

OBTENÇÃO DA VELOCIDADE LAMINAR DE CHAMA DO GÁS NATURAL, PROPANO E ETANOL EM COMBUSTÃO COM OXIGÊNIO

Alen Matheus Souza Maciel email: alenmatheussouzamaciel@hotmail.com
FATEC-São José dos Campos Tecnologia em Manutenção de Aeronaves

Wladimir Mattos da Costa Dourado email: wladimirmdwmcdfab.mil.br
IAE / APR-E

Objetivo

O objetivo dessa pesquisa é realizar ensaios utilizando queimador padrão do tipo chama plana para obtenção da velocidade laminar de chama do metano, propano e etanol com oxigênio gasoso puro. Essa propriedade servirá como valor de referência em mecanismos de cinética química e simulações de CFD. Essa técnica (FRANCISCO JR., 2014) requer algumas medições como distância da frente de chama do queimador, a área da chama e o calor trocado pela chama com o queimador.

Durante os ensaios, foi detectado um problema apresentado por essa montagem que consiste na pequena ampliação da projeção (cerca de 30% dependendo das disposições dos equipamentos) e de uma pequena região de incerteza ao redor da sombra. Após diversos testes e alterações na rotina de execução do código foi possível otimizar a análise gráfica com definição de escala mais pertinente ao intervalo de dados.

Metodologia

A bancada de ensaio é composta por um queimador McKenna conectado a uma sistema de arrefecimento, medidores e controladores de vazão. Foi adaptado um microcontrolador Arduino para a obtenção dos alguns dados dos sensores colocados no sistema de arrefecimento.

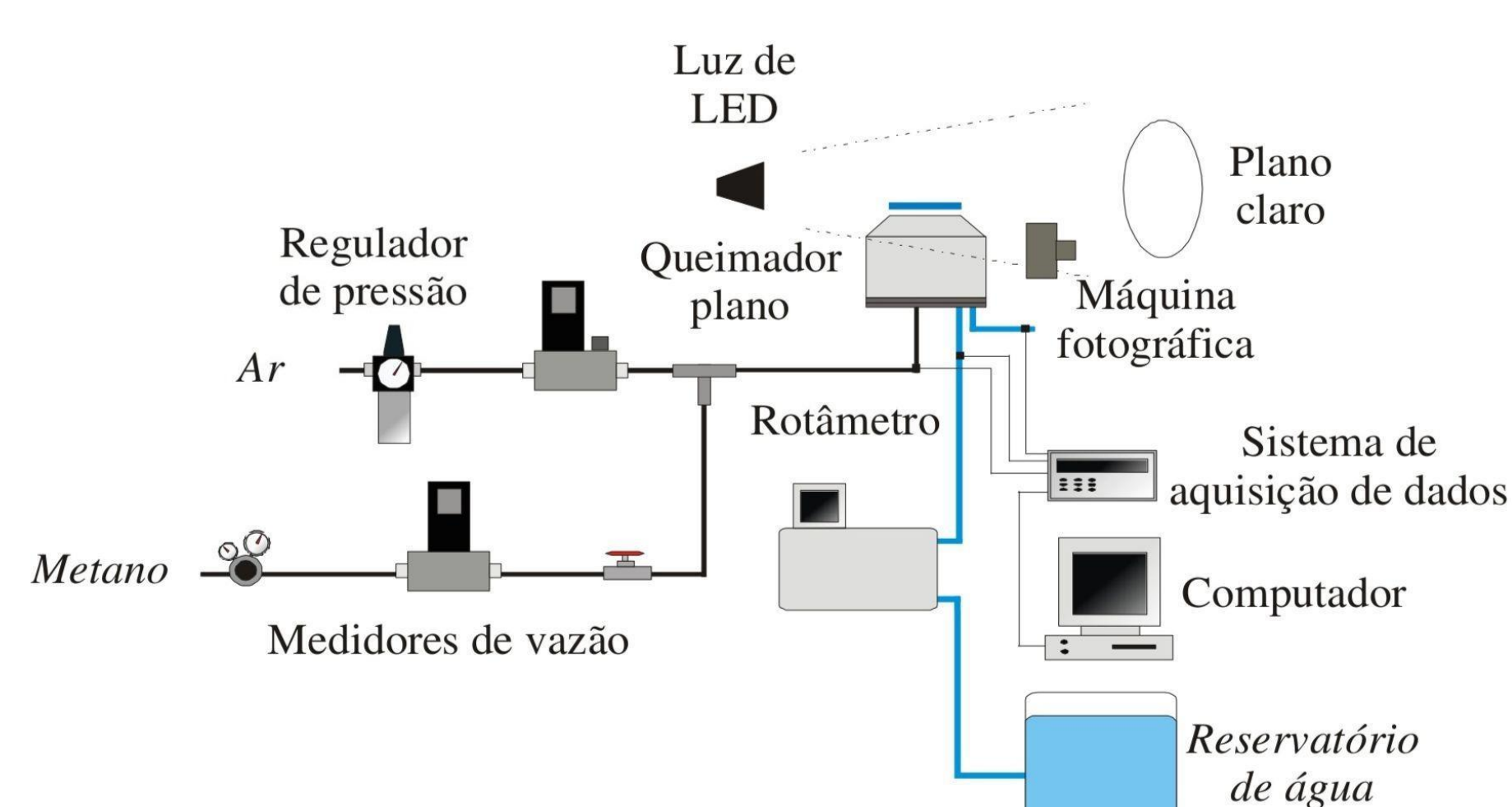


Figura 1: Layout da Bancada

O método Shadowgraph é a projeção da sombra da chama produzida pelo queimador com captura da imagem. Por fim, há o processamento no software Octave para análise da frente de chama.

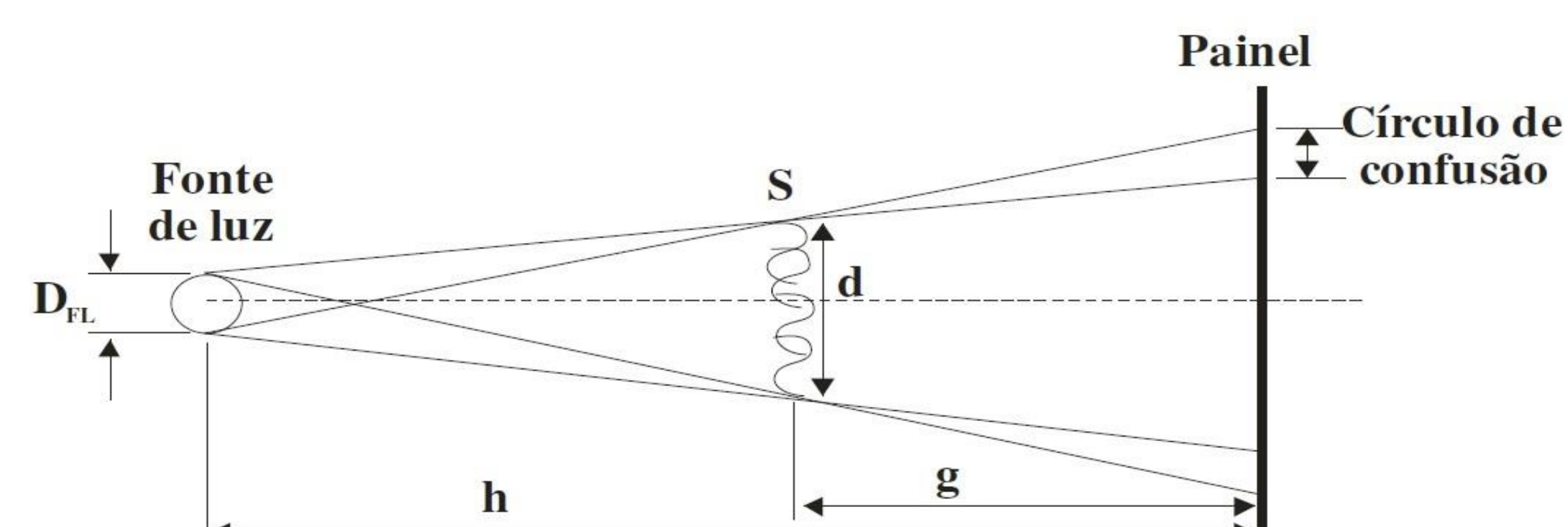


Figura 2: Demonstração do método Shadowgraph (FRANCISCO JR., 2014)

Resultados

Inicialmente foi adquirido alguns conhecimentos sobre programação de Arduino, técnicas de fotografia e processamento de imagens necessárias para obter informações para o cálculo da velocidade de chama.

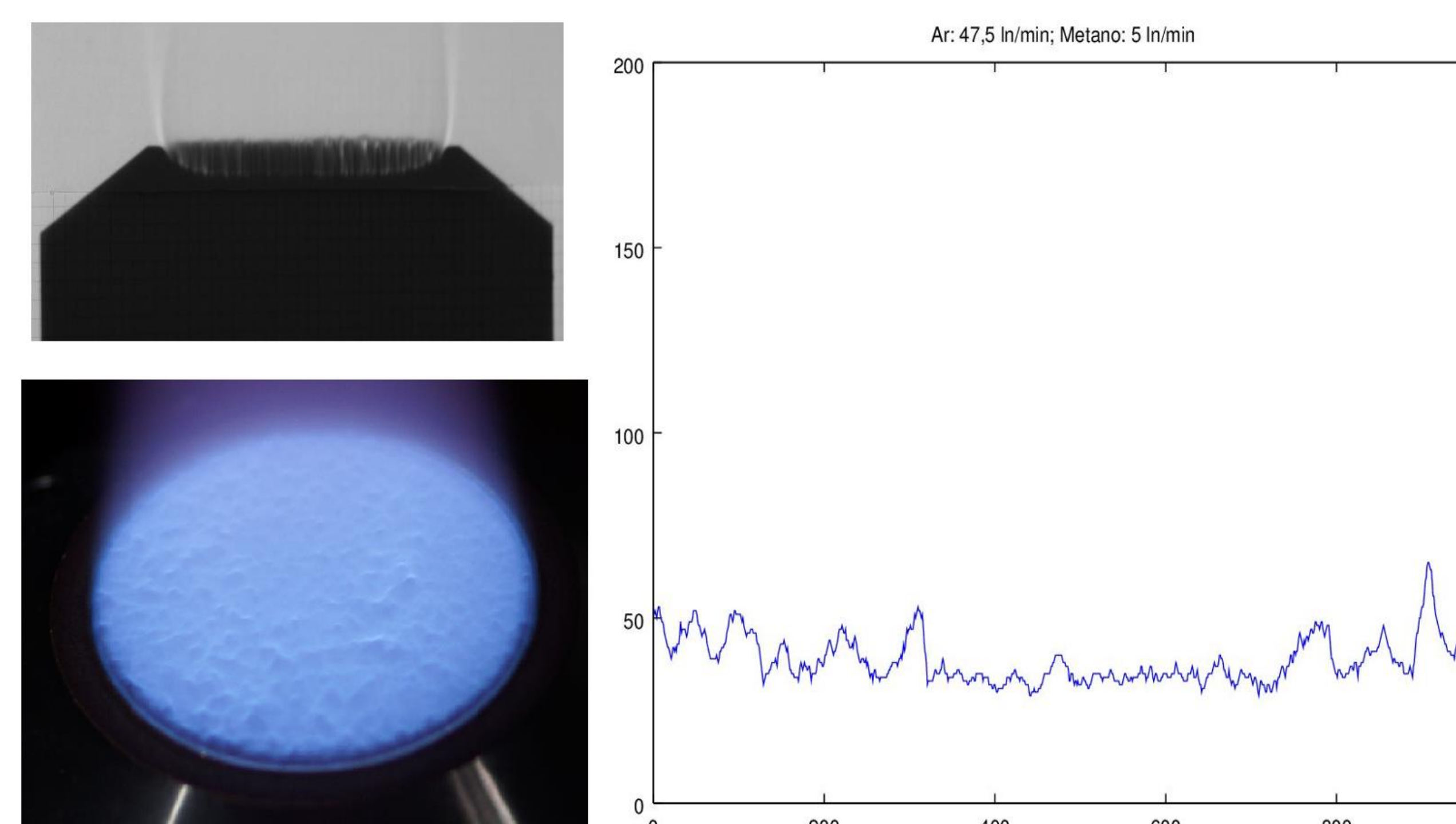


Figura 3: Imagem do queimador com a rugosidade na frente de chama a esquerda e o gráfico de intensidade de pixels para a vazão de 47,5 ln/min de Ar e 5 ln/min CH_4 a direita (VERDELLI, 2019).

