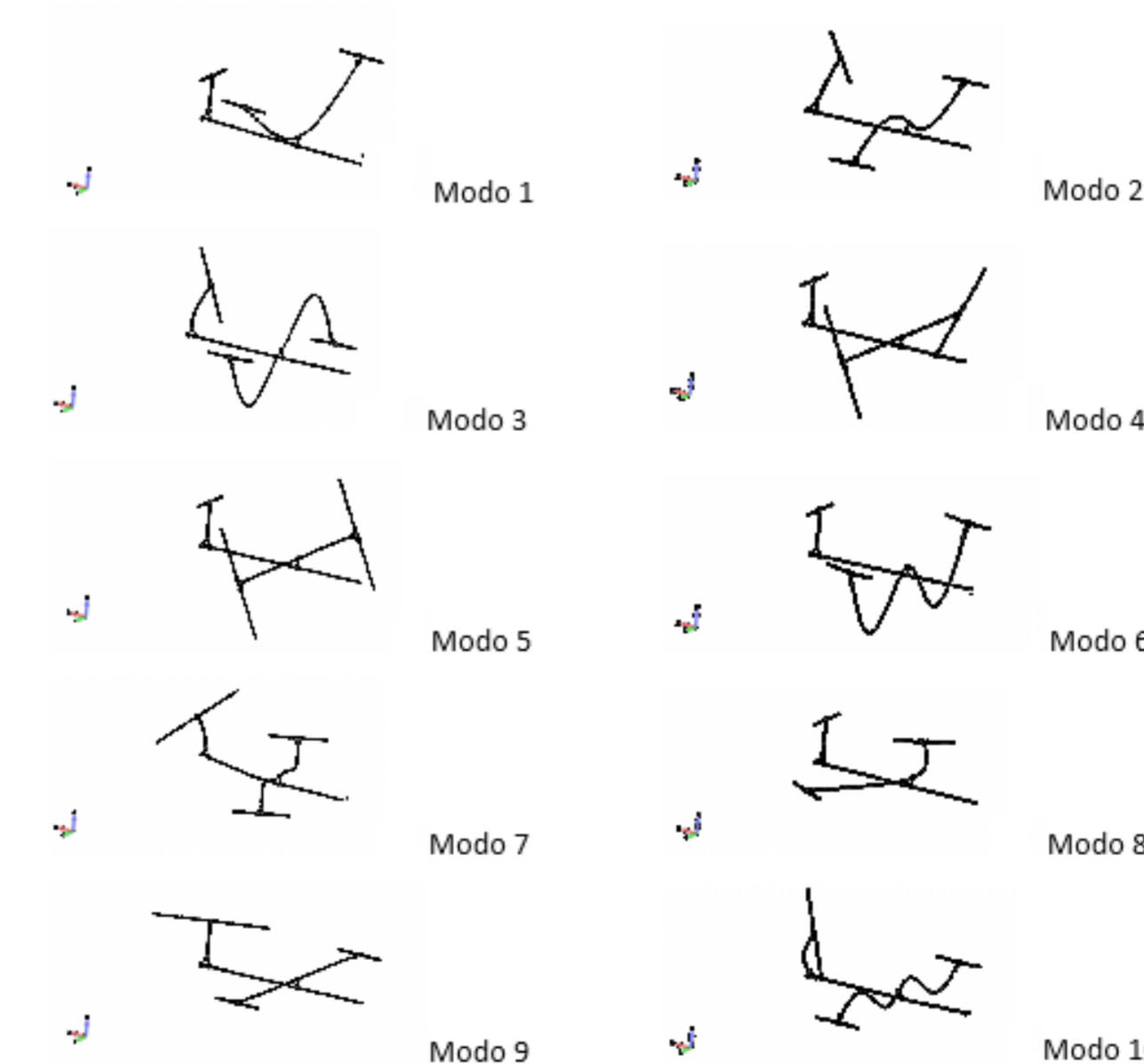
RESULTADOS

As dez primeiras frequências naturais do modelo são apresentadas na Tab.1. A discrepância dos resultados indica que o modelo precisa ser ajustado. Nos primeiros modos, a diferença entre as frequências obtidas numericamente em relação às experimentais aumenta com a ordem do modo. Outra característica observada é que as frequências dos modos um e seis são menores que os experimentais, quando os outros são maiores.

Tabela 1: Comparação entre as frequências naturais com a literatura.

Modos	Frequências (Hz)		Erro (%)
	GARTEUR	FEM	
1	6,38	6,02	5,98
2	16,10	17,25	6,66
3	33,13	38,34	13,58
4	33,53	39,01	14,04
5	35,65	39,09	8,80
6	48,38	44,21	9,43
7	49,43	54,77	9,74
8	55,08	58,65	6,08
9	63,04	68,32	7,72
10	66,50	76,85	13,46

Figura 02: Dez primeiros modos do modelo GARTEUR pelo FEMAP



Fonte: Autoria Própria

CONCLUSÃO

Podemos concluir que, existe uma distinção de frequências entre as frequências obtidas numericamente e as obtidas experimentalmente, porém os modos são similares e capazes de representar a cinemática estrutural do modelo. Para que este seja mais representativo é necessário um ajuste de flexibilidade nas conexões entre as partes.

REFERÊNCIAS

Cook, R. D.; Malkus, D. S.; Plesha, M. E.; Concepts and applications of Finite Element Analysis. - 1989 -. John Wiley & Sons - 650 pg.

Correia, A.A. Vibrações de sistemas com 1 grau de liberdade. Instituto Superior Técnico, janeiro, 2007.

Link, M.; Friswell, M., Working Group 1: Generation of Validated Structural Dynamic Models Results Of Benchmark Study Utilising the Garteur SM-AG19 Test-Bed. Lightweight Structures and Structural Mechanics Laboratory, University of Kassel, Moenchebergstrasse 7, D-34109 Kassel, Germany 2003.

Ricketts, R. H.; Experimental Aeroelasticity History Status and Future in Brief - NASA Technical Memorandum 102651 - Virginia 1990

Shabana, Ahmed A. Vibration of discrete and continuous systems. Second edition. Springer-Verlag New York. 1997, 1991.

Siemens ;NX Nastran 10 Quick Reference Guide - 2014 - 2556 pg.

Wright J. R.; Cooper, J. E.; Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads - 2007- John Wiley & Sons - 559 pg.



Projeto de Dispositivo de Sopros de Asa para Hipersustentação

Nome do aluno: Cesar Antonio Mitleton
Nome da Universidade: Universidade de Taubaté

e-mail: cesarmit@hotmail.com
curso: Engenharia Aeronáutica

Nome do orientador: Maria Luísa Collucci da Costa Reis e-mail: marialuisamlccr@fab.mil.br
Divisão : ACE – Divisão de Aerodinâmica, Controle e Estruturas

Objetivos:

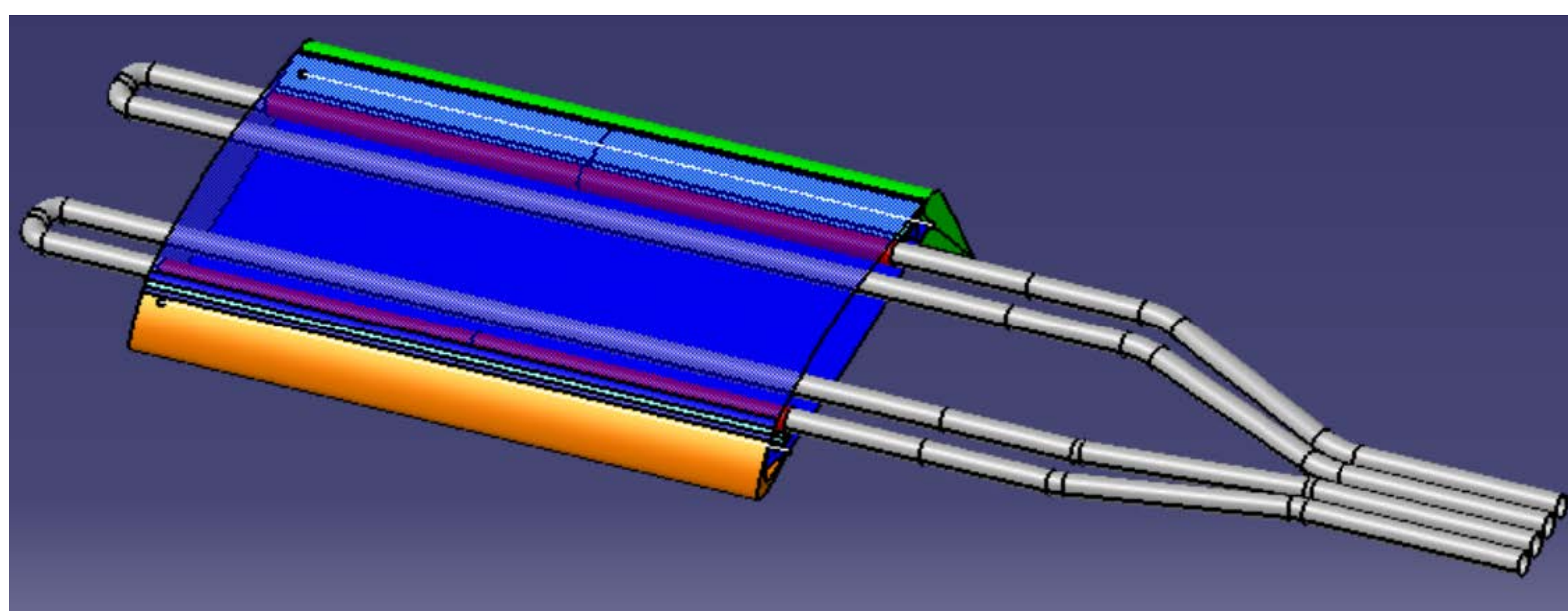
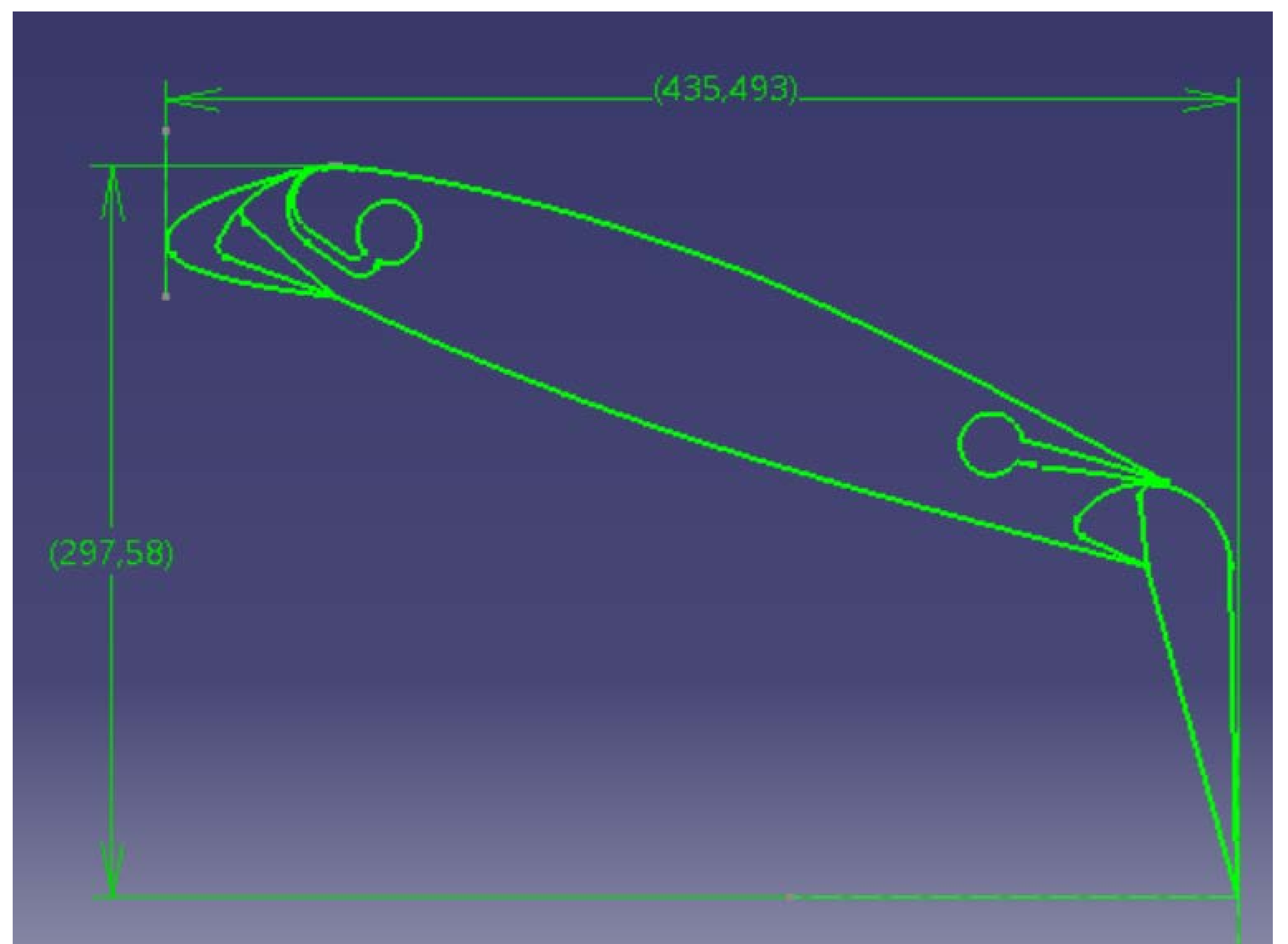
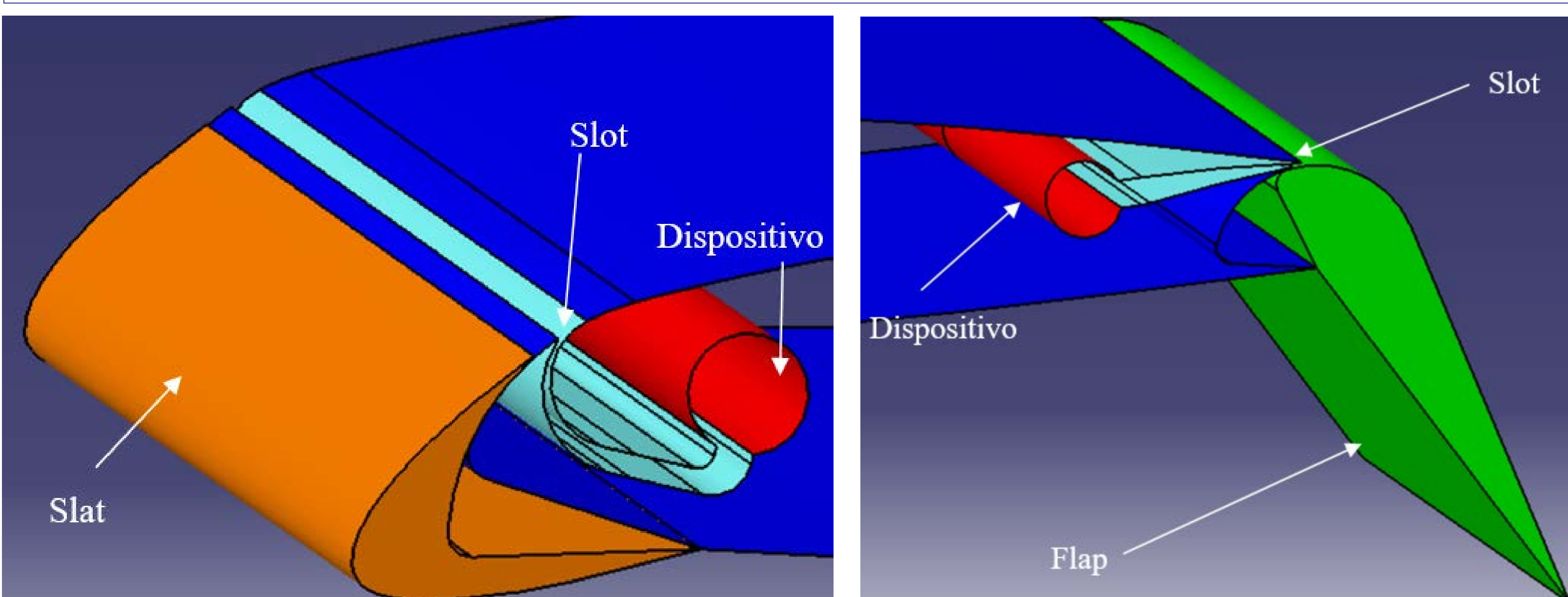
Avaliar configurações de dispositivo de sopros para ser posicionado no interior de um modelo de asa. O sistema de sopros favorece a hipersustentação da aeronave, reduz a velocidade de aterrissagem e conseqüentemente, o comprimento de pista necessário para o pouso diminui. O princípio físico para o aumento de sustentação está no controle da camada limite a partir do retardo da separação do escoamento na superfície da asa. O estudo faz parte de um projeto conjunto entre Brasil, Rússia e China.