Outro fator que influenciou a chama nos testes foi o limite máximo de vazão de combustível suportado pelo equipamento. Pode-se observar na Fig. 3 a rugosidade na superfície do queimador, porém, com o gráfico definido em nova escala, este apresenta comportamento em acordo com as variações registradas na área de interesse, sem o erro apresentado em resultados anteriores.

Por fim, o código do Arduino utilizado foi modificado para adequar as novas condições, onde os resultados eram exibidos em LCD e agora será exibido no monitor de um notebook.

Conclusão

É essencial um trabalho criterioso com os ajustes de iluminação e fotografia da chama para se obter resultados coerentes. Também requer um processamento de imagem com certo cuidado e critério. Com alguns ajustes pode-se realizar ensaios com outros tipos de misturas de combustíveis e comburentes.



DETERMINAÇÃO DE COEFICIENTES E MOMENTOS AERODINÂMICOS PARA MODELO AERONÁUTICO PADRÃO EM REGIME SUBSÔNICO

Aluno: Ana Paula Francischinelli
Universidade de Taubaté

anapaulaf_apf@outlook.com
Engenharia Aeronáutica

Orientador: Cayo Prado Fernandes Francisco **cayo.francisco@gmail.com**
ACE-L – Divisão de Aerodinâmica, Controle e Estruturas

Objetivo

O objetivo central deste trabalho é qualificar o comportamento dinâmico do modelo padrão M5/ONERA/IAE quanto ao fenômeno de estol, com o túnel aerodinâmico subsônico TA-2 operando em condições de baixo número de Reynolds, através de ensaios qualitativos de visualização direta de padrões de escoamento sobre a asa do modelo com as técnicas de tufos e óleo.

Metodologia

Para o ensaio de visualização de fluxo com tufos utilizou-se fios de lã. Eles foram fixados ao longo da corda da asa por toda a superfície, após ela ser recoberta com papel do tipo contact. O túnel foi então ligado com uma velocidade média do escoamento de 27 m/s (100 km/h). Quanto à atitude do modelo, variou-se o ângulo de ataque, α , entre 0° a 12° em intervalos de 1° , assim como o recuo de 12° a 0° , enquanto o ângulo de guinada permaneceu 0° durante todo o ensaio.

Para o ensaio de visualização com óleo foram utilizadas duas cores de tinta, aplicadas ao longo da envergadura da asa, uma faixa próxima ao bordo de ataque e outra próxima ao bordo de fuga. O túnel foi ligado com uma velocidade média do escoamento de 83 m/s (300 km/h). A princípio o ângulo de ataque foi fixado em 0° e posteriormente fixado em 8° , enquanto o ângulo de guinada permaneceu 0° .

Resultados

A análise da dinâmica do modelo quanto ao estol consistiu em considerar as condições aerodinâmicas dos ensaios: Na visualização por tufos, o túnel foi ligado e mantido com velocidade constante de aproximadamente 100 km/h (27 m/s), o número de Reynolds do escoamento era de aproximadamente 536.000, logo a espessura da camada limite era de aproximadamente $1,36 \cdot 10^{-3}$ m. Já no ensaio de visualização por óleo, a velocidade média do escoamento era de 300 km/h (83 m/s), o que implica em um Reynolds de $1,65 \cdot 10^6$ e espessura da camada limite de $7,8 \cdot 10^{-4}$ m.

Com ângulo de ataque em 0° , para ambas as técnicas de visualização, observou-se um comportamento ordenado tanto dos tufos de lã quanto do óleo, o que implica que o escoamento permanecia colado à superfície e o modelo estava gerando sustentação.

Já com o ângulo de ataque em 8° , em ambos os ensaios foi possível visualizar o descolamento do escoamento sobre as superfícies das semi-asas. Os fios orientaram-se contra o escoamento, como mostrado na Figura 1. E no óleo, surgiram regiões de recirculação, como observado na Figura 2.



Figura 1 - Visualização de fluxo com tufos de lã do modelo padrão M5/ONERA/IAE no TA-2 com $\alpha=8^\circ$. Fonte: <https://globoplay.globo.com/v/7627502/>.

A análise da dinâmica do modelo baseou-se no princípio de que em baixo número de Reynolds há diminuição do coeficiente de sustentação máximo da aeronave, o que explica o fato do estol ocorrer em baixo ângulo de ataque.

Há uma desaceleração rápida da camada limite, em função do ângulo de ataque, devido ao gradiente adverso de pressão que é sentido mais rapidamente, resultando na perda de sustentação da asa.

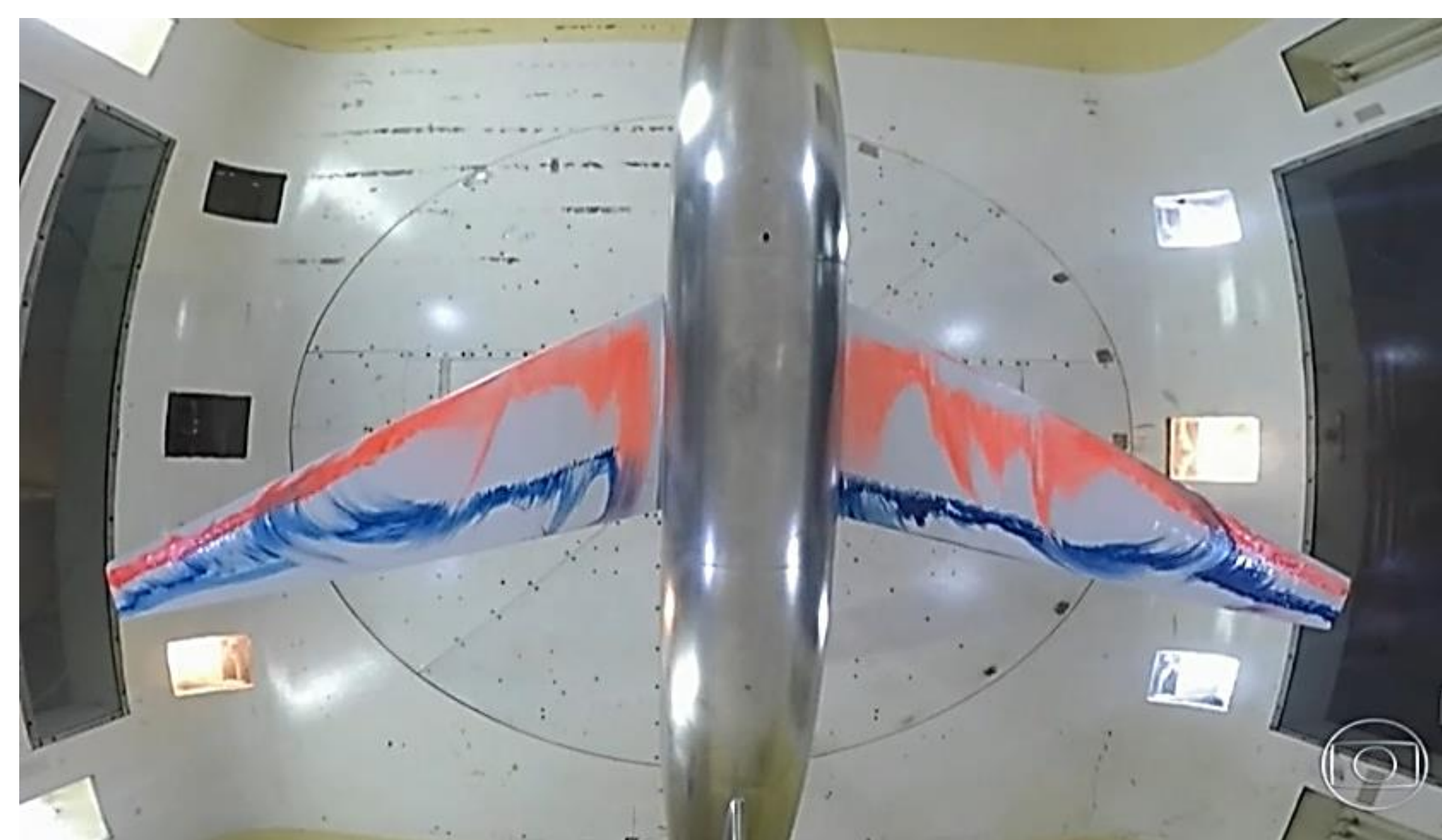


Figura 2 - Visualização de fluxo com óleo do modelo padrão M5/ONERA/IAE no TA-2 com $\alpha=8^\circ$. Fonte: <https://globoplay.globo.com/v/7627502/>.

Além disso, o modelo sofreu interferência dos próprios tufos de lã e óleo, sabe-se que eles influenciam no decréscimo do coeficiente de máxima sustentação, $C_{l\max}$, da asa, e das paredes da sessão de ensaio, que também provocaram efeitos sobre a dinâmica do modelo, devido a alteração da curvatura normal do fluxo ao redor da asa.

Outro aspecto observado foi o tipo de propagação do estol, de uma região do centro para a ponta da asa. Em asas trapezoidais, a região com pequenos valores de corda possuem baixo Reynolds local o que implica em uma redução do $C_{l\max}$ local e o estol se dirige para a ponta de asa.

Conclusão

Os resultados evidenciam a susceptibilidade da aerodinâmica do modelo quanto ao estol a baixo número de Reynolds, em regime subsônico. Ficou evidente que nestas condições, sob interferência das paredes da sessão de ensaio e sob interferência dos tufos de lã e da tinta a óleo na qualidade do escoamento, há uma rápida desaceleração da camada limite que resultou no estol prematuro da asa.

Outro fenômeno importante observado nos ensaios é a propagação do estol na asa trapezoidal, fator determinante na localização das superfícies de controle, como ailerons e dispositivos hiper-sustentadores (flapes).

Em relação aos métodos de visualização, foi notório que a técnica baseada em óleo é capaz de fornecer maiores detalhes do fluxo superficial em relação aos tufos.

Referências

- [1] ANDERSON, John David - *Fundamentals of Aerodynamics* Mc Graw-Hill - 2011
- [2] POPE, Alan - RAE, William H. - *Low - Speed Wind Tunnel Testing* John Wiley & Sons - 1984
- [3] RODRIGUES. LEMJ - *Fundamentos de Engenharia Aeronáutica*, Instituto Federal de Educação, Ciência e tecnologia de São Paulo, E-Book, São Paulo, 2009.
- [4] ROSKAN, J - *Airplane Design Part I: Preliminary sizing of Airplanes*, Roskan Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- [5] Programa Fantástico, Disponível em: <https://globoplay.globo.com/v/7627502/>. Acesso em 20 de junho de 2019.