Resultados:

O modelo teve suas dimensões definidas para que estivesse de acordo com as dimensões da seção de ensaio no túnel de vento TA-2. Sua envergadura corresponde à altura da seção de ensaios, 2,1 m, uma vez que estará instalado na posição vertical. Já sua corda, c , foi definida levando em consideração sua configuração de maior área frontal, ou seja, com slat retraído, flap com 60° de deflexão e um alfa de ensaio de +20°, resultando no valor $c = 0,555$ m.

Metodologia:

Para gerar um conceito de dispositivo de sopros de asa, foram utilizados software comerciais Autodesk Inventor e Dassault Systèmes Catia V5, que são programas do tipo CAD que permitem criar protótipos virtuais tridimensionais. Considerou-se custo/benefício de fabricação e adaptação ao sistema de alimentação de sopros existente no laboratório aerodinâmico.



Conclusão:

Um projeto de sistema de sopros foi proposto para ser posicionado no interior de uma asa que será ensaiada no túnel de vento subsônico TA-2. O estudo apontou para o projeto de um perfil de asa sendo alimentado por um sistema de quatro dutos, dois anteriores na região do bordo de ataque e dois posteriores na região do bordo de fuga.



ELETRODOS CARBONOSOS PARA ARMAZENAMENTO DE ENERGIA VIA DEIONIZAÇÃO CAPACITIVA

David Alexandre Graves
IFSP - SJC

dvdagraves@gmail.com
Química

Emerson Sarmiento Gonçalves

sarmgon@yahoo.com

AMR

Objetivos

O presente trabalho tem como objetivo a identificação de algumas das variáveis que são necessárias para a otimização da célula de CDI (Deionização Capacitiva) bem como a utilização de ferramentas matemáticas e o desenvolvimento de um sistema de detecção de imagens. As variáveis aqui trabalhadas foram as distribuições dos tamanhos dos poros e a sua recorrência.

Materiais e Métodos

Utilizou-se um eletrodo de trabalho de ferro polido com auxílio de lixas metalográficas, com granulometria variando entre 400 e 1200. A deposição química dos filmes foi realizada com uma micropipeta *LabMate Soft* de 20 microlitros – solução preparada a partir de 8mg de PPSA (Poli (sulfeto de fenileno-fenilenamina) para 2mL de THF (tetraidrofurano). Os ensaios foram repetidos para: 1) o eletrodo apenas polido, 2) polido e com 5 camadas da solução de THF e PPSA e 3) polido e com 10 camadas da solução de THF e PPSA. A morfologia dos filmes foram analisadas via MEV, utilizando o equipamento Jeol JXA-840A. As análises matemáticas foram realizadas utilizando da transformada de Hough, filtro Gaussiano e o filtro Sobel.

Resultados

Inicialmente realizou-se o MEV do eletrodo devidamente (A) polido para utilizar como material comparativo, na sequência realizou-se para o (B) eletrodo polido com a deposição de 5 camadas e para (C) 10 camadas.

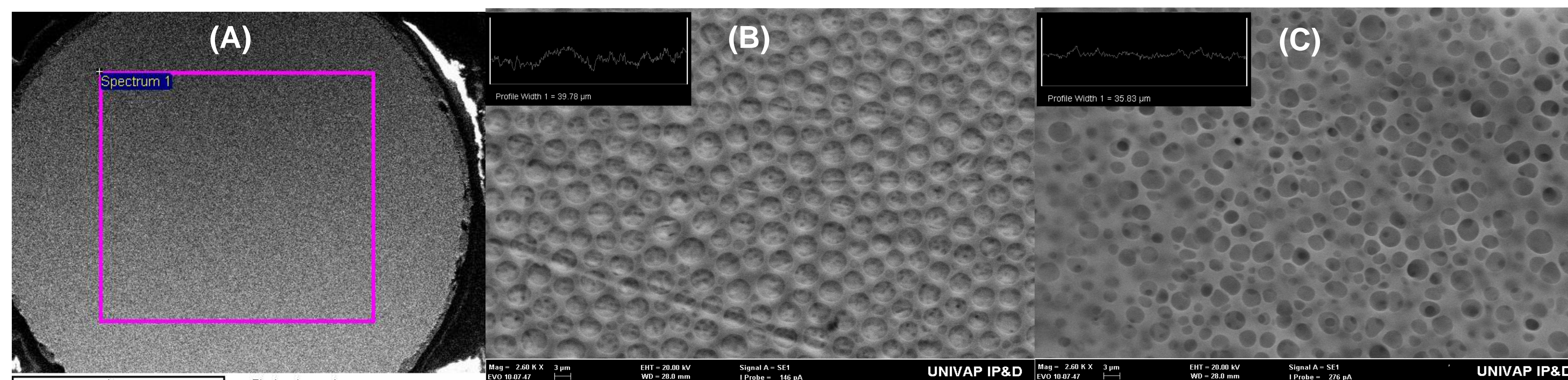


Figura 1: MEV do eletrodo nas três situações, com aumento de 2,6K.

É possível observar que a morfologia da camada polimérica é similar em ambos os casos, caracterizado como um filme poroso e homogêneo.

Para avaliar os dados desenvolveu-se um processamento automático de detecção de imagem, para que assim fosse possível avaliar as estruturas presentes nos filmes depositados quimicamente possibilitando o estudo da formação dos padrões circulares e a ocorrência deles. Inicialmente detectou-se as bordas das imagens aplicando um filtro Gaussiano para melhor identificação da imagem e eliminação de ruídos e processos de dilatação e erosão para evidenciar os contornos. Seguido de um filtro Sobel, sendo ele um operador que calcula o gradiente de intensidade de uma imagem em cada ponto mostrando a direção da maior variação de claro para escuro e, finalmente, a aplicação da transformada de Hough que é um método padrão para detecção de formas que são facilmente parametrizadas, como linhas, círculos, etc. Com o resultado da transformada obteve-se (A) o centro e o raio dos círculos e fora possível construir um (B) histograma com a identificação da frequência desses raios e os seus respectivos tamanhos.

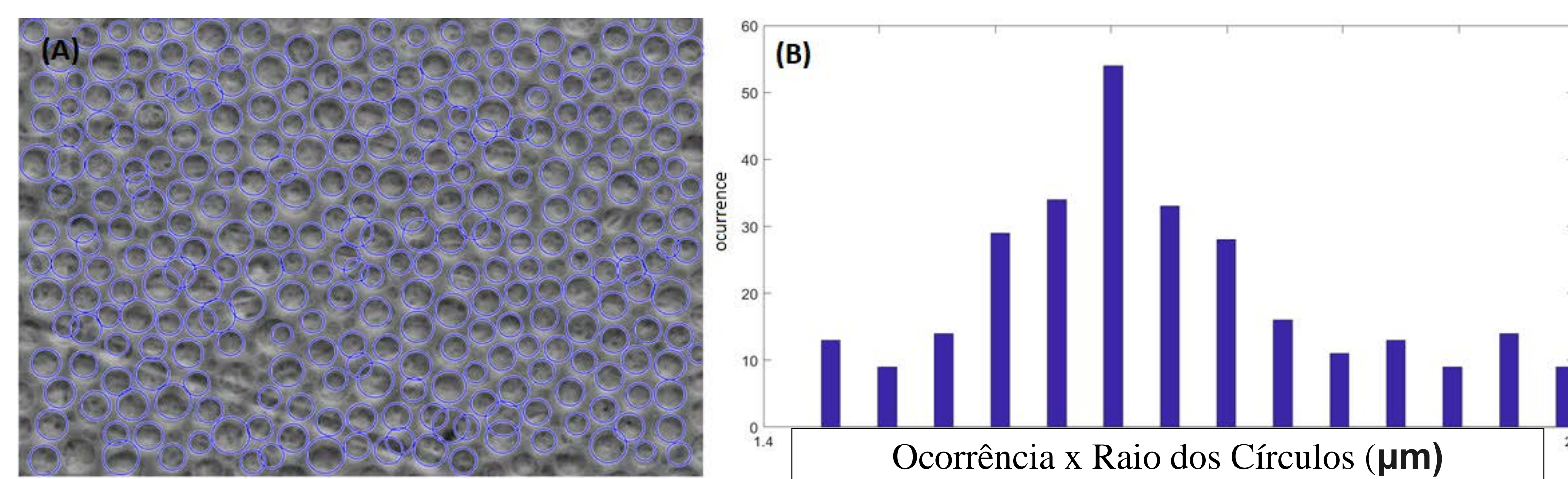


Figura 2: (A) Detecção dos padrões e (B) Histograma.

Conclusão

Esse estudo proporcionou a aproximação com esses tipos de dados matemáticos e análises específicas de imagem de forma que possibilitem estudos mais aprofundados de outras variáveis que estão dispostas no sistema. Com o algoritmo de detecção de imagem obtido é possível verificar a homogeneidade dos poros bem como o tamanho e a recorrência deles. Sendo assim, é possível avaliar o tamanho do poro superficial do eletrodo (utilizado numa célula CDI) e adequá-lo para a remoção de íons de um possível sal que apresente diâmetro proporcional aos dispostos no eletrodo.



Estudo Numérico de Sistema de Sopros em Asa em Delta

Douglas Mac Arthur de M. Marcondes Fonseca
UNITAU – Universidade de Taubaté

domfonseca100@gmail.com
Engenharia Aeronáutica

Ricardo Galdino da Silva

ri_galdino@yahoo.com.br

ACE-L

Resumo

No presente estudo são apresentados resultados preliminares das simulações do perfil RAE 102 (perfil adotado para construir uma asa 3D) obtidos com XFOIL (programa de simulação). Verificamos o comportamento do escoamento sobre o perfil escolhido em regime subsônico em 3 números de Reynolds diferentes, com ângulos α de 0° a 15° . O aumento do número de Reynolds leva a uma diminuição do coeficiente de arrasto e a um aumento do coeficiente de sustentação para os ângulos de ataques maiores. Em trabalhos futuros introduziremos mecanismos de sopros no perfil RAE 102 e na asa 3D para avaliar os efeitos da hipercirculação em uma asa em delta.

1 - Objetivo

O objetivo principal deste trabalho é estudar o efeito da instalação de um dispositivo de sopros em uma asa de um caça (asa delta ou com alto enflechamento) em condições de pouso e decolagem. Para tanto, realizaremos estudos com geometrias 2D (perfis) e 3D (asa delta).

2 – Introdução e Metodologia

Os materiais usados neste trabalho englobaram, a elaboração de uma revisão bibliográfica de artigos especializados para fundamentação teórica, software de análise bidimensional XFOIL e plataforma EXCEL.

Aeronaves com características de caça embarcado devem ser capazes de responder o mais rápido possível a uma missão de interceptação, estes aviões devem ter sistemas que melhoram a eficiência aerodinâmica, razão entre a sustentação e o arrasto (L/D), para o caso da decolagem e o aumento da sustentação para o caso do pouso no convoo de porta-aviões, pois os caças devem possuir a capacidade de decolar e pousar em comprimento de pista muito curto. Porém existem dispositivos, que podem melhorar o desempenho de pouso e de decolagem. Dentre os quais, gostaríamos de destacar os mecanismos de sopros que quando aplicados tangencialmente ao "flap" geram um efeito conhecido como hipercirculação que decorre diretamente do efeito Coanda.

O conceito básico que controla a hipercirculação é o efeito Coanda, que consiste na tendência de um jato aderir à superfície, quando este é soprado tangencialmente a esta superfície, este conceito é mostrado de forma esquemática na Fig. 1. Se aplicarmos o jato no flap, teremos um aumento da circulação no flap que por sua vez induzirá um aumento de sustentação nos elementos da asa a montante do flap, este efeito é chamado de hipercirculação (Smith, 1975).

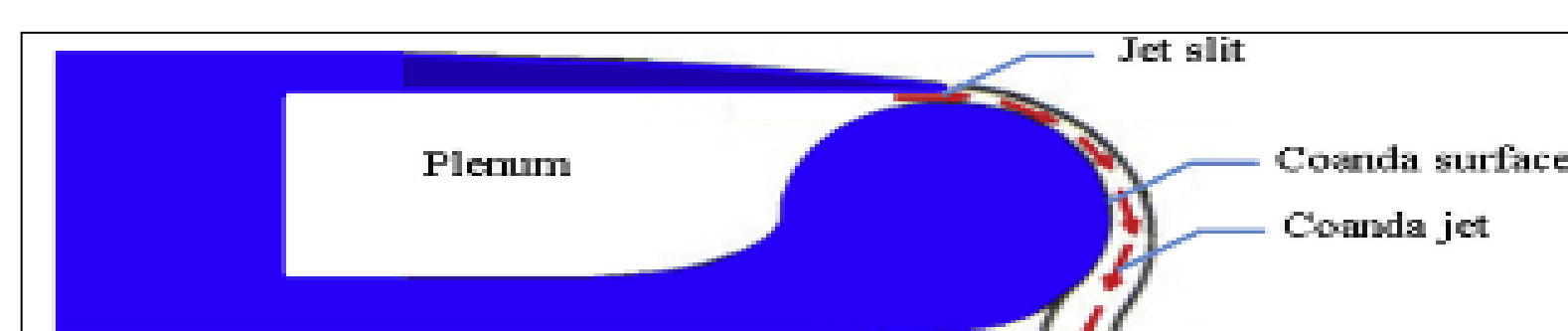
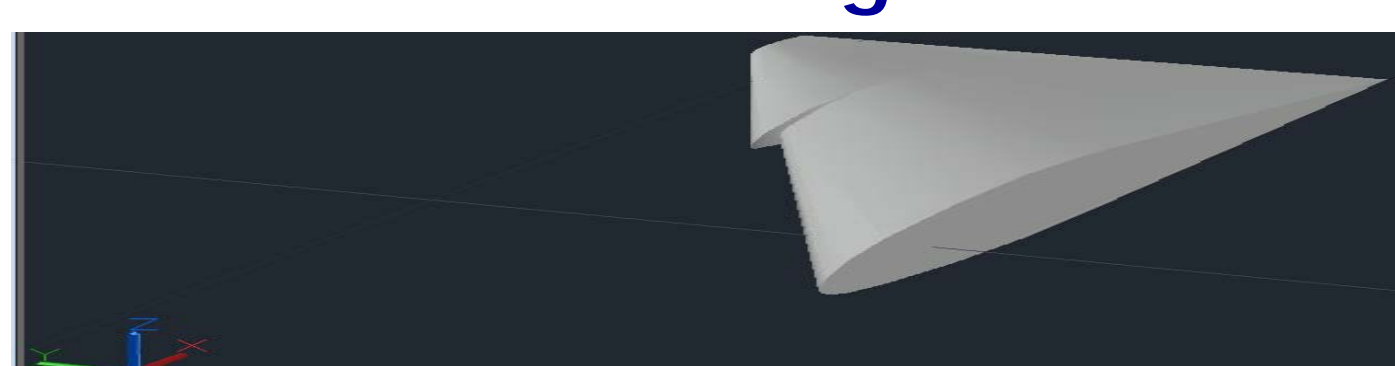
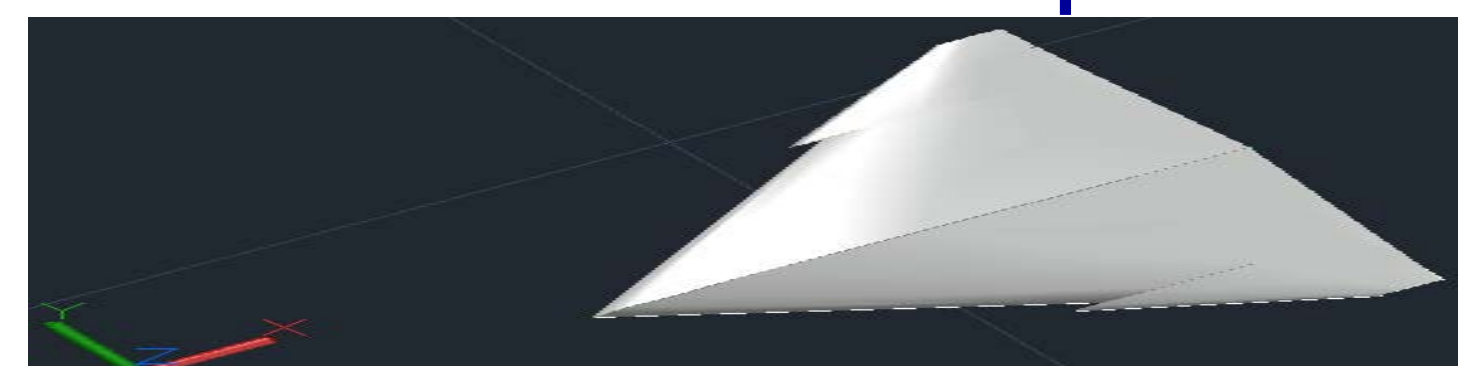


Figura 1 – Conceito básico do Efeito Coanda, Figura extraída de (Olivitto, 2010)

Em razão da pandemia do Covid-19 ocorrida em março de 2020, houve impossibilidade de utilizar software de simulação em CFD e as instalações do departamento, para os estudos das geometrias 2D e 3D com o sistema de hipersustentação integrado nela, sendo assim faz-se necessário dar continuidade do estudo em uma 2ª fase. Onde realizaremos as simulações com modelos de maior fidelidade física. Ao longo da 1ª fase, além das simulações com XFOIL, foi construída uma geometria 3D da asa, conforme mostra as Figs. 2A e 2B. Nestas figuras temos a forma da semiasa e a asa em delta. O desenho tridimensional da asa foi desenvolvido com base no perfil RAE 102. Esta geometria será utilizada em estudos subsequentes.



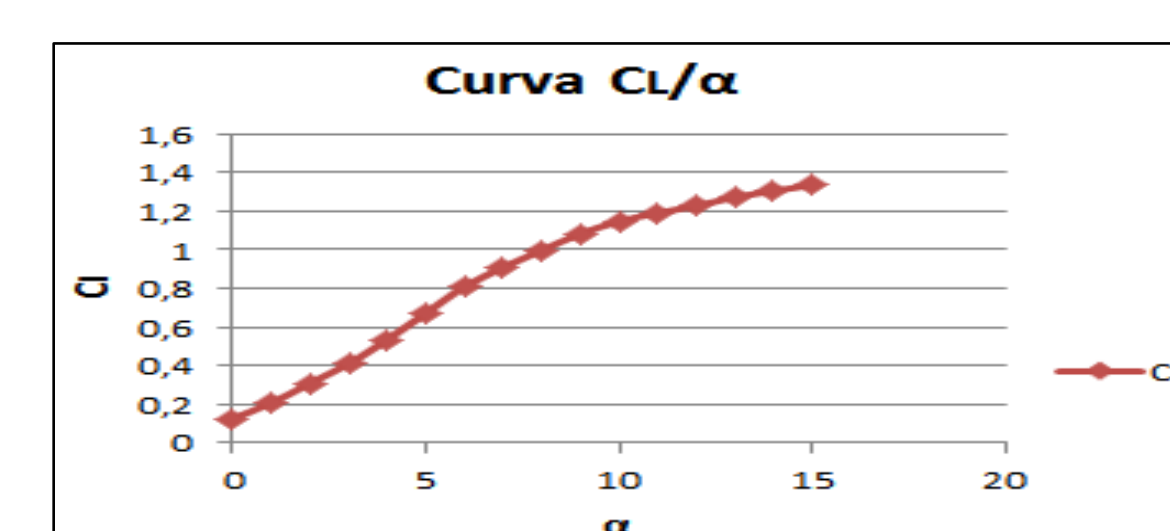
a) Forma da Semiasa



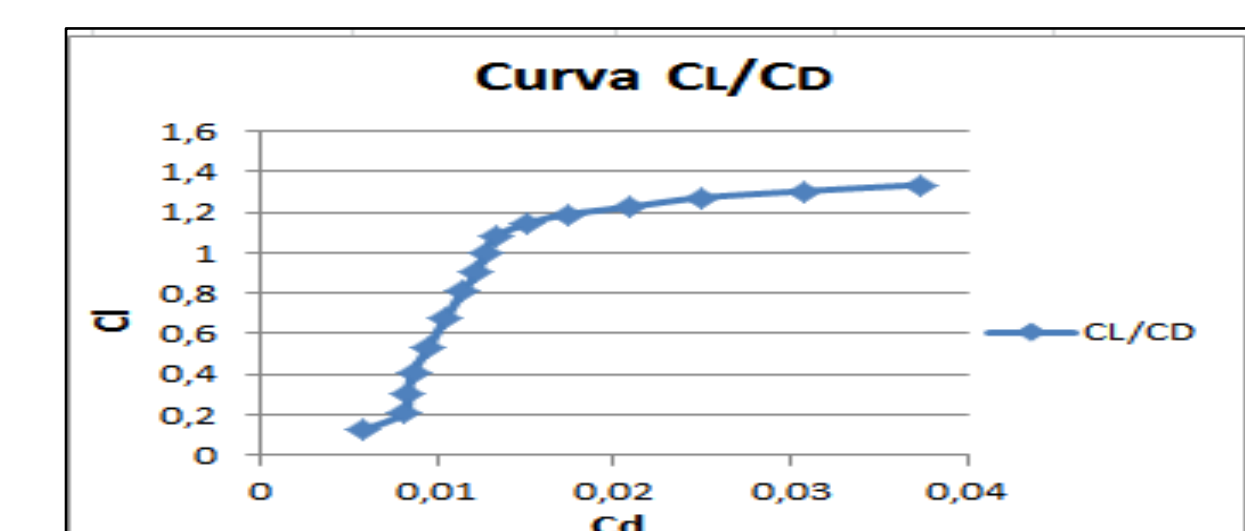
b) Asa em delta

Figura 2 – Representação geométrica da asa.