PRODUÇÃO DE LIGAS DE COBRE PARA APLICAÇÃO EM MOTOR FOGUETE A PROPELENTE LÍQUIDO

Anderson Almeida da Silva
UNITAU

anderson_engaero@gmail.com
Engenharia Aeronáutica

Vinicius André Rodrigues Henriques

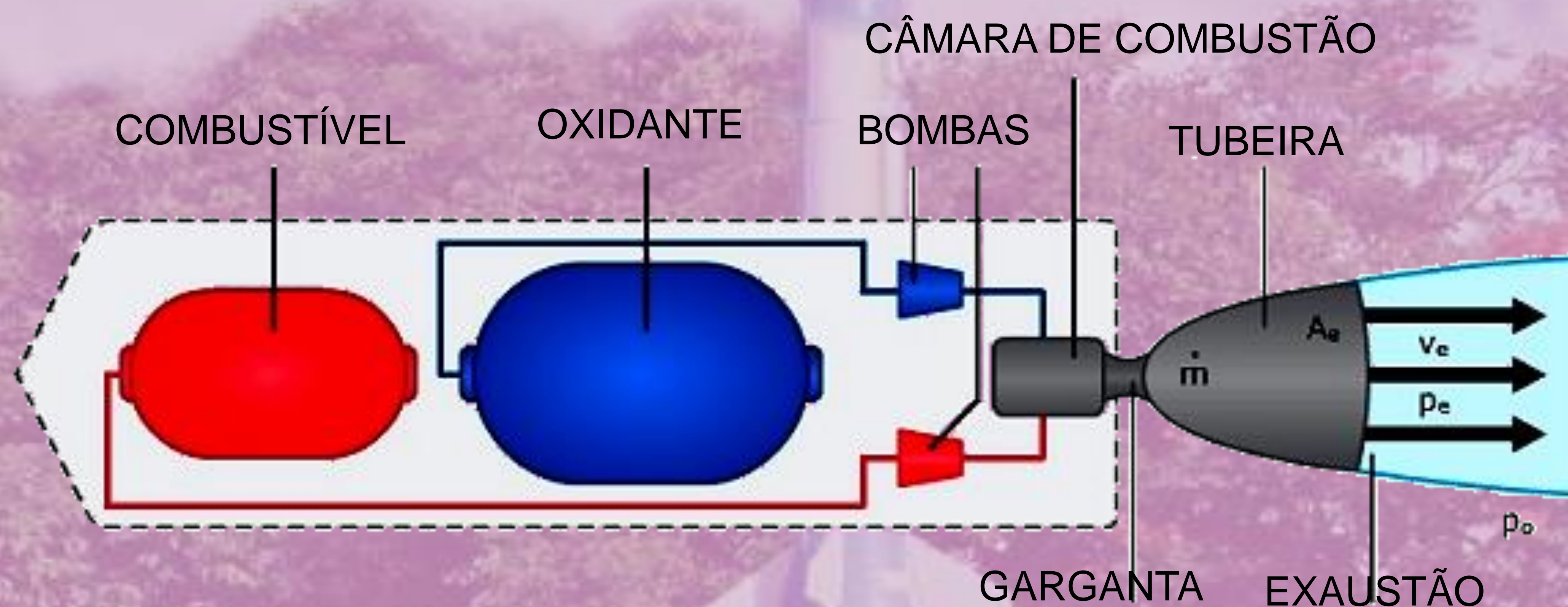
AMR

viniciusvarh@fab.mil.br

RESUMO: O cobre é amplamente utilizado devido a suas elevadas propriedades de condutividade elétrica e térmica, resistência à corrosão e facilidade de produção. No entanto, as propriedades mecânicas do cobre puro se deterioram drasticamente a elevadas temperaturas. A fim de aumentar a resistência mecânica do cobre, visando sua aplicação em câmaras sujeitas a elevadas temperaturas em motores foguete a propelente líquido, novas ligas estão sendo desenvolvidas baseadas no endurecimento por precipitação e dispersão de óxidos a partir da metalurgia do pó.

OBJETIVOS

Desenvolvimento de duas novas ligas de cobre de alta resistência (GRCop84 e ANZIRC) por metalurgia do pó e avaliação da distribuição microestrutural, dureza e densidade para futuras aplicações em câmaras de motor foguete a propelente líquido



METODOLOGIA

Revisão Bibliográfica

Mistura

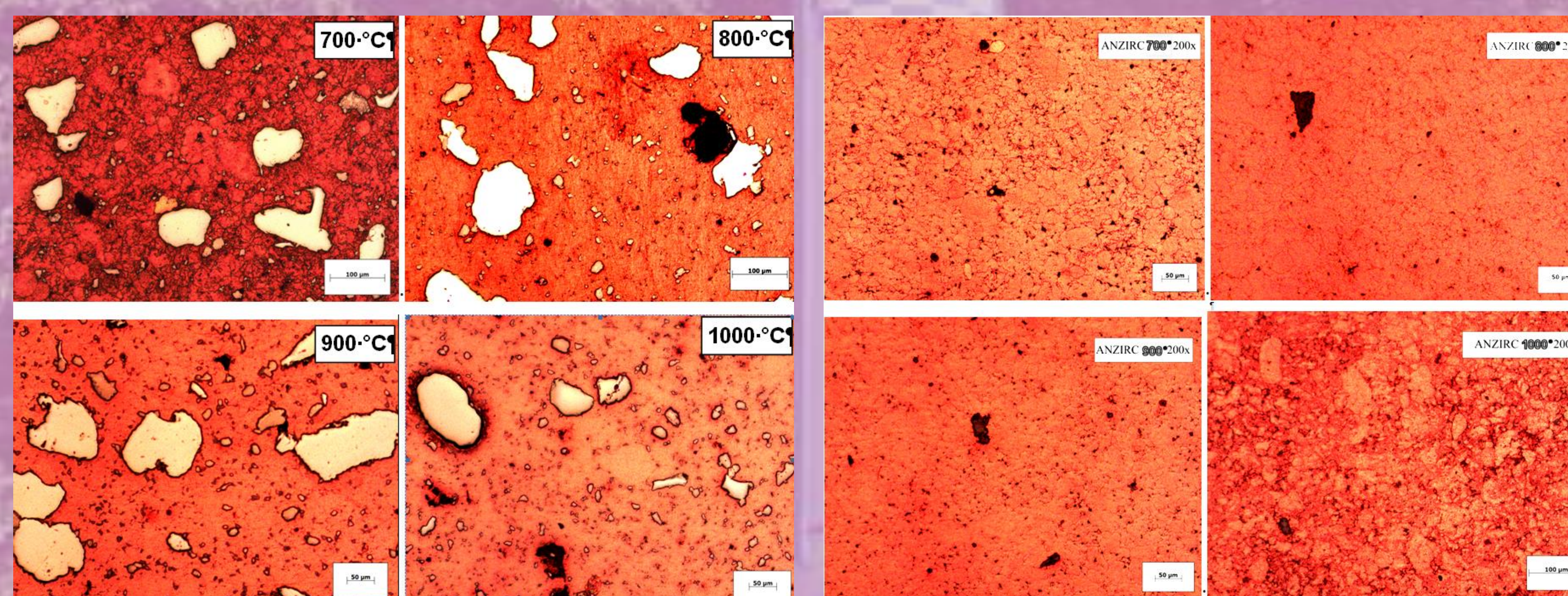
Compactação uniaxial e isostática

Sinterização 700°C- 1000°C

Caracterização granulometria densidade microdureza

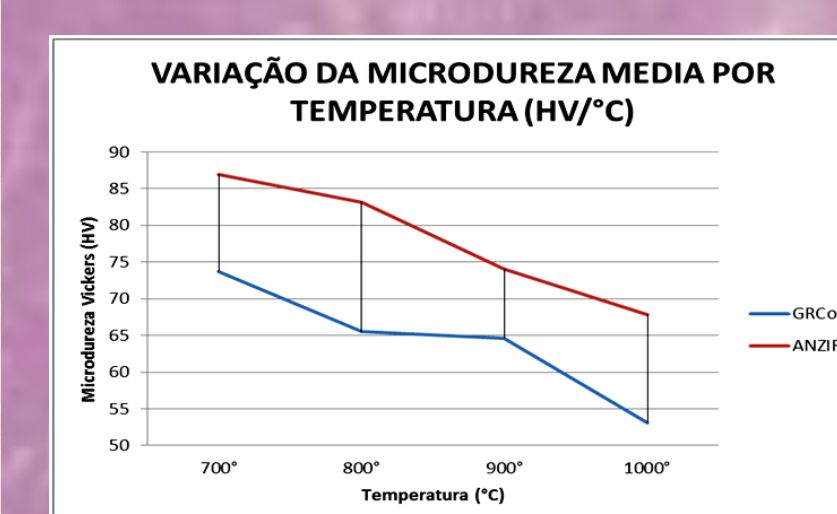
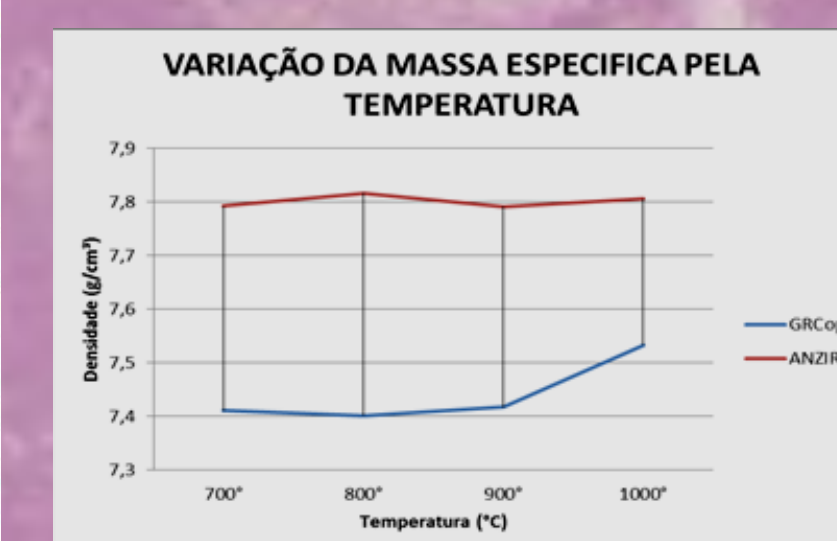
RESULTADOS

Desenvolvimento Microestrutural



GRCop-84 (88% Cu-8%Cr-4%Nb)

ANZIRC (99, 85% Cu-0,15% Zr)



CONCLUSÕES

Houve uma elevada homogeneidade na distribuição das partículas e precipitados na matriz de cobre, mas há a necessidade da redução do tamanho das partículas de cromo. Em geral, houve um aumento da densificação com o aumento da temperatura de sinterização. Análises posteriores por MEV e difração de raios-X são necessárias para a avaliação da presença de fases endurecedoras e/ou impurezas



AVALIAÇÃO DE PROPRIEDADES DE RESINA ACRILONITRILA PSEUDO-TERMORRÍGIDO PARA USO EM COMPÓSITOS ABLATIVOS

Anderson Araújo dos Santos
Universidade do Vale do Paraíba

araujoanderson95@gmail.com
Eng. Aeroespacial

Vanderlei de Oliveira Gonçalves

AIE

vanderleivog@fab.mil.br

Objetivo :

Avaliação preliminar de resina pseudo-termorrígida baseada em acrilonitrila/estireno (20%) para uso em compósitos para aplicações ablativas.

Metodologia

Mistura dos monômeros acrilonitrila (AN)/estireno (ES) na proporção 80/20 em massa. Cura em estufa a 65 °C por 24 horas. Avaliações preliminares foram realizadas por técnicas instrumentais como DSC, TGA, DMA e FTIR, no material curado, visando aplicação como matriz de compósitos ablativos.

Resultados

Foram obtidas amostras do material (Figura 1), com aspecto leitoso esbranquiçado. A reação NA/ES foi acompanhada por DSC (Figura 2), resultando em pico exotérmico agudo próximo a 300 °C. Ocorrem ligações cruzadas no material, provavelmente, entre os grupos H₂C= da acrilonitrila e H₂C= do estireno, resultando em ligações cruzadas. Devido à pequena quantidade de estireno na mistura, não são formadas extenso número de ligações cruzadas. O DMA (Figura 3) mostra uma queda no módulo elástico (E') e transição vítrea larga, devido a presença de monômeros não reagidos, que também são identificados no espectro de FTIR (Figura 4).