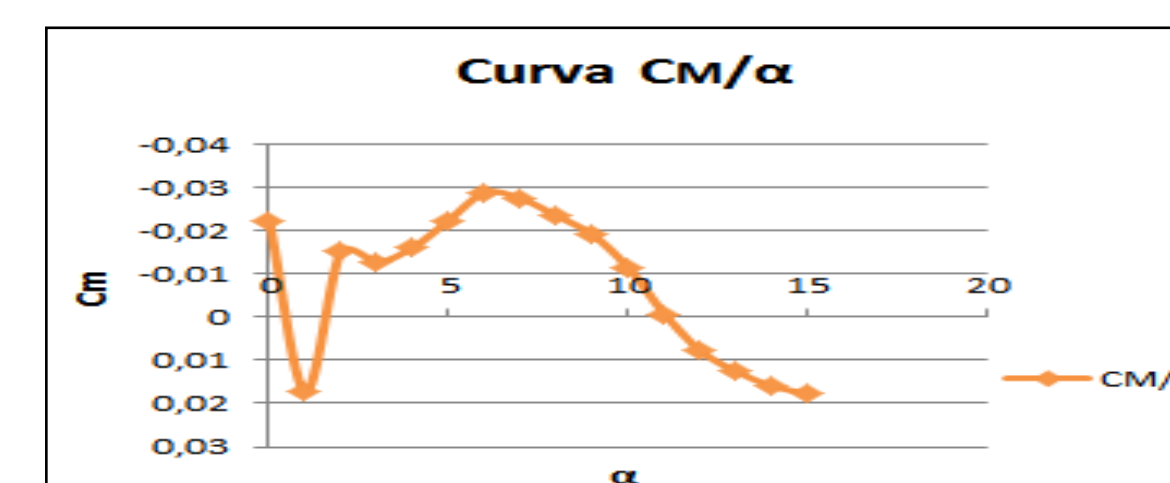
3 - Resultados



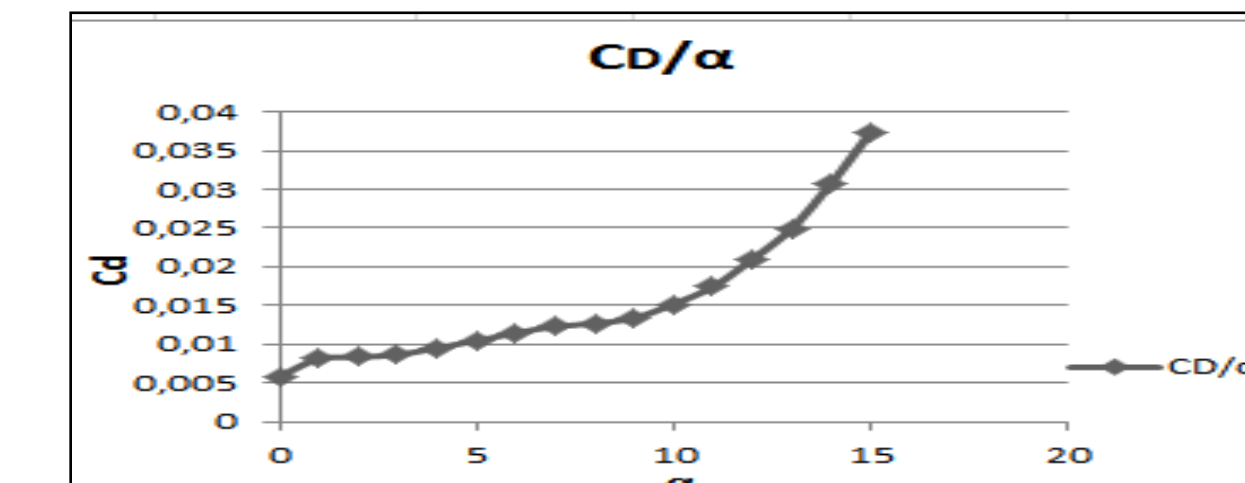
a) Coeficiente de sustentação.



b) Polar de arrasto.

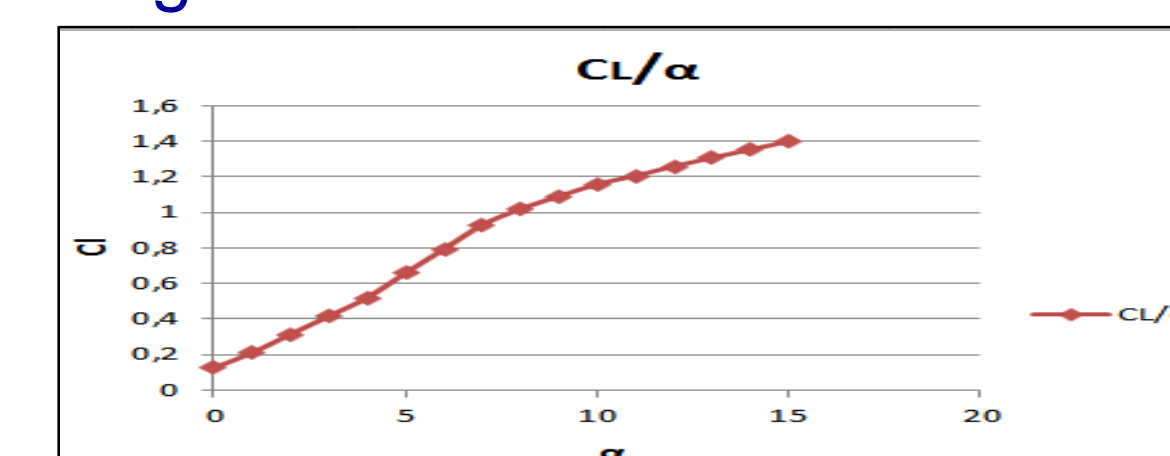


c) Coeficiente de momento de arfagem.

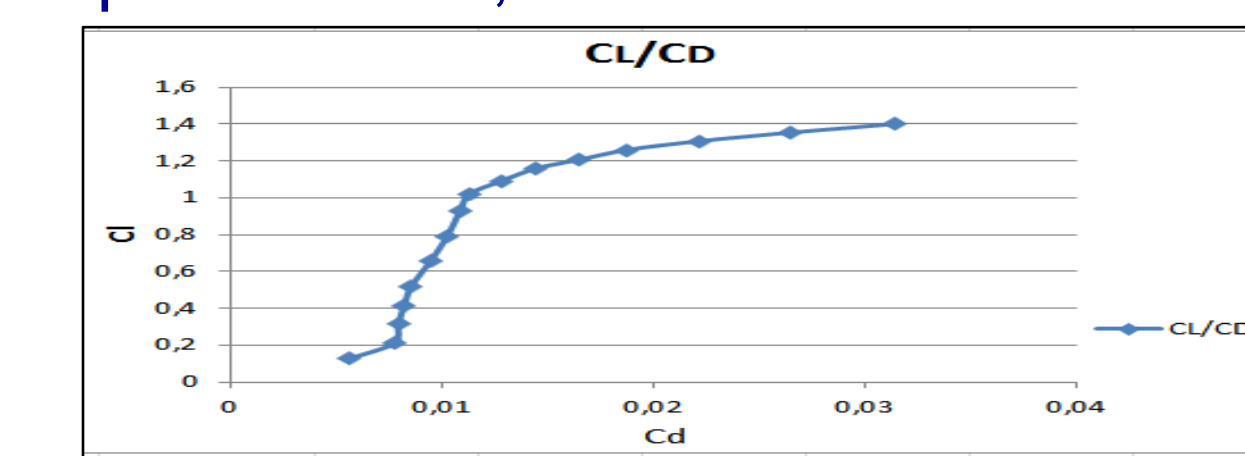


d) Coeficiente de arrasto.

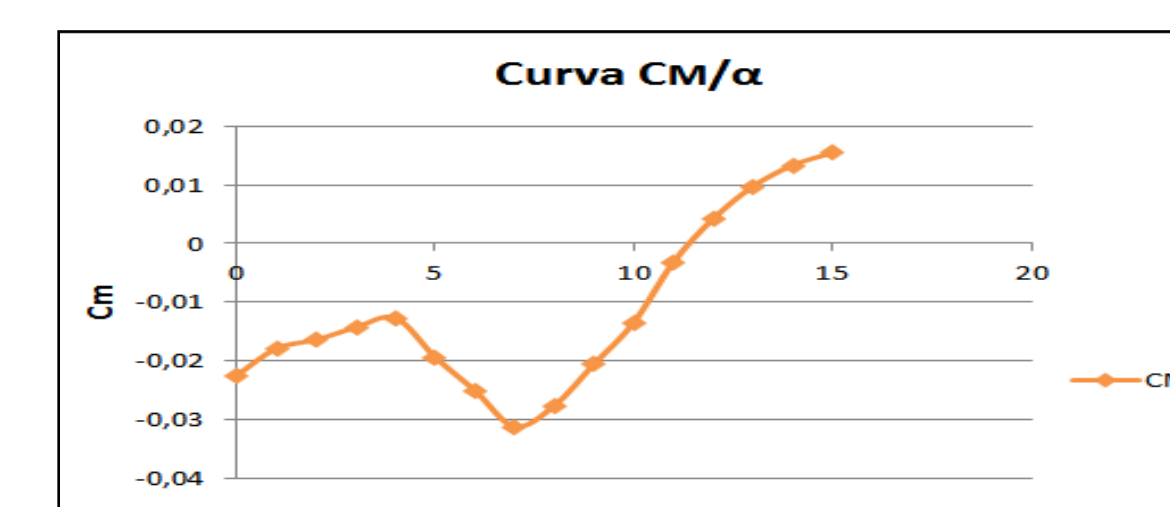
Figura 3 - Coeficientes aerodinâmicos para $Re = 1,290 \times 10^6$.



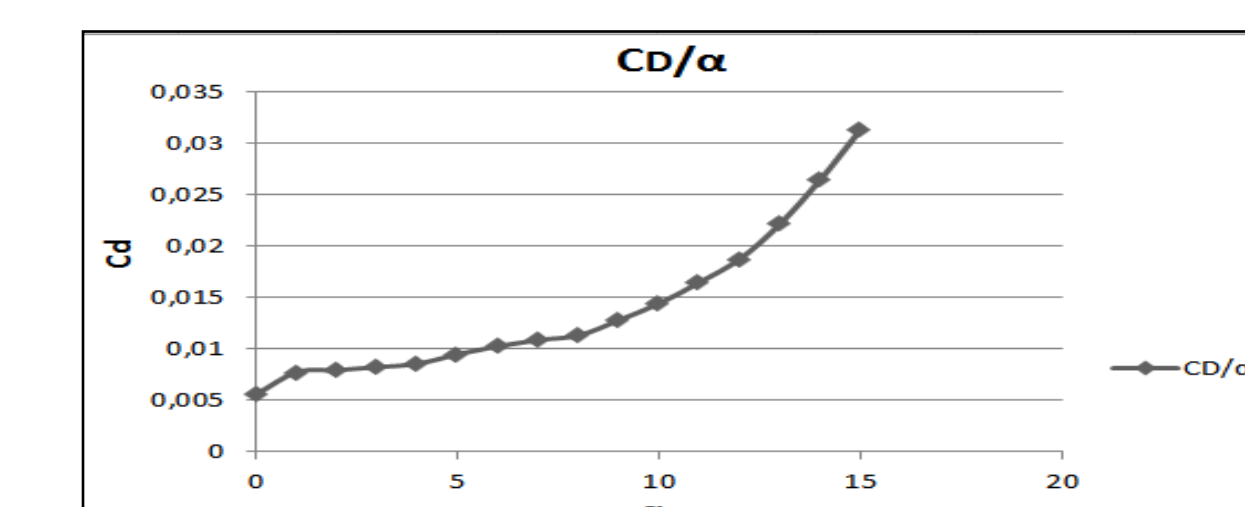
a) Coeficiente de sustentação.



b) Polar de arrasto.