Figura 1 - Polímero NA/ES curado

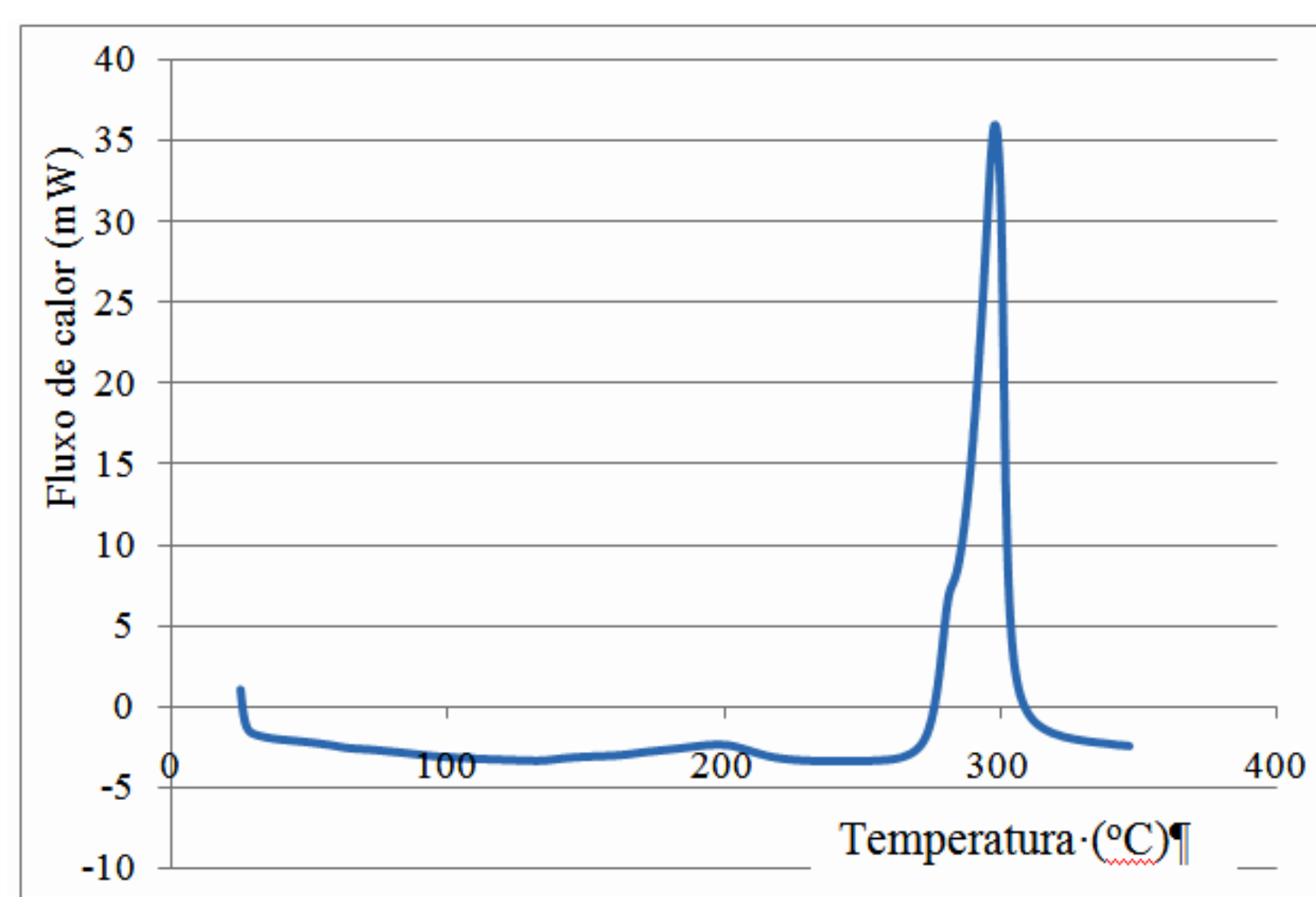


Figura 2 - DSC amostra AN/ES

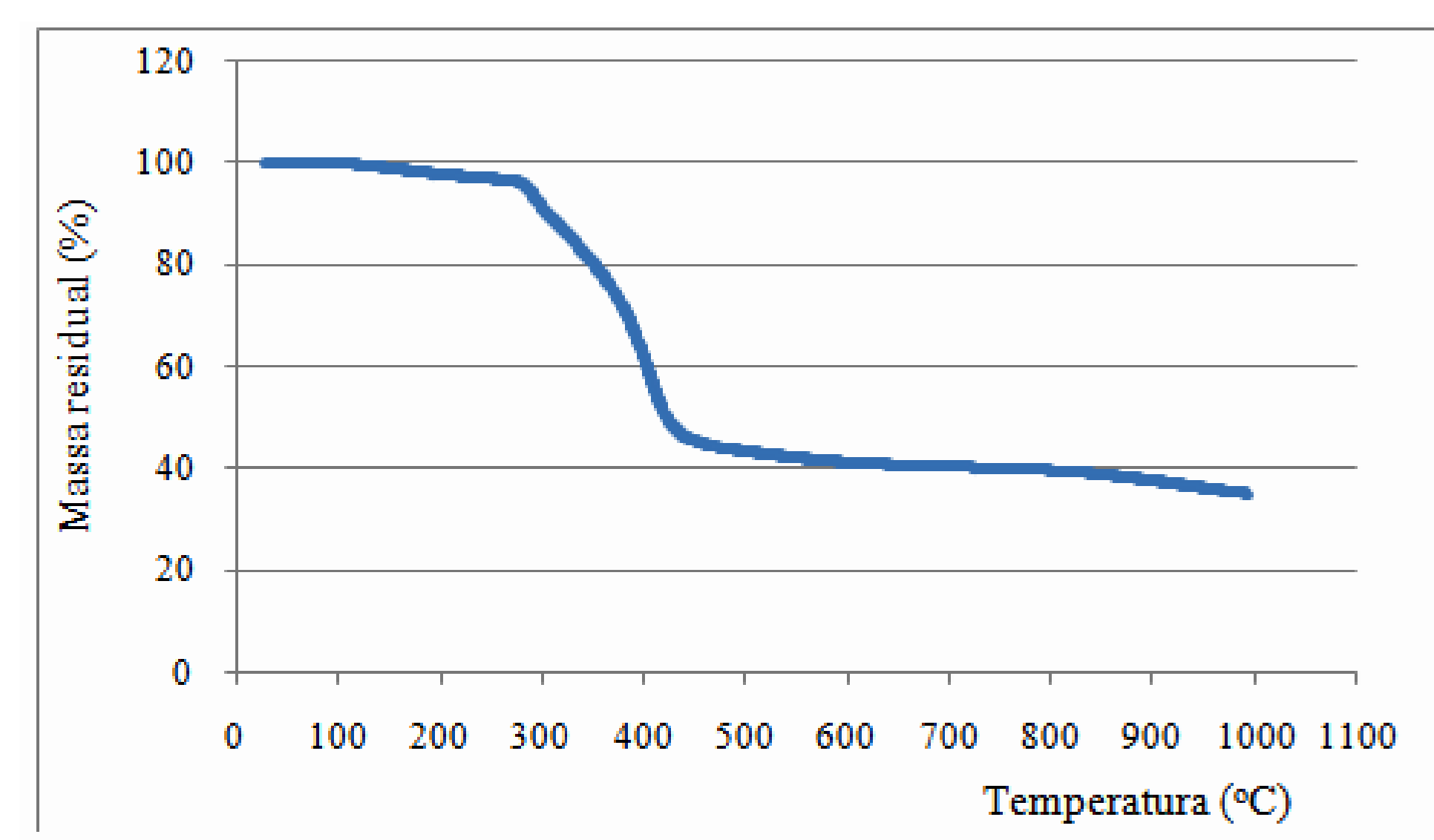


Figura 3 - TGA amostra AN/ES

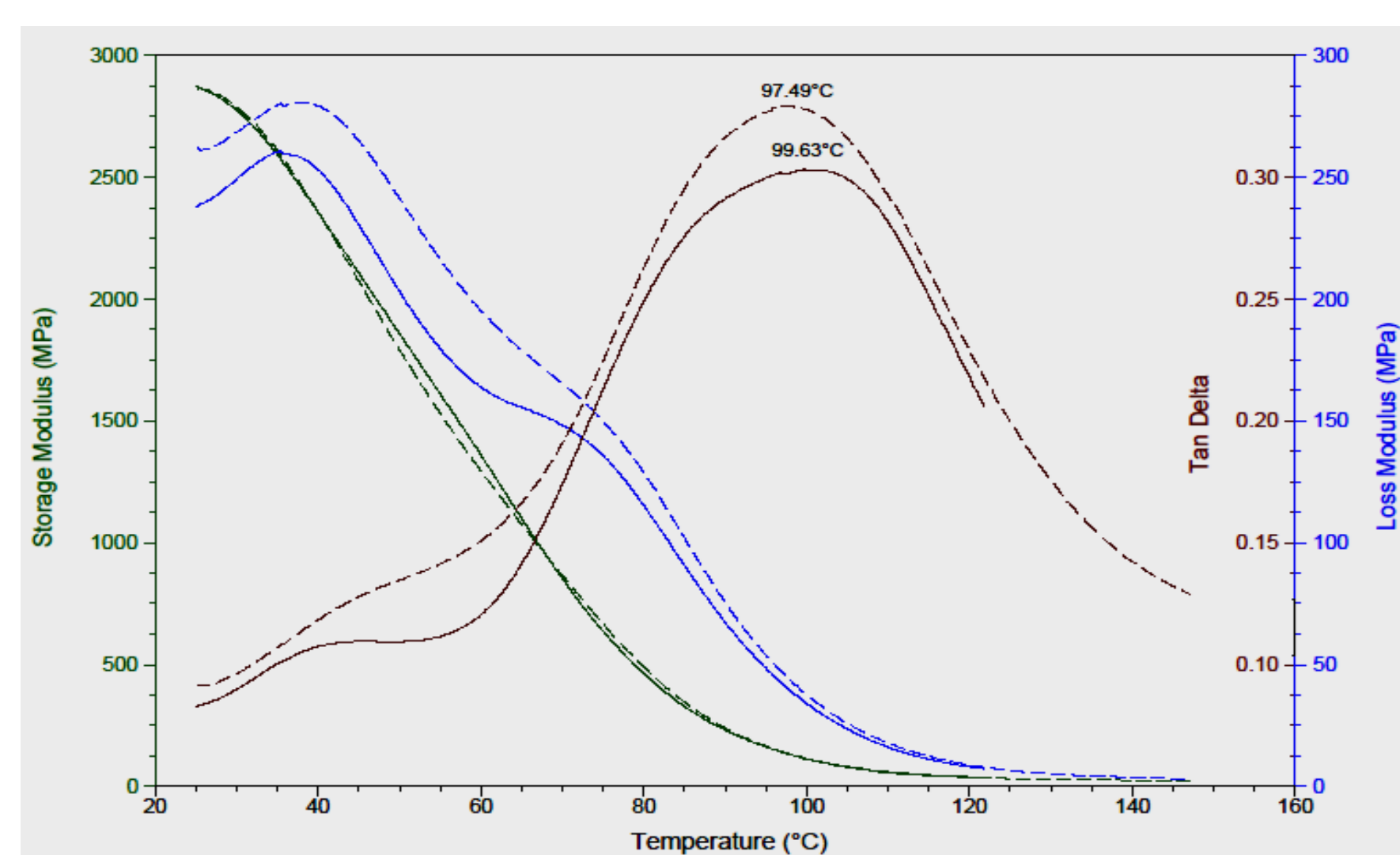


Figura 4 - DMA amostra curada AN/ES

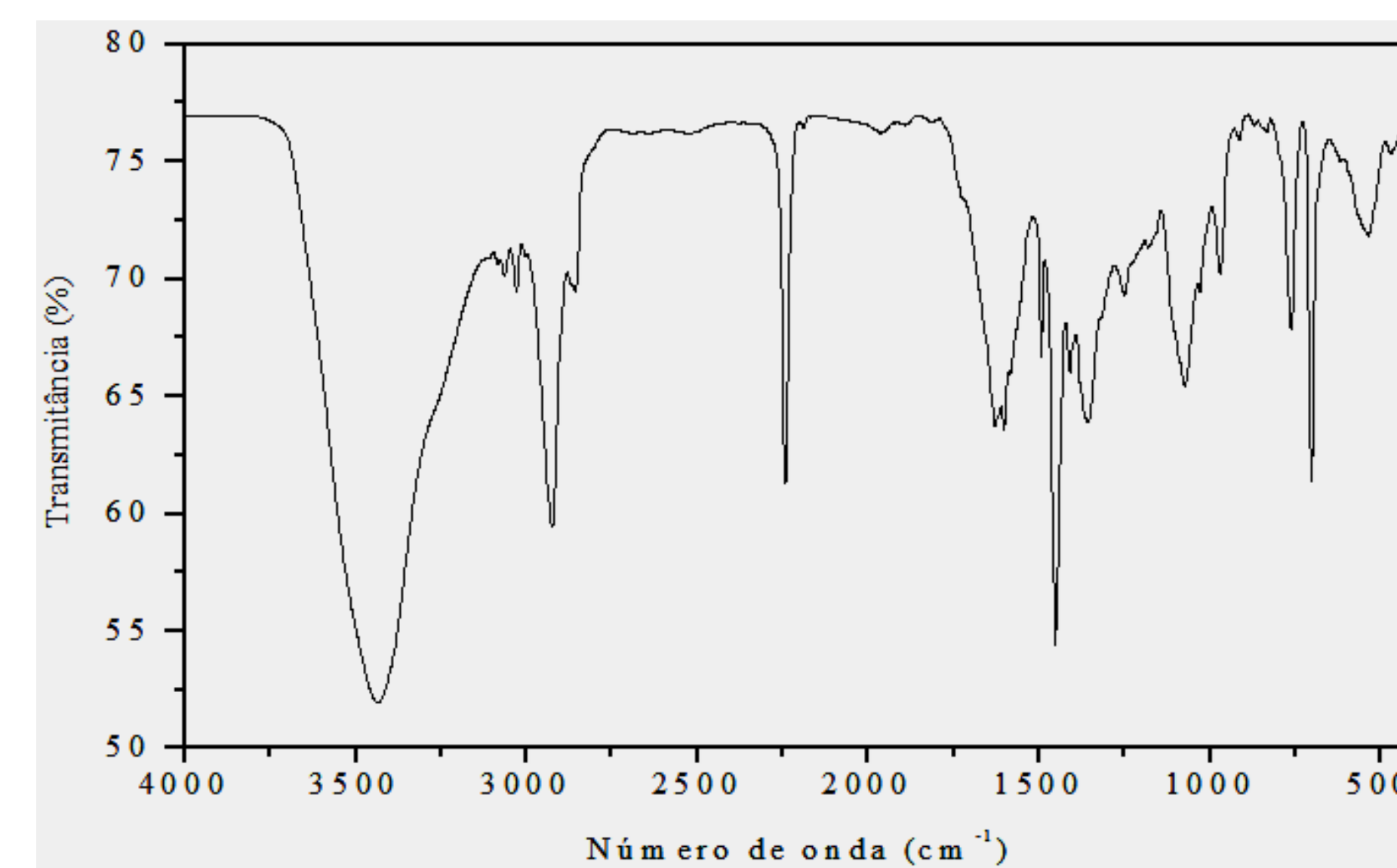


Figura 5 - FTIR amostra curada AN/ES

Conclusões

Foi obtido material curado a partir dos monômeros acrilonitrila/estireno. O material obtido foi avaliado preliminarmente por técnicas de DSC, TGA, DMA e FTIR. O material apresentou estabilidade térmica compatível com uso em materiais ablativos.



SÍNTESE DE OXINITRETO DE ALUMÍNIO A PARTIR DA REAÇÃO NO ESTADO SÓLIDO DE NITRETO DE ALUMÍNIO, ALUMINA E HIDRÓXIDO DE ALUMÍNIO

César Matheus Martins
UFABC

cesarmatheus.m@gmail.com
Engenharia de Materiais

Frank Ferrer Sene

frankffs@fab.mil.br

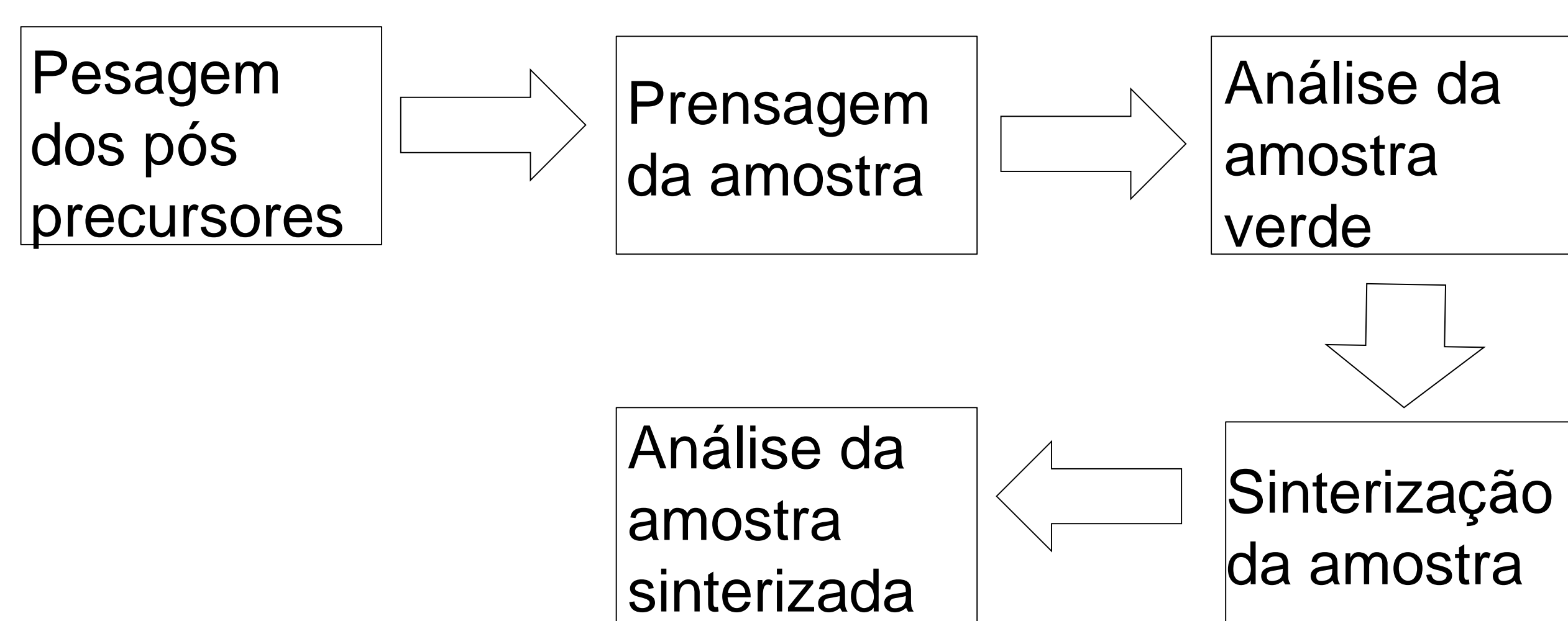
AMR

Introdução

O γ -oxinitreto de alumínio policristalino, também chamado de γ -ALON é uma cerâmica que combina a transparência da Safira, com a formabilidade da alumina, constituído de alumínio, oxigênio e nitrogênio, a estrutura cúbica do tipo espinélio permite ao γ -ALON alcançar a transparência. Por ser um material de elevada transparência no espectro visível, ultra violeta e infravermelho, além da sua alta dureza e ser mais leve que as blindagens tradicionais transparentes, pode ser utilizado em sensores de guiamento de mísseis e equipamentos subaquáticos, blindagens balísticas transparentes, lentes e cúpulas de alta resistência a abrasão.

OBJETIVO: Este estudo tem como objetivo estudar o processo de síntese de γ -ALON a partir da reação no estado sólido de AlN, Al₂O₃, Al(OH)₃ e terras raras em atmosfera redutora de N₂.

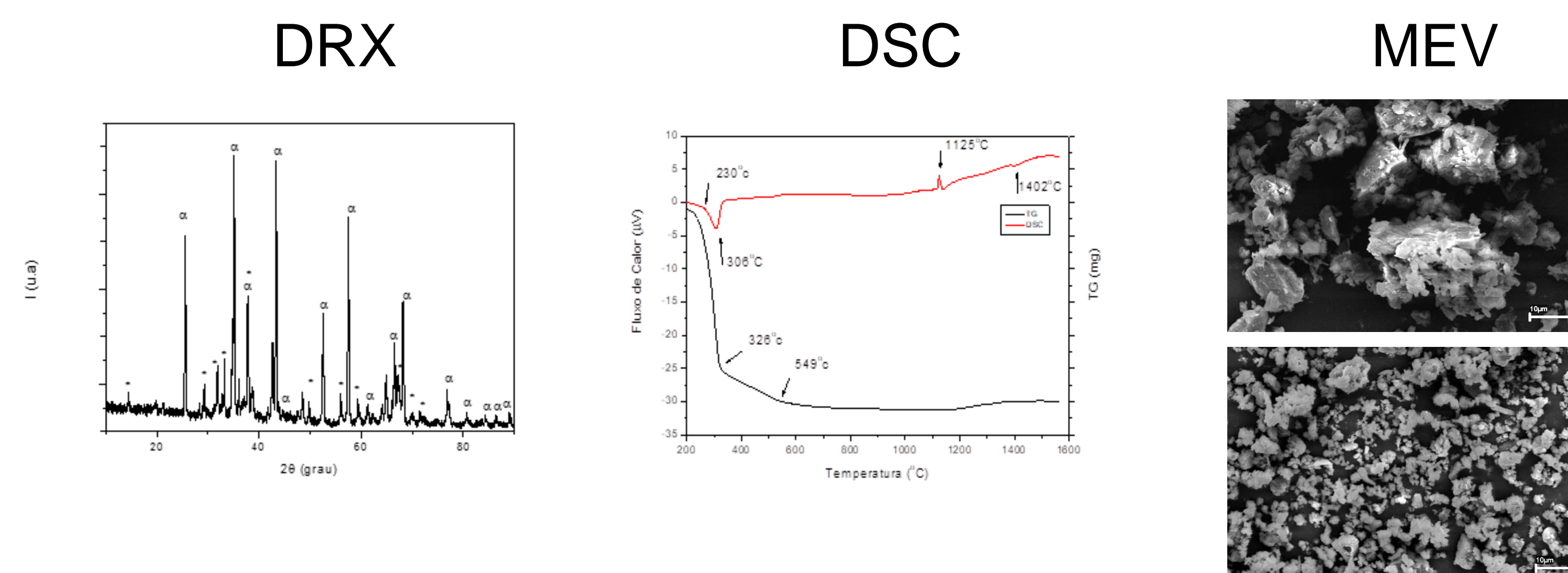
Metodologia



As amostras passaram pelas seguintes técnicas para análise e caracterização:

- Determinação da densidade geométrica
- Difração de raios-X (DRX)
- Calorimetria diferencial exploratória (DSC)
- Microscopia eletrônica de varredura (MEV)

Resultados