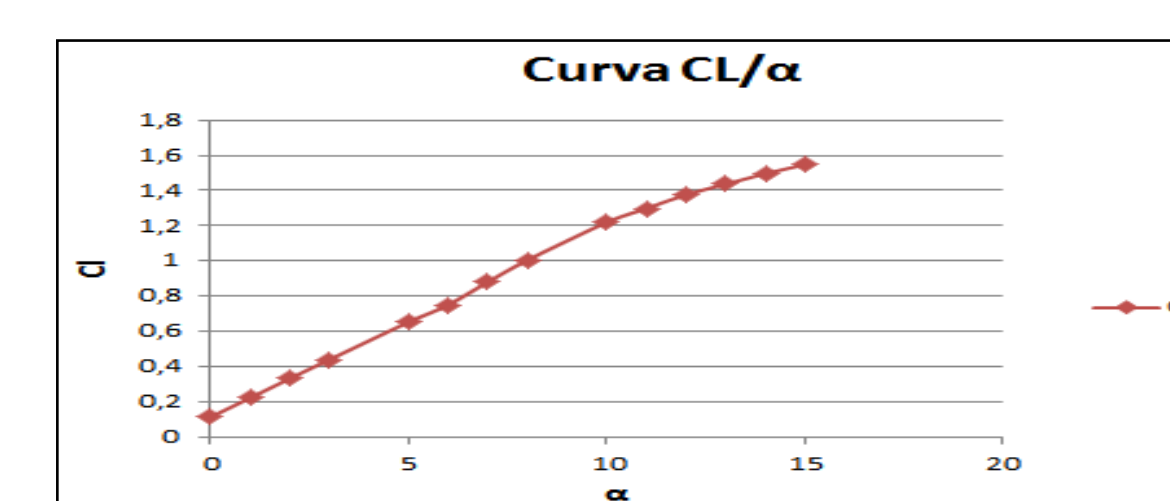


c) Coeficiente de momento de arfagem.

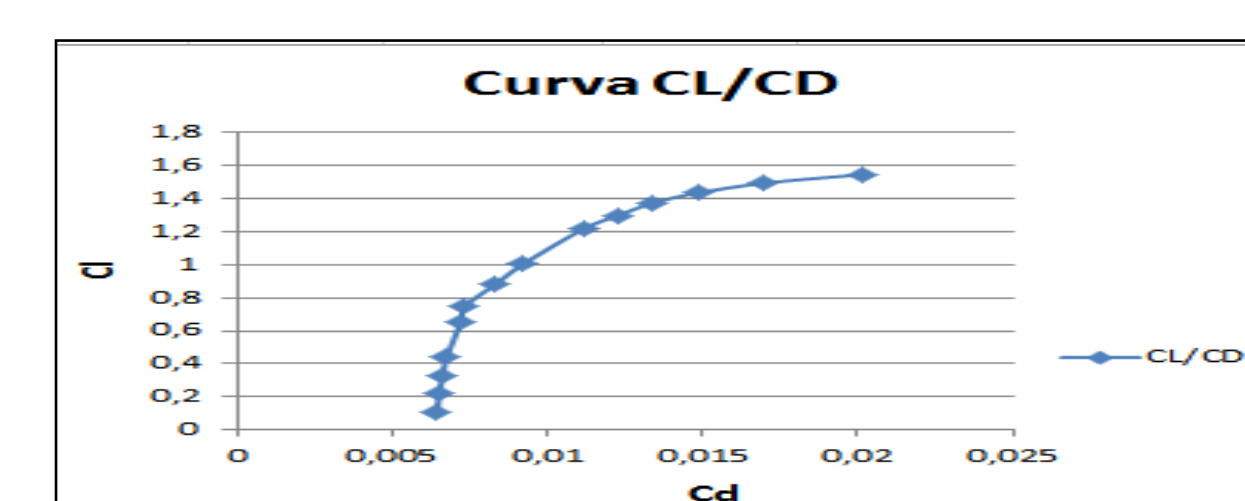


d) Coeficiente de arrasto.

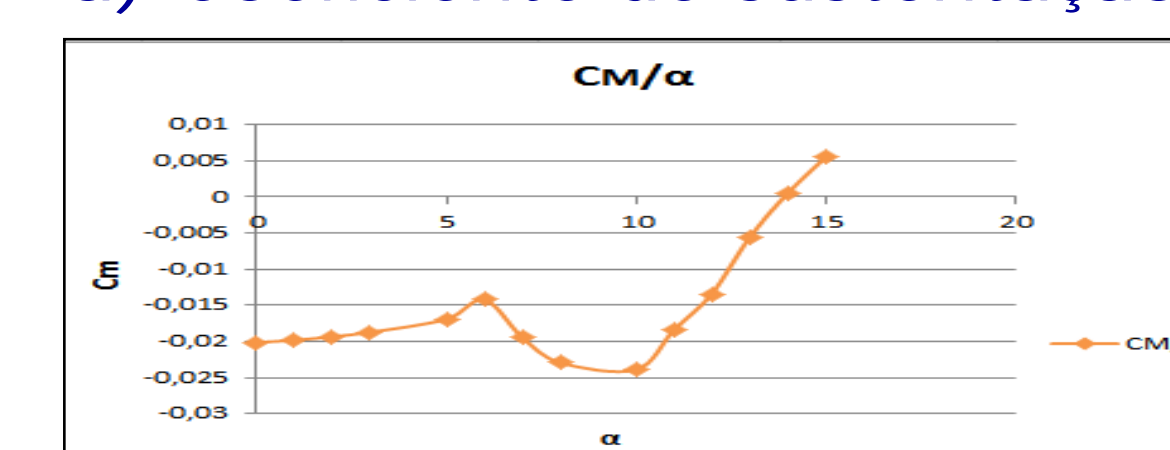
Figura 4 - Coeficientes aerodinâmicos para $Re = 1,760 \times 10^6$.



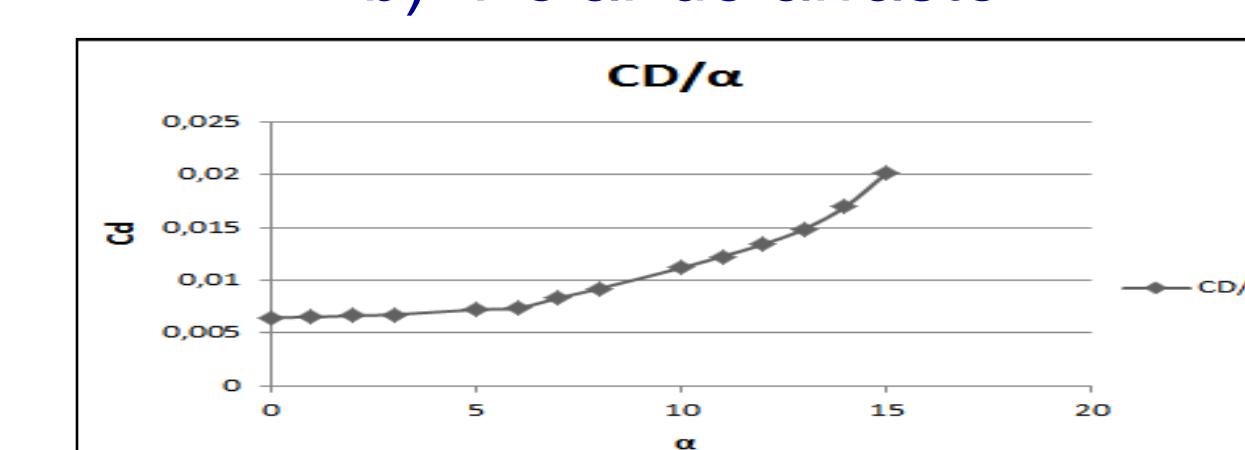
a) Coeficiente de sustentação



b) Polar de arrasto.



c) Coeficiente de momento de arfagem.



d) Coeficiente de arrasto.

Figura 5 - Coeficientes aerodinâmicos para $Re = 2,850 \times 10^6$.

Nos gráficos apresentados nas Figs. 3, 4 e 5 podemos observar o comportamento das curvas dos coeficientes de sustentação, polar de arrasto, coeficiente de momento de arfagem e coeficiente de arrasto para valores de números de Reynolds iguais a $1,290 \times 10^6$, $1,760 \times 10^6$ e $2,850 \times 10^6$. Todos os coeficientes foram obtidos com o programa XFOIL (método dos painéis e correções para camada limite).

4 - Conclusões

Levantamos com XFOIL os coeficientes aerodinâmicos do perfil RAE 102 para 3 números de Reynolds diferentes e ângulos de ataque entre 0° e 15° . Podemos constatar que o coeficiente de sustentação, para o ângulo de ataque máximo (15°) do intervalo analisado, tende a aumentar com aumento do número de Reynolds. Já o coeficiente de arrasto sofre uma diminuição, em todo o intervalo de ângulo de ataque analisado, com aumento do número de Reynolds.



Análise de Controladores não Lineares para novo Sistema de Controle de Atitude 3D

Gianluca Basqui Gariglio
Universidade Federal de Ouro Preto - UFOP

gian.basqui@gmail.com
Engenharia Mecânica

Dr. Euler G. Barbosa
Divisão de Aerodinâmica, Controle e Estruturas - ACE

eulerecmgb@fab.mil.br

OBJETIVO

Adequação do conhecimento na área de sistemas de controle, com a finalidade de aplicação na nova plataforma de controle de atitude, ilustrado pela a Figura 1, do Laboratório de Identificação Controle e Simulação (LICS) da Divisão de Controle e Estruturas do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE). Estando ciente que projetos nessa área se fazem necessários um entendimento em assuntos como as não-linearidades, filtros, sensores e atuadores [1].

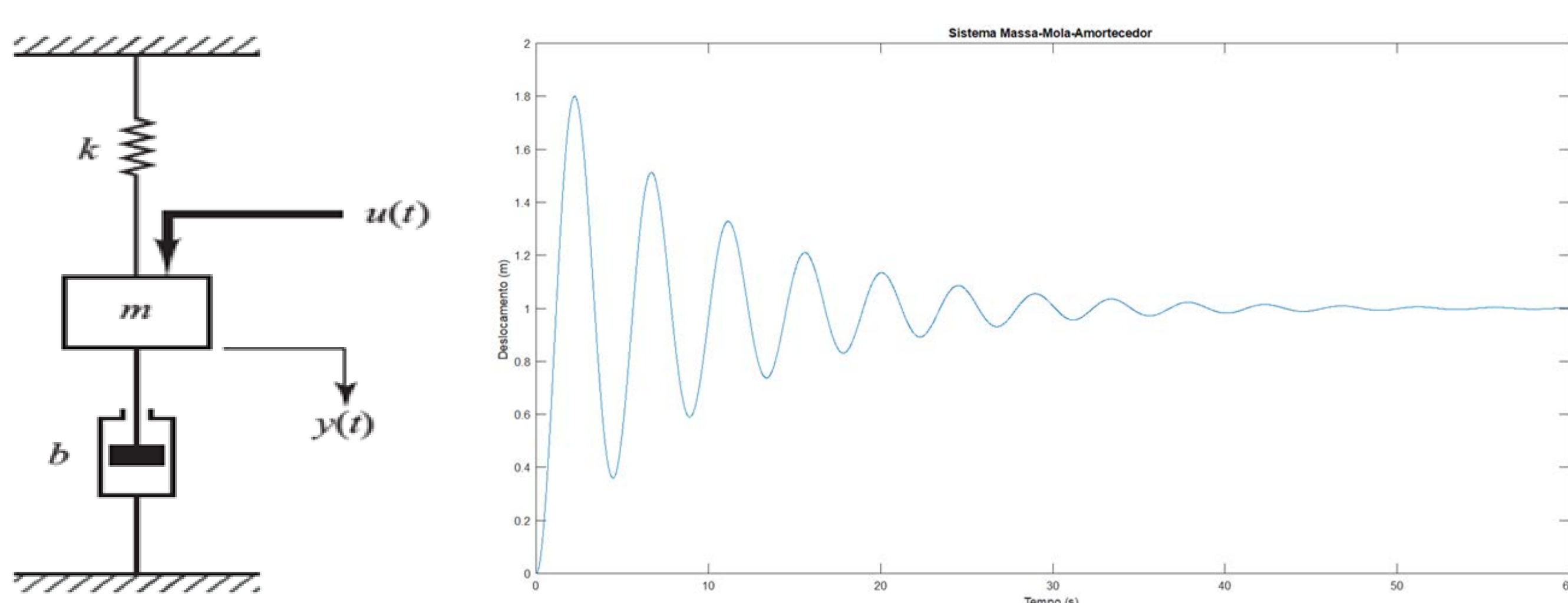
Figura 1 – Plataforma de controle de atitude.



METODOLOGIA

Estudo de base e de referências de literaturas técnicas na área de sistemas de controle. Além disso, fez-se a utilização dos softwares MATLAB® e Simulink® para a realização de várias simulações e obtenção de resultados, sendo uma delas exemplificada pela Figura 2. Posteriormente, nessas simulações foram feitas análises e o confronto com a literatura.

Figura 2 – Sistema massa-mola-amortecedor e sua representação gráfica de deslocamento em função do tempo [2].



RESULTADOS

As Figuras 3, 4 e 5 a seguir, mostram etapas da sintonização de um controlador PID pelo método de Ziegler-Nichols, partindo de um modelo

de equações no espaço de estados, abordando assim, muito dos tópicos estudados.

Figura 3 – Modelo de equações no espaço de estados.

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) = Cx(t) + Du(t) \end{cases}$$

Figura 4 – Curva de resposta em forma de S [2].

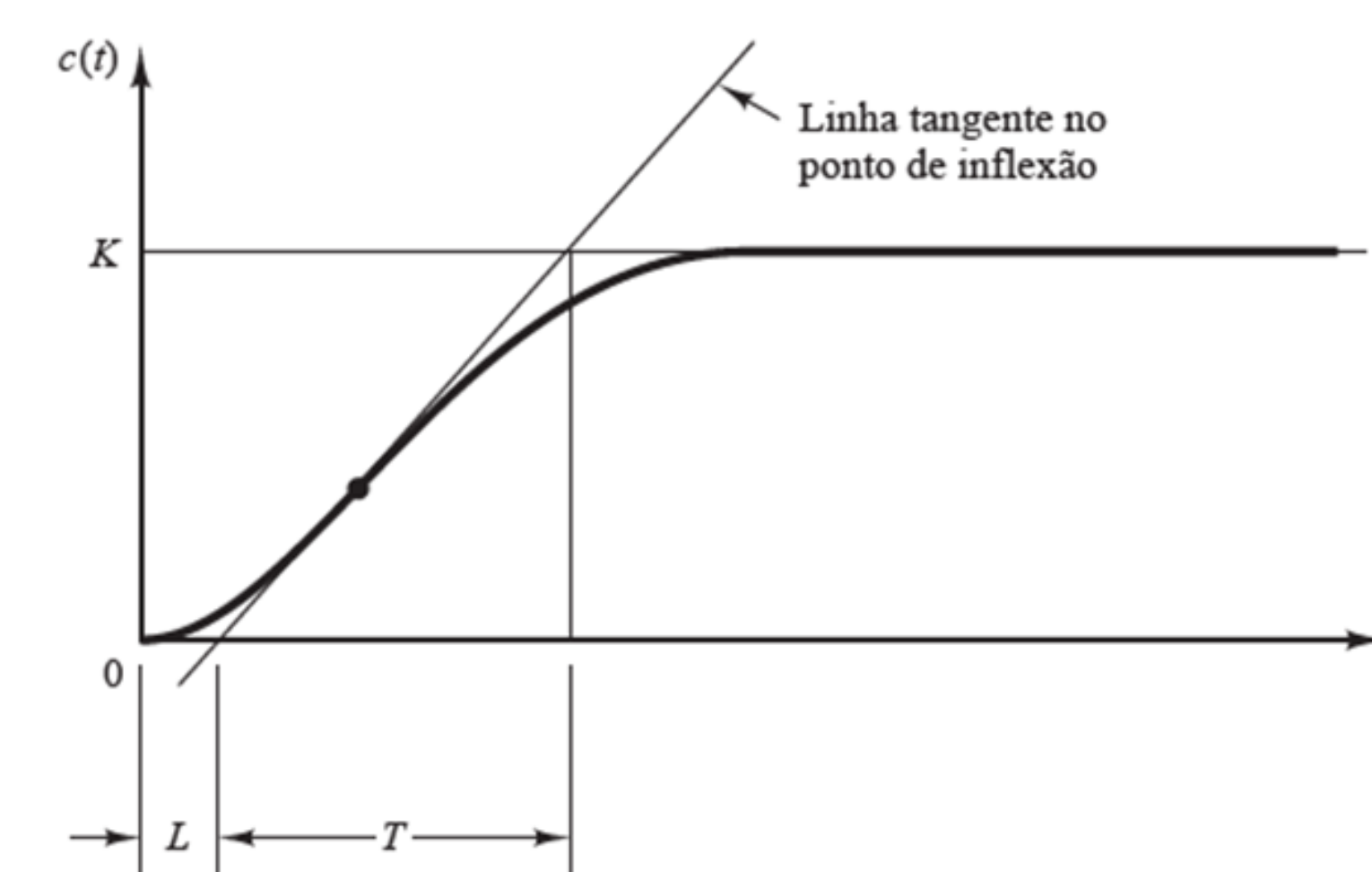
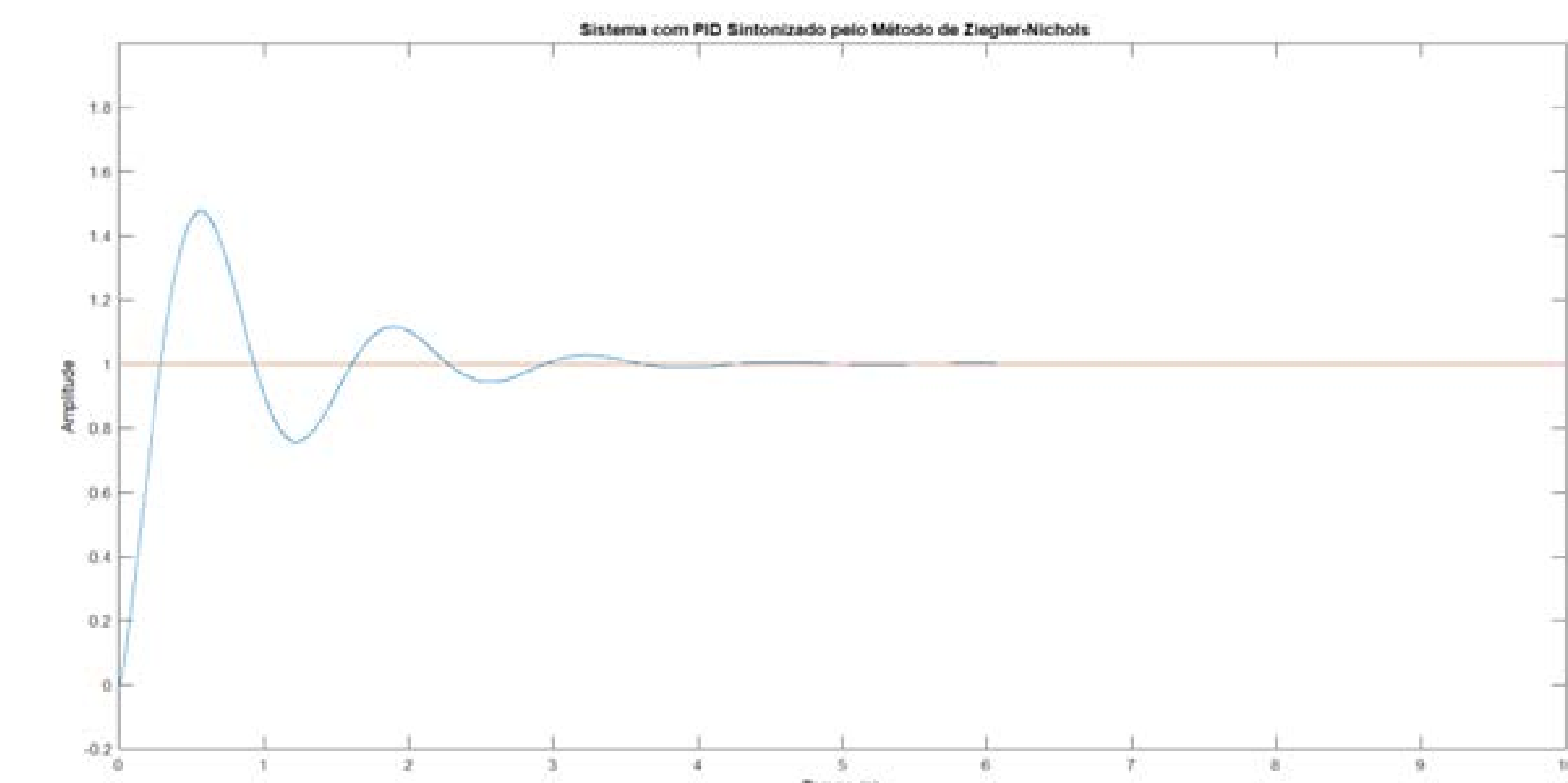


Figura 5 – Resposta ao degrau unitário do sistema com controladores PID sintonizados.



CONCLUSÕES

Os estudos iniciais foram necessários para buscar o entendimento desses conceitos de controle e de filtros digitais, a fim de serem aplicados na plataforma de controle de atitude, posteriormente. E ainda procurou-se obter o conhecimento para que, nas próximas etapas, seja possível sugerir modificações nos sensores, atuadores e no próprio sistema de controle digital desempenhado por um sistema de controle de tempo real.

REFERÊNCIAS

[1] BARBOSA, Euler G. ; Castro, C. J. ; Cunha, W. P. ; LEITE FILHO, Waldemar de Castro . SIMULAÇÃO E VALIDAÇÃO DE SISTEMAS DE CONTROLE DE ATITUDE E VELOCIDADE DE VEÍCULOS ESPACIAS. In: V Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, 2008, Salvador - BA. V Congresso Nacional de Engenharia Mecânica. Salvador: UFBA, 2008. v. 5. p. 44-54.

[2] OGATA, K. Modern control engineering. 5. Ed. Upper Saddle River: Prentice-Hall. 2010.



PIBIC PIBITI IAE



XVI ENICT



PROGRAMA INSTITUCIONAL DE BOLSAS DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA E TECNOLÓGICA - CNPq

ESTUDO DA TENSÃO RESIDUAL GERADA NO PROCESSO DE CONFORMAÇÃO MECÂNICA DO AÇO MARAGING 300

Larissa Ferreira Pinto
Universidade Federal de São Paulo

larissafp15@hotmail.com
Bacharelado em Ciência e Tecnologia

Tiago Alegretti Zucarelli

Divisão de Mecânica - AME

tiagoalegretti85@gmail.com

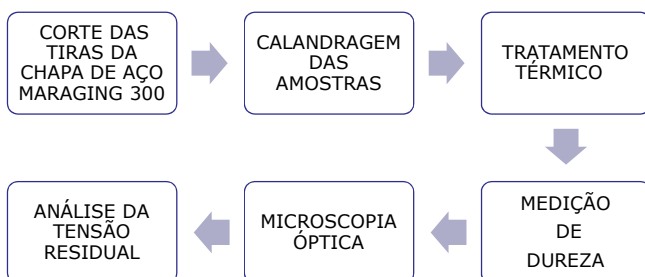
Introdução

Os aços Maraging despertam grande interesse da indústria aeroespacial e tecnológica desde aproximadamente 1960, onde o emprego simultâneo de Cobalto e Molibdênio em ligas de Alumínio e Titânio propiciou um aumento significativo na resistência do material, caracterizando uma nova classe de aços, com maior dureza, resistência mecânica e tenacidade. Os aços Maraging, são aços da classe martensíticos com baixos percentuais de carbono (C), e níquel (Ni) de 18,5%.

Objetivos

Obter a tensão gerada na calandragem do aço Maraging 300 e apresentar tratamentos térmicos que para reduzam a mesma.

Fluxograma das atividades



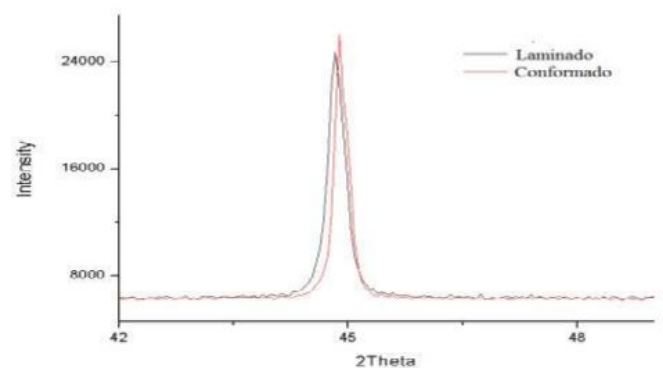
Amostras sendo calandrada



Tratamento térmico

MATERIAL CALANDRADO	RESFRIAMENTO (após 900 °C / 3H)
CONDIÇÃO 0	S/ TRATAMENTO
CONDIÇÃO 1	ÁGUA
CONDIÇÃO 2	ÓLEO
CONDIÇÃO 3	AR

Análise da tensão residual por DRX (exemplo)



Conclusões

Foi possível obter amostras em escala laboratorial do processo de fabricação do envelope motor. Devido ao ingresso no programa de Iniciação científica em Março/20 e a paralisação das atividades nos laboratórios do IAE e ITA, não foi possível iniciar as atividades de laboratório.