Devido a limitações do equipamento utilizado, não foi possível realizar o experimento como planejado. Foram detectados alguns pontos de vazamento no sistema e a temperatura de 1650°C também não foi alcançada pelo forno.

As amostras foram prensadas com cargas diferentes, 1,0 Ton/cm² nas amostras 1 a 5 e 1,5 Ton/cm² nas 6 a 10, foi observado um aumento na densidade a verde em função da carga aplicada

| Amostra | Altura (mm) | Massa (g) | Volume (cm ³) | Densidade (g/cm ³) |
|---------|-------------|-----------|---------------------------|--------------------------------|
| 1 | 6,40 | 1,98 | 1,13 | 1,75 |
| 2 | 6,44 | 1,94 | 1,13 | 1,72 |
| 3 | 6,39 | 1,98 | 1,13 | 1,75 |
| 4 | 6,18 | 1,96 | 1,09 | 1,80 |
| 5 | 6,30 | 1,96 | 1,11 | 1,77 |
| 6 | 6,00 | 1,95 | 1,06 | 1,84 |
| 7 | 5,90 | 1,97 | 1,04 | 1,89 |
| 8 | 6,00 | 1,96 | 1,06 | 1,85 |
| 9 | 6,08 | 1,96 | 1,07 | 1,83 |
| 10 | 6,09 | 1,97 | 1,08 | 1,82 |

Conclusão

•A realização do objetivo da pesquisa não pode ser contemplada em função de problemas técnicos com os equipamentos utilizados, porém foi possível observar e analisar algumas etapas que eram previstas no processo de síntese e sinterização do γ -ALON, assim indicando que é possível a obtenção do γ -ALON utilizando o método escolhido nesse trabalho.

•A manutenção no forno e do sistema de vedação da câmara de aquecimento, permitirá a obtenção do γ -ALON e a consequente caracterização deste material, permitindo alterar sua composição e etapas do processo de obtenção para otimizar suas propriedades.



DESENVOLVIMENTO E CARACTERIZAÇÃO DE LIGA DE TITÂNIO "GUM METAL" POR METALURGIA DO PÓ

Daniela Gomes Silva
Universidade Federal de São Paulo

silva.danielagomes@gmail.com
Engenharia de Materiais

João Guilherme Jacon de Salvo

Divisão de Materiais

joaguilhermejgs@fab.mil.com

Objetivo: O objetivo do estudo foi obter a liga de titânio Gum Metal Ti-23Nb-0.7Ta-2Zr-1.2O (%at.) por metalurgia do pó (MP) e avaliar sua microestrutura após a sinterização, realizada em duas condições distintas. Previamente, foi necessário produzir e caracterizar os pós elementares de Ti, Nb, Ta e Zr.

Experimental: A parte experimental envolveu a produção e caracterização dos pós, e a confecção e caracterização da liga.

| 1. Pós | Produção | Caracterização |
|--------|---|--|
| | <ul style="list-style-type: none"> ➤ Hidrogenação por 3 horas; ➤ Ti e Zr foram hidrogenados a 500°C; ➤ Nb e Ta foram hidrogenados a 800°C. ➤ Moagem | <ul style="list-style-type: none"> ➤ Análise de distribuição de tamanho de partículas via difração de laser; ➤ Difração de raios-x (DRX); ➤ Microscopia eletrônica de varredura (MEV); ➤ Análise química intersticial. |

| 2. Liga | Preparação | Análise |
|---------|--|---|
| | <ul style="list-style-type: none"> ➤ Pesagem e mistura dos pós; ➤ Prensagem uniaxial (1 ton) e isostática (400 MPa); ➤ Sinterização 1: alto vácuo, a 1200°C por 1 h; ➤ Sinterização 2: alto vácuo, a 1200°C por 3 h. | <ul style="list-style-type: none"> ➤ Microscopia óptica (MO); ➤ MEV/EDS; ➤ DRX; ➤ Análise química intersticial; ➤ Densidade pelo método de Arquimedes, conforme a norma ASTM B 962-17. |

Resultados:

1. Caracterização dos pós

Os pós hidrogenados apresentaram tamanho de partículas bem próximos entre si ($D_{50} \approx 14 \mu\text{m}$), com partículas mais grosseiras para o Nb e o Ta ($D_{90} \approx 57 \mu\text{m}$). A análise de DRX identificou a estequiometria dos hidretos formados: TiH_2 , $\text{ZrH}_{1,95}$, $\text{NbH}_{0,9}$ e $\text{TaH}_{0,5}$. Pela análise por MEV observou-se que os pós apresentam morfologia irregular do tipo angular, com a presença de facetas e partículas menores aglomeradas sobre as maiores. O teor em peso para a mistura da liga foi de 0,03% C, 1,16% O e 0,348% N.

2. Caracterização da liga

Os resultados das análises de MO, DRX, MEV/EDS e densidade da liga sinterizada nas duas condições são apresentados nas Figuras 1, 2, 3 e Tabela 1, respectivamente.

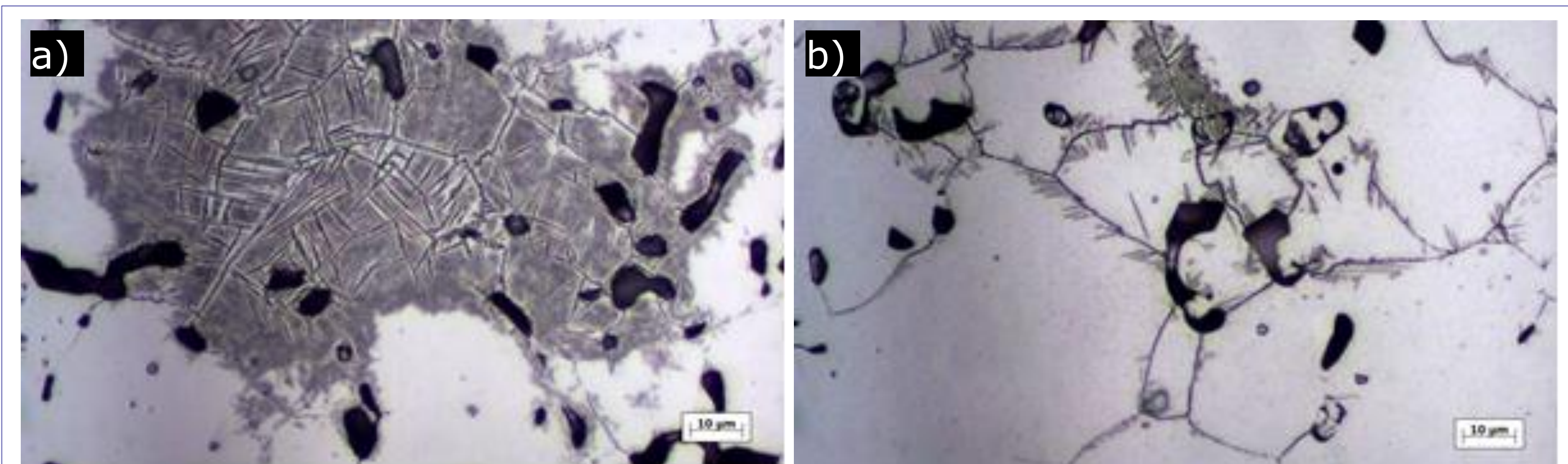


Figura 1: Micrografias da liga sinterizada a 1200°C por; a) 1 h; b) 3 h.

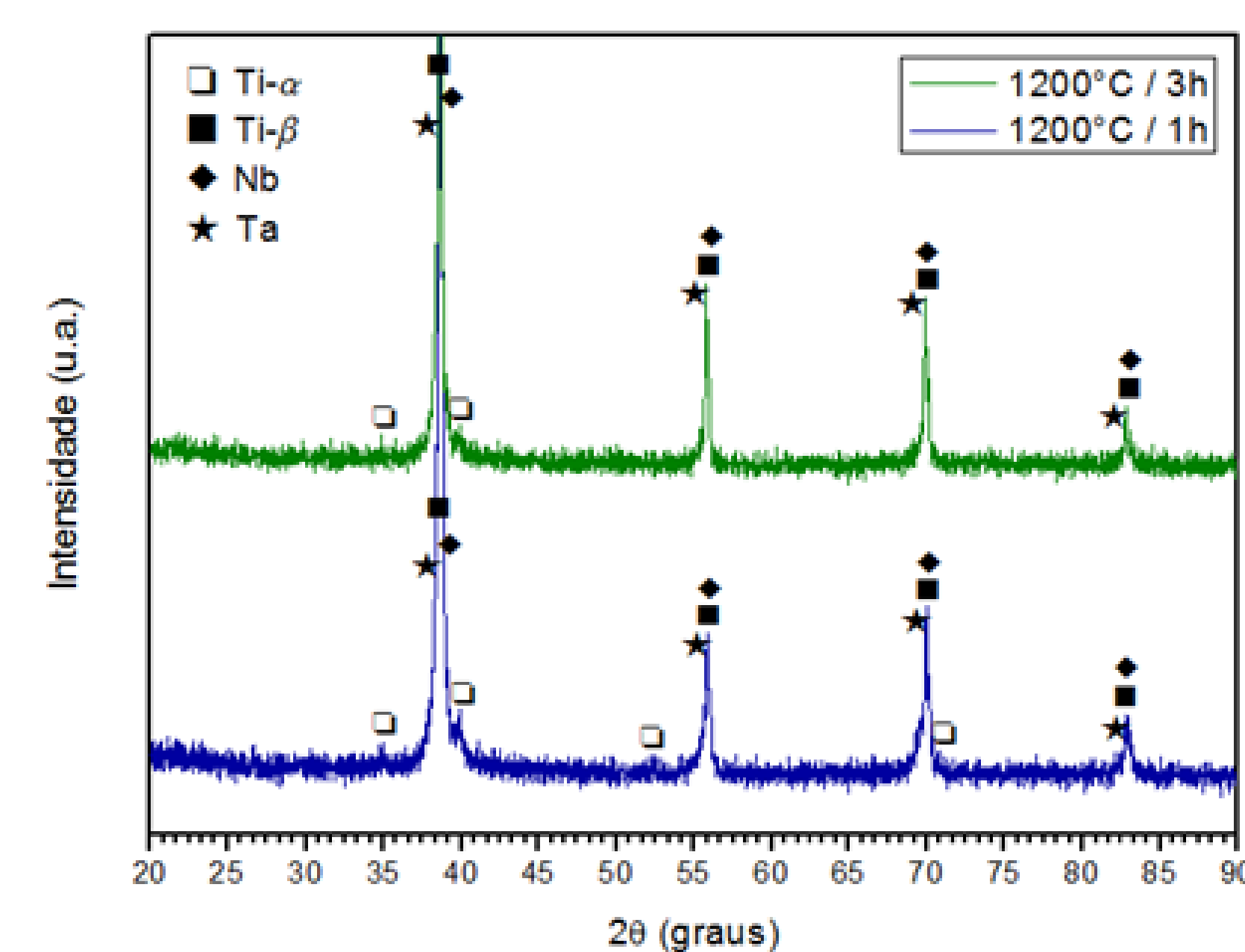


Figura 2: DRX da liga sinterizada; condição 1 (azul) e condição 2 (verde).

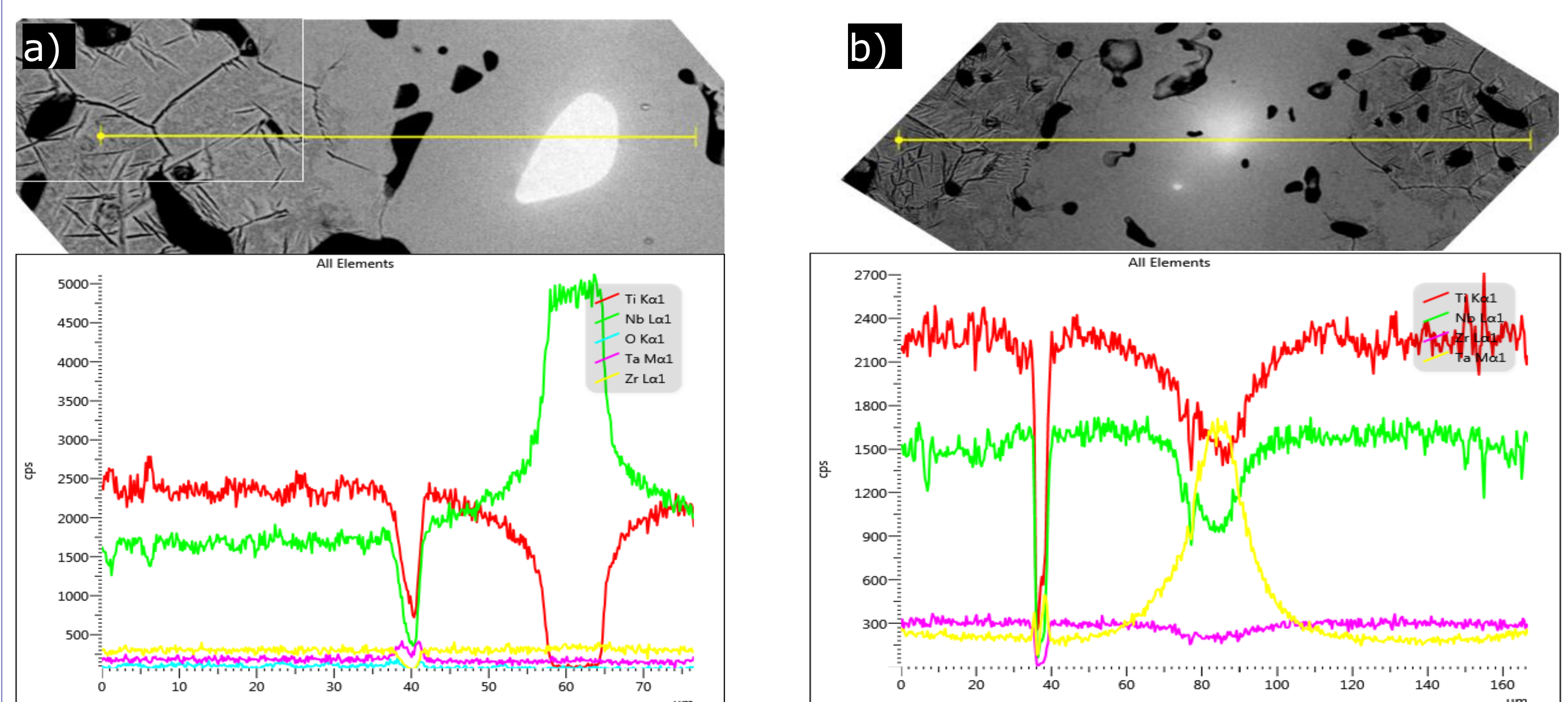


Figura 3: Análise de MEV/EDS da liga sinterizada por 1 h; a) Nb; b) Ta.

Tabela 1: Densidade da liga sinterizada

| Condição | Densidade (g/cm^3) | Densidade Relativa*(%) |
|----------|--------------------------------------|------------------------|
| 1 | 5,20 | 93,7 |
| 2 | 5,28 | 95,1 |

* Valor estimado da densidade teórica da liga: 5,55 g/cm^3

Conclusões: A MP se mostrou adequada para a obtenção da liga Gum Metal. A sinterização a 1200°C promoveu a formação de fase β . No entanto, esta temperatura não foi suficiente para a completa dissolução dos elementos Nb e Ta, resultando em regiões de fase α remanescente. O aumento do tempo de sinterização promoveu maior dissolução dos elementos de liga, redução da fração de fase α e maior densificação.