ESTUDO DAS CAUSAS PARA O DESLOCAMENTO DO PROPELENTE NA INTERFACE COM O LINER

Mônica Cordeiro Ribeiro
FATEC – Faculdade de Tecnologia de SJC

monicacordeiroribeiro14@gmail.com
Manutenção de Aeronaves

Marcio Yuji Nagamachi

Divisão de Propulsão

marciomyn@fab.mil.br

Objetivos

O objetivo deste projeto foi avaliar a influência do processo de mistura na homogeneidade e empacotamento das partículas de perclorato de amônio (AP) em uma das formulações de propelente desenvolvidas pelo IAE.

Metodologia

A metodologia é baseada no estudo de empacotamento de partículas com intuito de reduzir o volume de vazios entre as partículas, conforme pode ser observado na Figura 1.

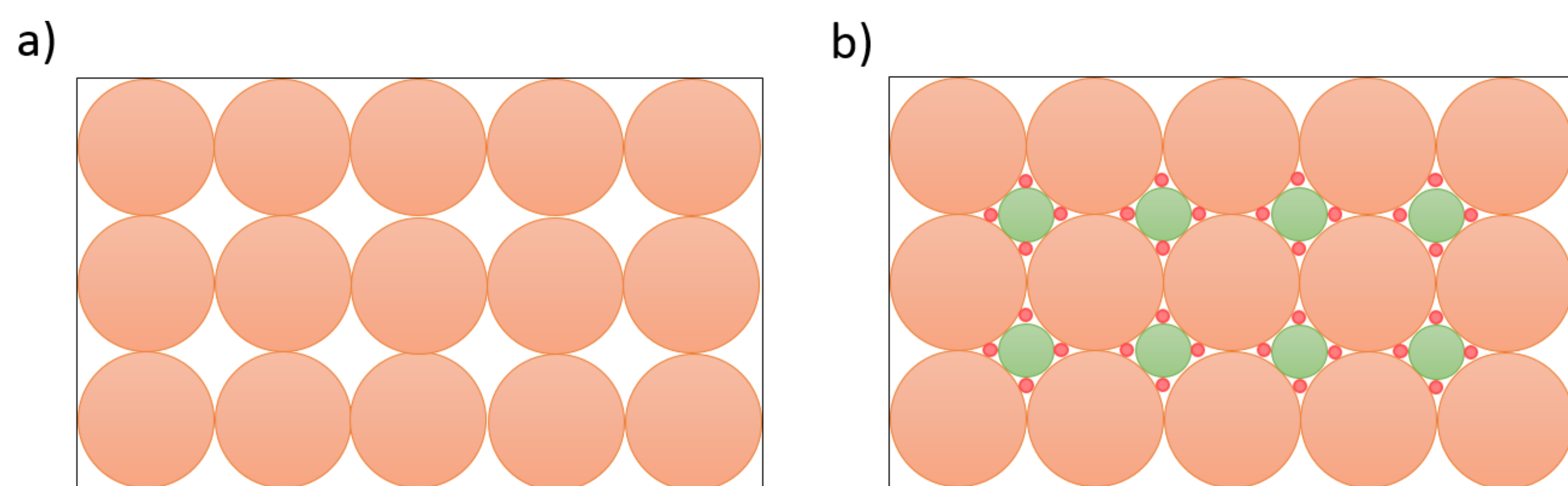


Figura 1- Representação de empacotamento de partículas; (a) sistema monomodal de diâmetros de partículas, (b) sistema trimodal de partículas.

Materiais e métodos

Todas as amostras foram preparadas a 50 °C em um misturador a vácuo acoplado a um banho termostático. A composição das amostras consistia de 15,8% de HTPB e 84,2% de sólidos.



Figura 2 - Representação esquemática dos processos de preparo das amostras ensaiadas.

A avaliação da homogeneidade e do empacotamento foi feita com base na viscosidade final da mistura a 50°C obtida durante o preparo das amostras. Foi empregado um viscosímetro Brookfield acoplado a um banho termostático, com spindle modelo helipath. Esse tipo de spindle é normalmente utilizado em propelentes compósitos a fim de evitar erros causados pela passagem do spindle no próprio sulco formado na passagem anterior.

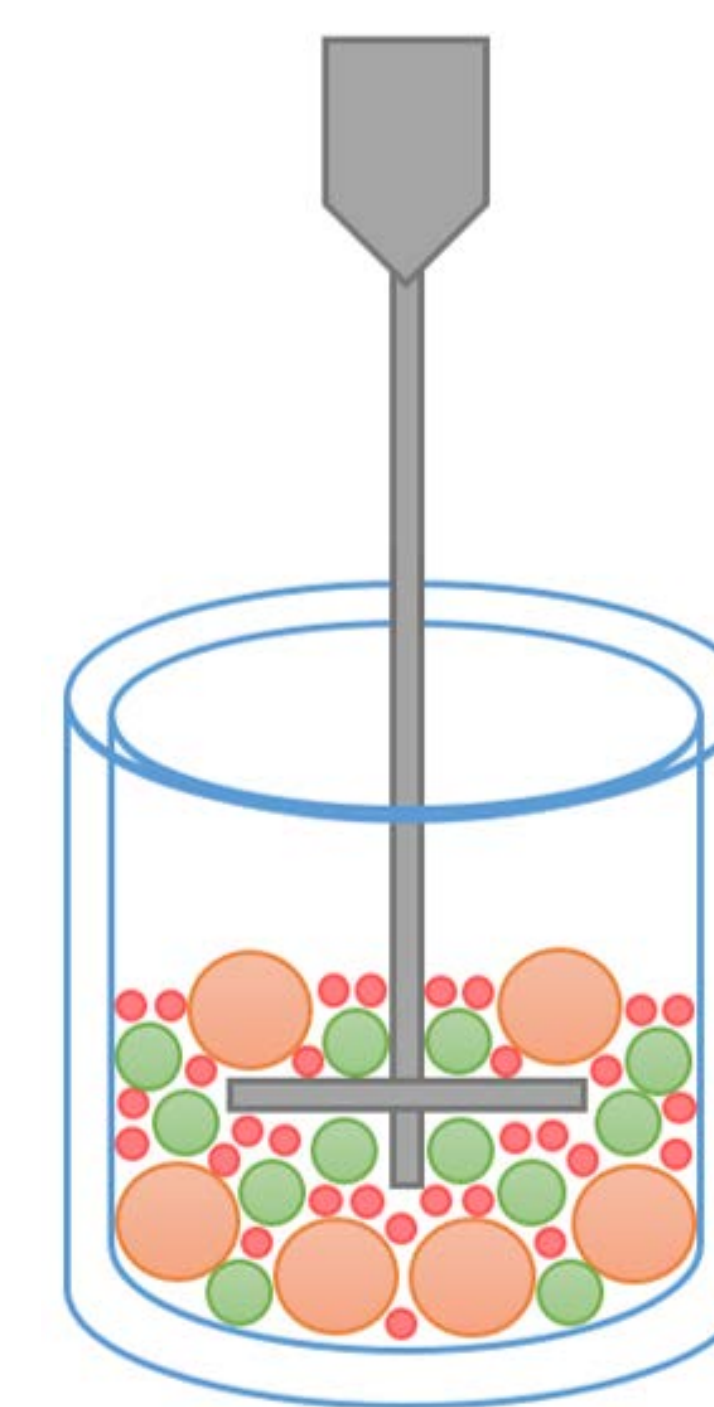


Figura 3 - Representação esquemática do spindle e empacotamento.

Resultados

A homogeneidade e o empacotamento foram avaliados a partir da viscosidade final obtida na preparação das amostras. A comparação dos resultados das amostras 1 e 2 visava verificar o efeito da ordem de adição do alumínio em relação aos três modos de AP. A Tabela 1 mostra os resultados obtidos.

Tabela 1 - Resultados de viscosidade final obtidos no preparo das amostras.

Amostra	Leitura da escala	Viscosidade (cPs)	Temp. Massa
1	34,8	556.800	50°C
2	34,9	558.400	49°C
3	31,5	504.000	50°C

As viscosidades finais mais altas das amostras 1 e 2 mostraram que os dois sistemas ainda não atingiram a homogeneidade. Já a amostra 3, formada pela pré-mistura foi muito eficaz em uma das formulações de propelente do IAE. Uma alternativa à pré-mistura manual é o emprego de um secador de duplo-cone, o qual será avaliado nas próximas etapas a fim de que possa ser eventualmente utilizado na preparação de propelentes na APR-P.

Conclusões

Foi possível concluir que a pré-mistura das partículas de AP favorecem a homogeneidade e o empacotamento, restando ainda, porém, confirmar o seu efeito na adesão liner/propelente.

Agradecimentos





ANÁLISE DE CONFIABILIDADE DO SENSOR MECÂNICO ACELEROMÉTRICO

Nome do aluno: Salatiel Alves Ferreira Neto E-mail: saala.eng@gmail.com
 Nome da Universidade: Universidade Anhanguera Educacional – SJC
 Curso: Engenharia Mecânica

Nome do orientador: Dr. Maurício Guimarães da Silva E-mail: maugsilva11@gmail.com
 Divisão: ASD

INTRODUÇÃO

A metodologia da análise de confiabilidade para o Sensor Mecânico Acelerométrico (SMA), é baseada nas funções distribuições de probabilidade associadas à aceleração do veículo (Q) e à aceleração de funcionamento do SMA (R). A abordagem adotada utiliza apenas os dois primeiros momentos (médias e variâncias) das variáveis aleatórias, para a análise de falha de funcionamento do SMA. Esta probabilidade de falha é calculada com base na região de sobreposição gerada pelas distribuições de R e Q. A implementação do método é realizada na plataforma Microsoft Office EXCEL®.

OBJETIVO

- Apresentar a metodologia de análise de confiabilidade visando o conceito de fator de segurança aplicada no projeto do Sensor Mecânico Acelerométrico (SMA);
- Implementação numérica da metodologia.

METODOLOGIA

A prática denominada de análise de confiabilidade nos moldes, consiste em, basicamente, se estimar a probabilidade de falha do sistema em análise. Neste tópico serão apresentadas as equações básicas que permitem estimar esta probabilidade de falha.

Estado Limite

Utiliza o conceito de estados limites últimos na estimativa da confiabilidade estrutural do sistema SMA. A descrição completa do estado limite é dada pela função representativa daquele estado, . Normalmente esta função é descrita em termos de variáveis aleatórias para cada estado limite da estrutura, qual seja:

$$G(X) = G(X_1, X_2, \dots, X_n) = 0$$

A equação abaixo tem como solução as possíveis condições de falha que possam ocorrer na estrutura:

$$G(X) < 0$$

Coefficiente de Segurança Nominal

Todo projeto de um sistema aeroespacial é baseado em requisitos. Para garantir o atendimento destes requisitos é prática comum se estabelecer coeficientes de segurança para os diversos parâmetros de projeto.

$$\lambda_0 = \frac{\mu_R}{\mu_Q}$$

Probabilidade de Falha

A probabilidade de falha é o indicador que representa a violação dos estados limites. Para o caso do problema com duas variáveis aleatórias (VA), a probabilidade de falha é dada por:

$$P_f = P\{R \leq Q\} = P\{R - Q \leq 0\}$$

Índice de confiabilidade

Assumindo que R e Q sejam estatisticamente independentes e normalmente distribuídas, G(X) também é normal, pois uma combinação linear de variáveis aleatórias gaussianas é também gaussiana. Um evento de falha pode ser definido como o estado no qual R < Q, ou G(X) = R - Q < 0. Portanto, a probabilidade de falha pode ser definida como:

$$P_f = 1 - \Phi\left(\frac{\mu_R - \mu_Q}{\sqrt{\sigma_R^2 + \sigma_Q^2}}\right)$$

Sendo a função distribuição acumulada da Normal Padrão. A probabilidade de falha depende da relação entre o valor médio de G(X) e seu desvio padrão. Esta razão é conhecida como índice de confiabilidade, geralmente denotado por β :

$$\beta = \frac{\mu_G}{\sigma_G} = \frac{\mu_{R-Q}}{\sigma_{R-Q}} = \frac{\mu_R - \mu_Q}{\sqrt{\sigma_R^2 + \sigma_Q^2}}$$

RESULTADOS

O primeiro passo da análise é estimar a distribuição de probabilidades para as variáveis aleatórias R e Q. A variável Q deve assumir o valor médio de aceleração no final da rampa de lançamento.

Desde que o objetivo deste trabalho é apresentar a metodologia de análise, adotou-se uma distribuição normal com média 5,791 e desvio padrão de 0,123 no processo de implementação numérica.

A Tabela a seguir exhibe todos os dados utilizados na determinação da confiabilidade de uso do SMA com um nível de significância de 95%.