AVALIAÇÃO REOLÓGICA DA SÍNTESE DA MATRIZ POLIURETÂNICA UTILIZADA EM PROPELENTE SÓLIDO COMPÓSITO

Érika Bomfim dos Santos erikabomfim23@gmail.com
Universidade Federal de São Paulo; Engenharia de Materiais

Luciene Dias Villar lucieneldv@fab.mil.br
Divisão de Propulsão

INTRODUÇÃO

Motores-foguetes à propulsão sólida são compostos por propelentes especiais. Esses materiais energéticos são constituídos de agentes oxidantes sólidos dispersos em uma matriz polimérica. A matriz polimérica, por sua vez, é constituída por um sistema poliuretânico reticulado baseado, em sua grande maioria, em polibutadieno líquido hidroxilado (PBLH). A cinética de formação das ligações uretânicas irá interferir diretamente na aplicabilidade do material e no tempo disponível para carregamento dos envelopes-motores. Neste contexto, será estudada a cinética de formação das ligações uretânicas, por meio de medidas reológicas de viscosidade, a fim de se comparar o polibutadieno líquido hidroxilado (PBLH) grau militar com seu homopolímero de grau comercial. Portanto, a primeira parte do projeto experimental, tratou do desenvolvimento da metodologia de ensaio e suas condições. Iniciou-se com testes preliminares a fim de determinar a melhor velocidade de ensaio, como também o sensor (em inglês, *spindle*) apropriado. Posteriormente, foi verificado se essas condições eram adequadas para realizar as medidas de viscosidade nas situações mais críticas de ensaio.

EXPERIMENTAL

Utilizou-se o PBLH comercial Liquiflex-H (Lote: 07002012) e o diisocianato de isoforona (IPDI) nos primeiros ensaios para seleção da velocidade (Tabela 1). Para avaliar as condições críticas de ensaio, foi preparada uma solução-mãe de PBLH comercial com 20 ppm de dilaurato de dibutil-estanho (DBTDL), utilizado como catalisador de cura (Tabela 2). Todas as amostras foram ensaiadas seguindo o mesmo procedimento, ou seja, a mesma sequência mostrada abaixo.

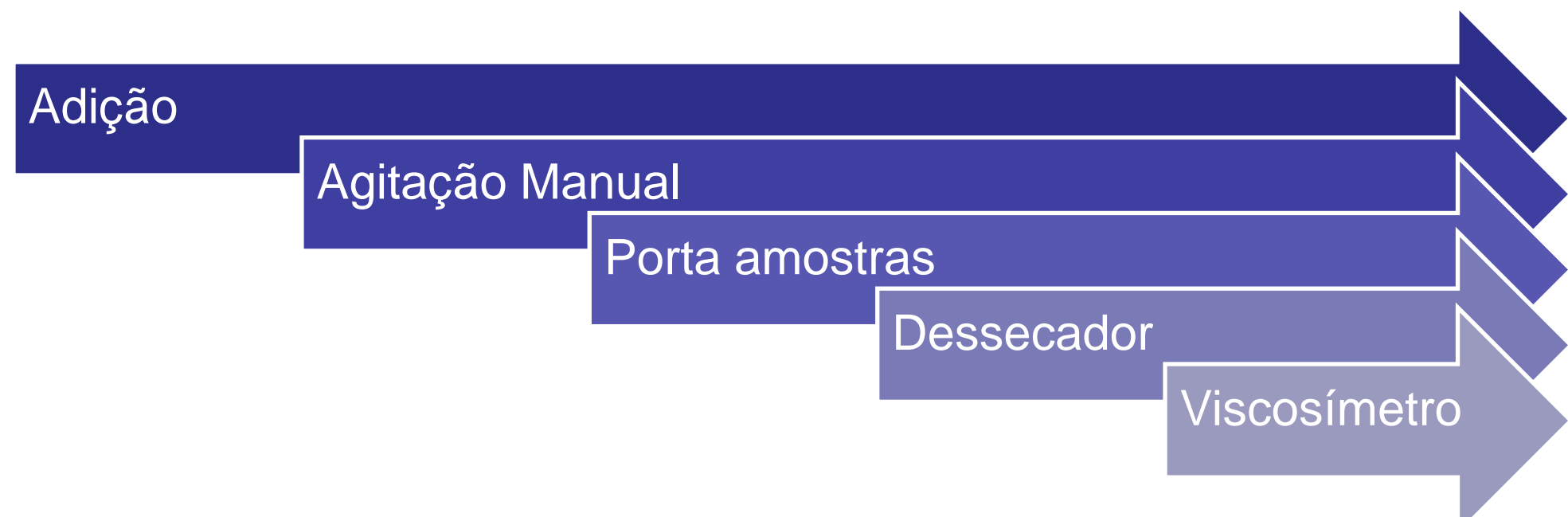


Tabela 1: Parâmetros dos ensaios preliminares para seleção da velocidade.

| Amostras | Parâmetros | | | | |
|----------|------------------|--------|------------|------------------|------------------------|
| | Velocidade (rpm) | Resina | Isocianato | Temperatura (°C) | Razão molar [NCO]/[OH] |
| X | 20 | PBLH-H | IPDI | 50 | 0,7 |
| Y | 50 | PBLH-H | IPDI | 60 | 0,7 |
| Z | 50 | PBLH-H | IPDI | 30 | 0,9 |

Tabela 2: Parâmetros dos ensaios em condições críticas utilizando a solução-mãe PBLH-H/DBTDL e a velocidade selecionada de 50 rpm.

| Amostras | Parâmetros | | | |
|----------|----------------------|------------|------------------|------------------------|
| | Resina (solução-mãe) | Isocianato | Temperatura (°C) | Razão molar [NCO]/[OH] |
| A | PBLH-H/DBTDL | IPDI | 30 | 0,9 |
| B | PBLH-H/DBTDL | IPDI | 60 | 0,7 |

RESULTADOS

Tabela 3: Viscosidade e torque obtidos nos ensaios preliminares para seleção de velocidade.

| Amostras | Velocidade (rpm) | Temperatura (°C) | Razão molar [NCO]/[OH] | Parâmetros | | | |
|----------|------------------|------------------|------------------------|------------------|-------|------------|-------|
| | | | | Viscosidade (cP) | | Torque (%) | |
| | | | | Inicial | Final | Inicial | Final |
| X | 20 | 50 | 0,7 | 1763 | 2438 | 14,0 | 20,0 |
| Y | 50 | 60 | 0,7 | 1345 | 1760 | 26,9 | 35,0 |
| Z | 50 | 30 | 0,9 | 4380 | 4820 | 87,6 | 96,4 |

Tabela 4: Viscosidade, torque e constante k obtidos nas condições críticas utilizando a solução-mãe PBLH-H/DBTDL e a velocidade selecionada de 50 rpm.

| Amostras | Temperatura (°C) | Razão molar [NCO]/[OH] | Parâmetros | | | | |
|----------|------------------|------------------------|------------------|-------|------------|-------|--|
| | | | Viscosidade (cP) | | Torque (%) | | k x 10 ² (min ⁻¹) |
| | | | Inicial | Final | Inicial | Final | |
| A | 30 | 0,9 | 3535 | 4420 | 70,7 | 88,0 | 0,373 |
| B | 60 | 0,7 | 1315 | 2880 | 26,3 | 57,6 | 1,333 |

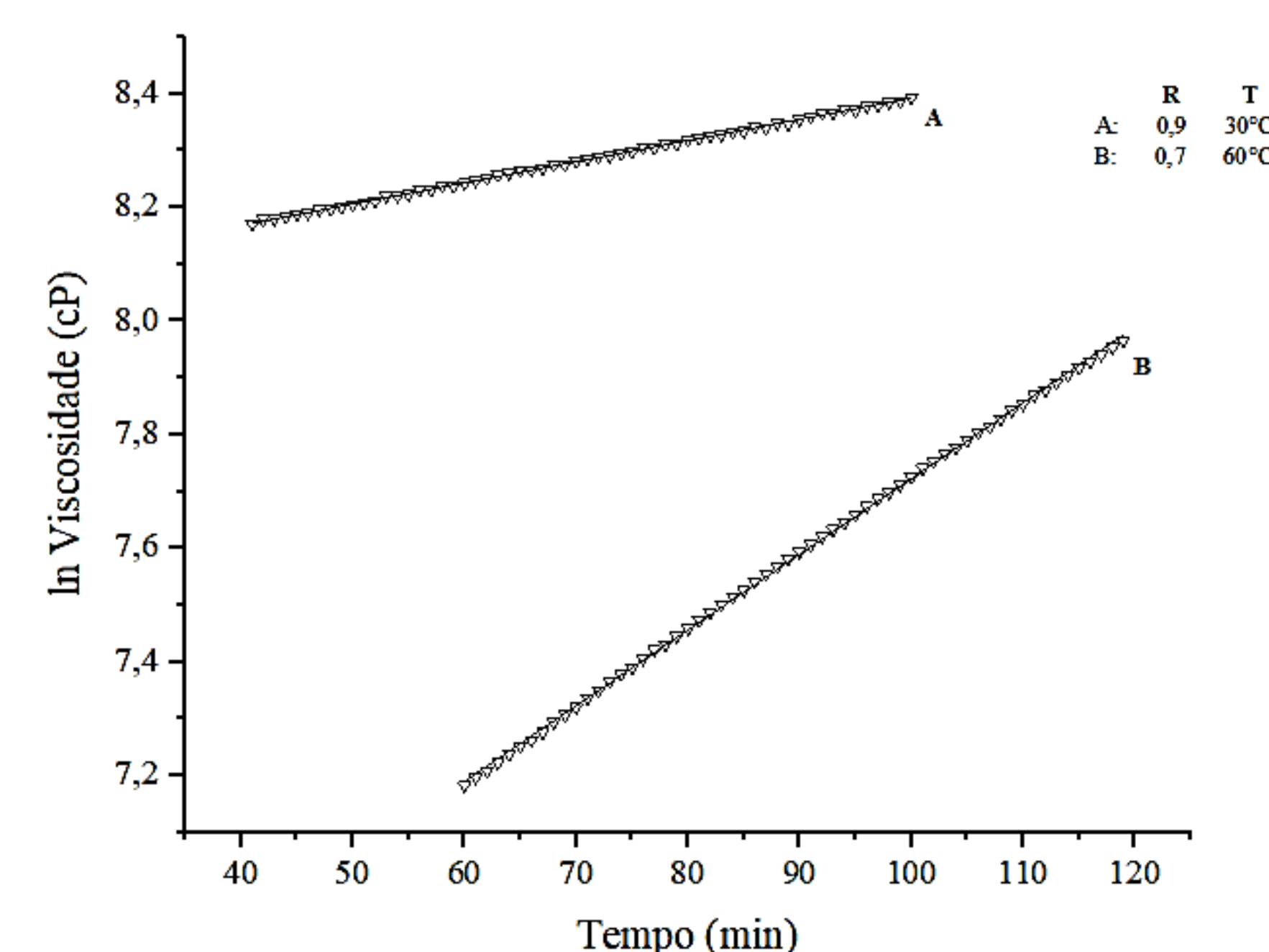


Fig. 1. Linearização da viscosidade em função do tempo para o sistema PBLH-H/DBTDL/IPDI ensaiado a 50 rpm nas condições críticas.

CONCLUSÃO

Os resultados obtidos pela análise das amostras A e B são coerentes com o comportamento esperado, ou seja, a amostra A apresentou maior viscosidade que a amostra B e, menor valor da constante k. Apesar do torque obtido na análise da amostra A ter resultado acima de 80 %, consideramos que a velocidade de 50 rpm irá atender bem os demais ensaios. A fixação do parâmetro de velocidade de ensaio e a escolha do *spindle* são importantes para que o restante do estudo seja analisado levando em consideração apenas as variações devidas à afinidade dos isocianatos com os grupos hidroxilas do PBLH (comercial e militar), e à interferência da temperatura e da razão molar, uma vez que esses fatores apresentam influência significativa no valor de k.