Dados utilizados na determinação da confiabilidade de uso do SMA:

Variável Aleatória	Função Distribuição de Probabilidades	Parâmetros [g]
R	Normal	$\mu = 5,791$ $\sigma = 0,123$
Q	Uniforme	A= 6 e B= 8

A Figura abaixo exhibe os resultados obtidos para a hipótese de uma distribuição uniforme (A= 6 e B= 8) para a variável aleatória Q. Para este caso a confiabilidade foi de 99,88% (ou seja, 99,9%) e o fator de segurança de 1,036, o qual é associado ao índice de confiabilidade (β) de 0,026.

Resultados da análise de confiabilidade: Caso Estudo: A= 6 e B= 8:

Notes	Load (Stress)	Coefficient of Variation, $\delta = \sigma/\mu$	Safety Factor, SF = μ_c/μ_t	Stress Ratio, 1/SF
Inputs are yellow	Select Distribution: Normal	2,13%	1,036	0,965
Results are green	Enter Mean: 5,791			
Replications	Enter Standard Deviation: 0,123	Safety Index, $\beta = f(SF, \delta)$		
100.000	Capacity (Strength)			
Seed Value	Select Distribution: Uniform			
37	Enter Minimum Value: 6,000			
Get Results	Enter Maximum Value: 8,000	133,33%	0,026	
Do not insert or delete any rows or columns. There are formulas on the right that would be corrupted.	Results			
	Mean Failure Probability	1,12E-03		
	90% Half-Width About Mean, +/-	3,65E-05		
	Variance	4,91E-05		
	Mean Success Probability	0,998884		
	Run Time (Minutes)	0,58		

CONCLUSÃO

Neste trabalho foi apresentado o desenvolvimento de uma metodologia de análise de confiabilidade para o Sensor Mecânico Acelerométrico (SMA). Partindo-se do fato de que Confiabilidade está relacionada com a probabilidade de falha do sistema, procedeu-se ao cálculo da região de sobreposição gerada pelas distribuições de R e Q. Os resultados obtidos foram considerados consistentes pelo grupo de trabalho da ASD. Contudo, ressalta-se que a metodologia ainda está em fase de avaliação e vem sendo aplicada em diferentes casos.



ANÁLISE EXPERIMENTAL DO ESCOAMENTO EM UM CORPO ROMBUDO

Victor Rafael Ribeiro Marioto
UNITAU

rafaelmarioto@bol.com.br
Engenharia Mecânica

Bruno Peruchi Trevisan

ACE

bruno.Trevisan@gmail.com

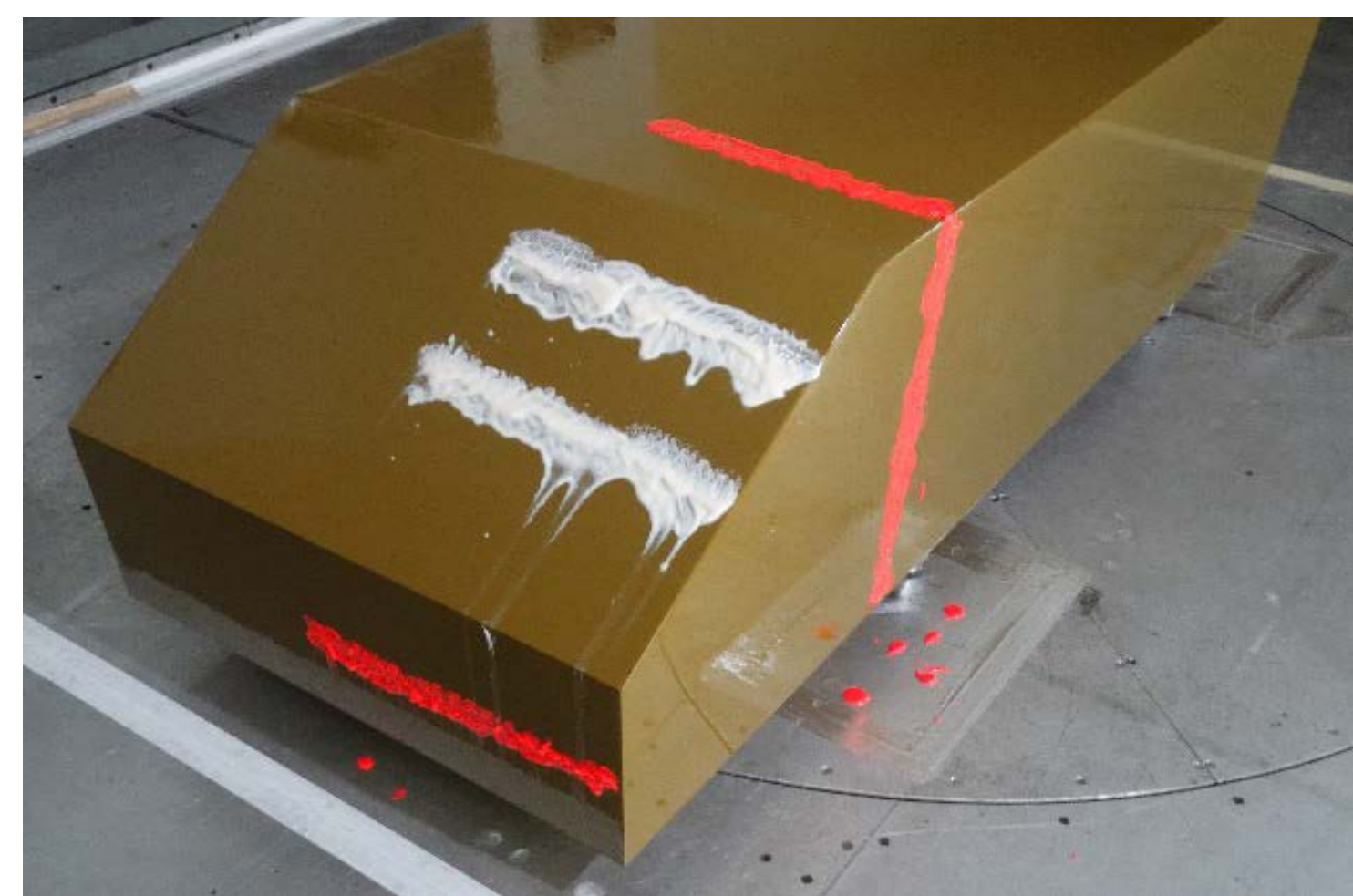
INTRODUÇÃO

Mesmo sendo uma questão fundamental 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 da engenharia civil, tirantes e longarinas de asas da engenharia aeronáutica, cabos de transmissão de energia elétrica, aerodinâmica da carroceria de automóveis, designer no projeto naval para melhor deslizamento pela água, plataformas e tubulações petrolíferas, dentre diversas outras encontradas no cotidiano.

Nas questões de fluidodinâmica, as pesquisas experimentais são essenciais 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 validação para as abordagens teórica e numérica de estudo nesses problemas. Entretanto, as indústrias cada vez mais utilizam os métodos computacionais com o objetivo de diminuir a necessidade de experimentos. Devido aos altos custos e tempo dos experimentos, a tendência das diversas indústrias é investir maciçamente em soluções computacionais, testando diversas soluções e configurações, e assim utilizando experimentos para a decisão final de um projeto ou testes da solução escolhida.

OBJETIVO

Esse trabalho teve como objetivo estudar experimentalmente o escoamento ao redor do corpo de Ahmed com ângulo de inclinação da rampa traseira de 35° por meio de técnicas de visualização com tufo de lã e óleo com o objetivo de entender a topologia do escoamento.



DESENVOLVIMENTO

A análise experimental do escoamento ao redor do corpo de Ahmed foi realizada no túnel de vento TA-2 na Subdivisão de Aerodinâmica (ACE-L) pertencente ao IAE. O estudo teve como objetivo a caracterização da topologia do escoamento por meio das técnicas de visualização por óleo e tufo de lã.

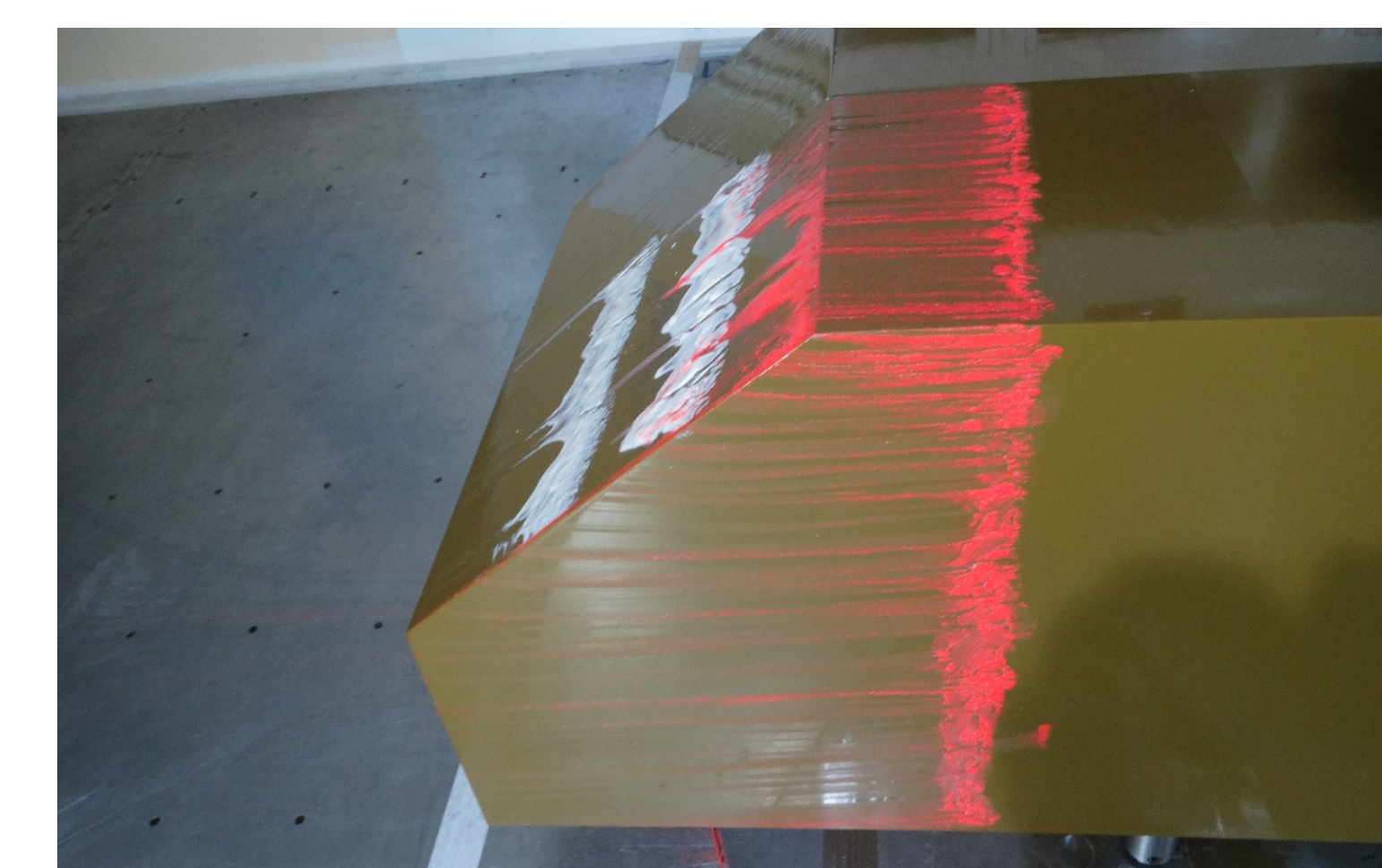
A visualização com tufo de lã foi realizada com velocidade de 50 m/s e a visualização a óleo com velocidade de 65 m/s.

RESULTADOS

Visualização com tufo de lã: Velocidade utilizada 50m/s, na vista lateral o escoamento está colado na superfície e na rampa traseira com inclinação de 35° o escoamento está totalmente descolado iniciando na borda superior da inclinação.

Visualização com óleo: Velocidade utilizada 65m/s, na parte lateral e superior o escoamento está colado na superfície e na rampa traseira o escoamento está descolado.

Sendo assim as visualizações com o óleo estão de acordo com os observados dos tufo de lã.



CONCLUSÕES

Nesse trabalho foram apresentados os resultados referentes ao estudo experimental do escoamento ao redor de um corpo de Ahmed com ângulo de inclinação da rampa traseira de 35° . Para a caracterização do escoamento foram utilizadas as técnicas de visualização com tufo de lã e a óleo. Em ambas as técnicas se observou que o escoamento está colado na lateral do modelo próximo a rampa e que na rampa traseira o escoamento está totalmente descolado. Tal comportamento também foi observado por outros autores.