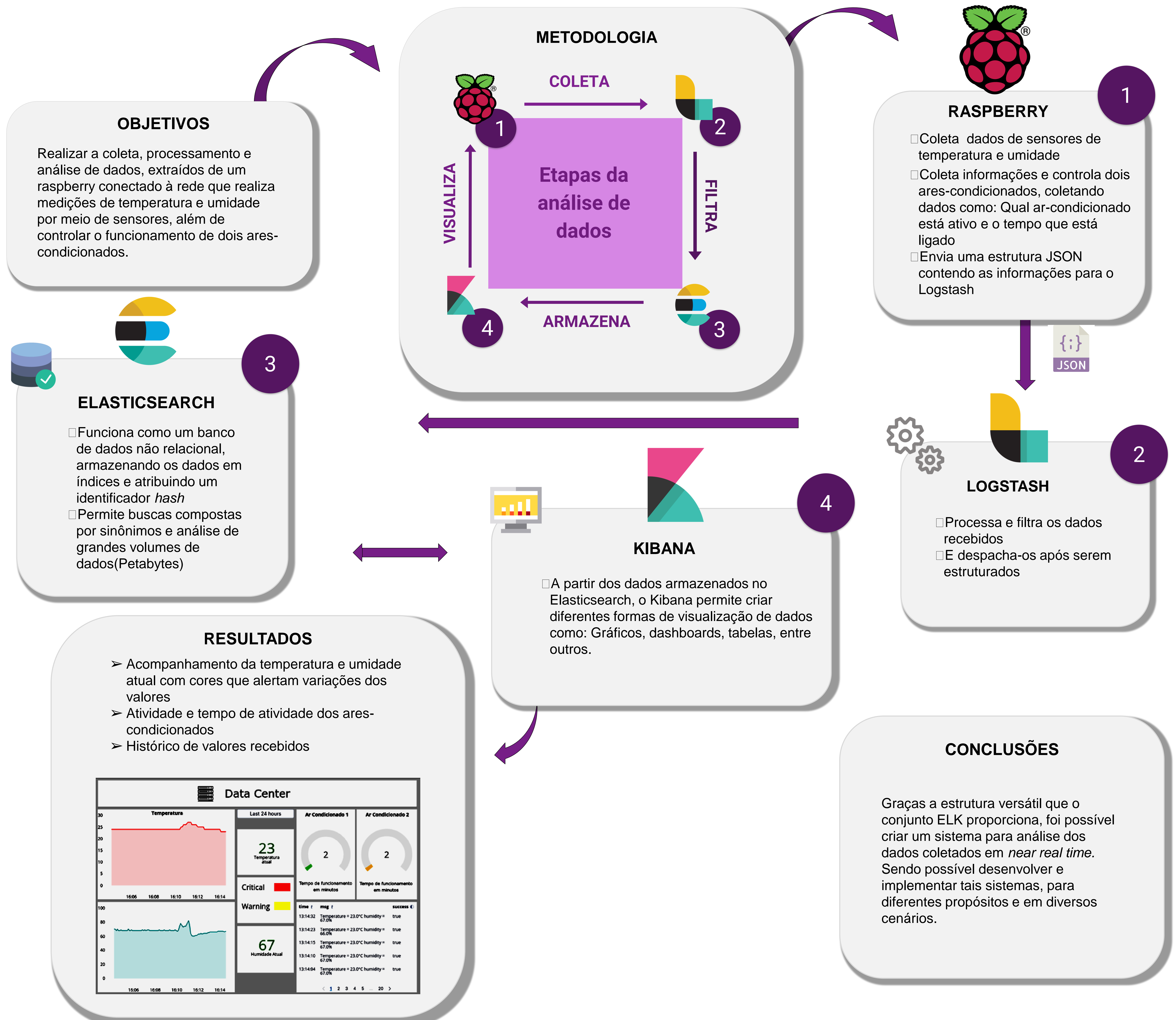
ANÁLISE E VISUALIZAÇÃO DE DADOS APLICADOS EM LOGS DE SERVIDORES E EQUIPAMENTOS DE REDE

Gabriel Costa Moura
FATEC - Jessen Vidal

gabriel.moura6@fatec.sp.gov.br
Análise e Desenvolvimento de Sistemas

Wilson Francisco Moreira de Sousa Seron
VDIR-TI

wilsonseron@gmail.com





OBTENÇÃO DE PÓS DE TITÂNIO COM TEORES REDUZIDOS DE OXIGÊNIO

Aluno: Gabriel Petrusi Rabi
Escola de Engenharia de Lorena – USP

Email: gabriel.rabi@usp.br
Curso: Engenharia de Materiais

Orientador: Sergio L G Petroni Divisão de Materiais sergioslgp@fab.mil.br

Introdução

O objetivo deste trabalho é a obtenção de pós de Ti HDH com baixos teores de oxigênio para utilização em Metalurgia do Pó. Para isso, foi montado um sistema de hidrogenação composto por dois fornos em série, sendo um operando como absorvedor de oxigênio (*trap*) e outro para a hidrogenação da amostra de esponja de Ti. Com isso, pretende-se evitar a contaminação da esponja por oxigênio em níveis acima dos especificados por normas. A produção de pós de Ti com teores reduzidos de oxigênio possibilitará o avanço dos estudos do grupo da Divisão de Materiais do IAE na obtenção de ligas de titânio para aplicações na área aeroespacial.

Hidrogenação



Fig. 3: Esponja de Ti nos Fornos 1 e 2.

Materiais e Métodos

Montagem do sistema de hidrogenação

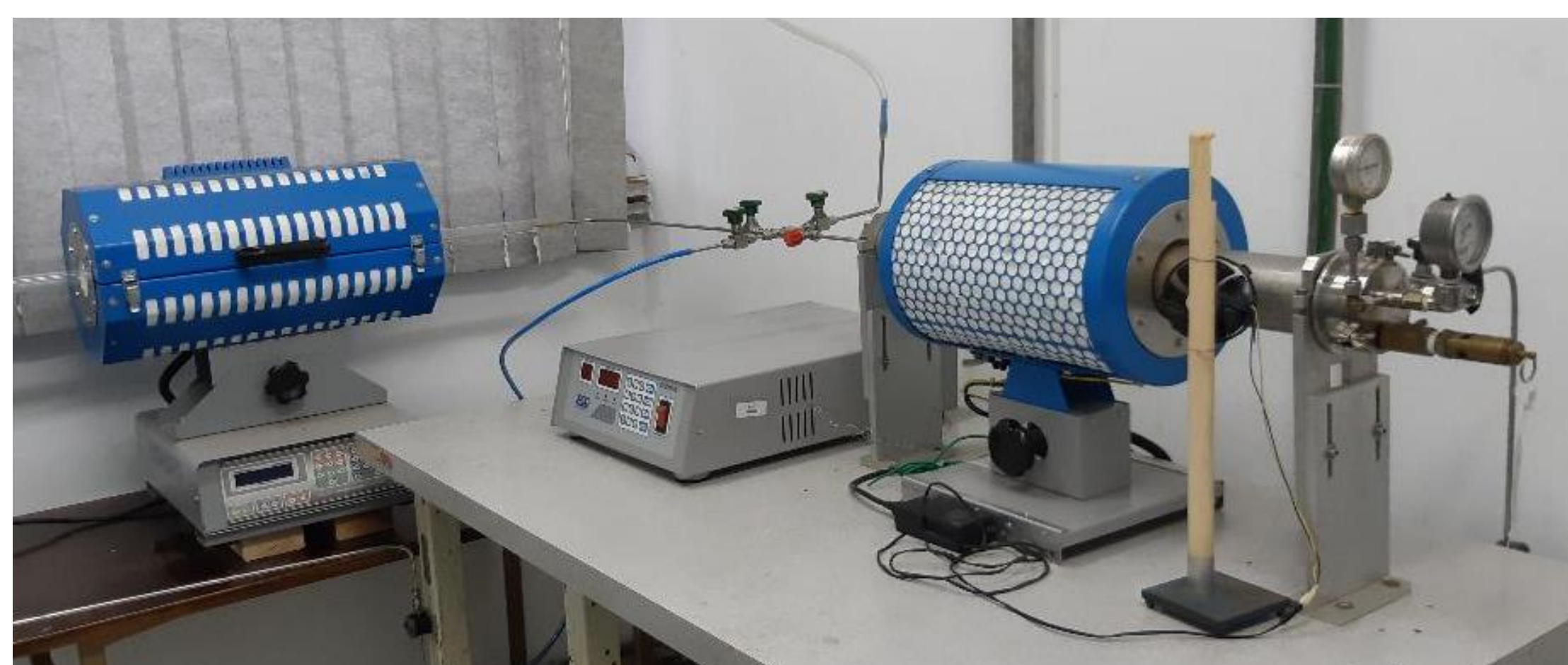
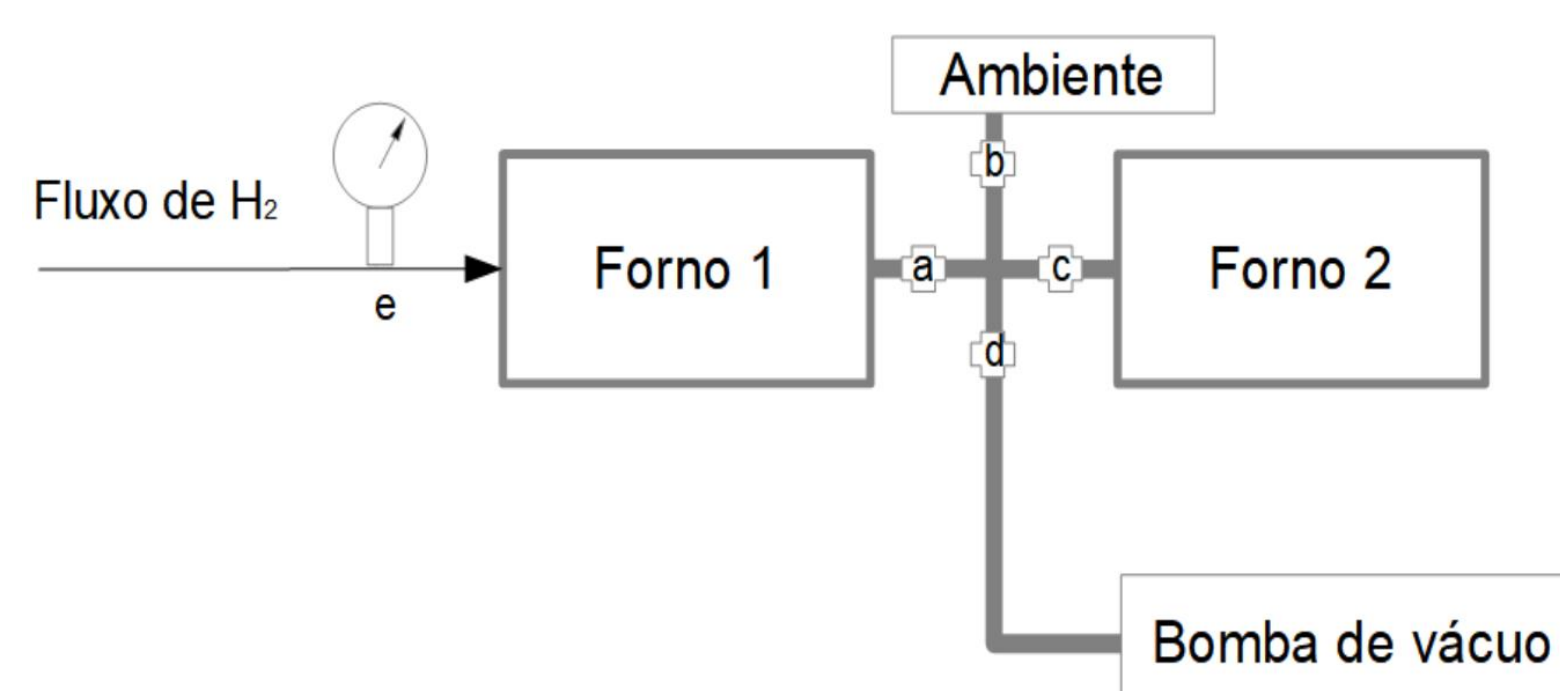


Fig. 1: Esquema e foto do sistema de fornos. Legenda: a) válvula do Forno 1; b) válvula de saída de gás para o ambiente; c) válvula do Forno 2; d) válvula da bomba de vácuo; e) manômetro.

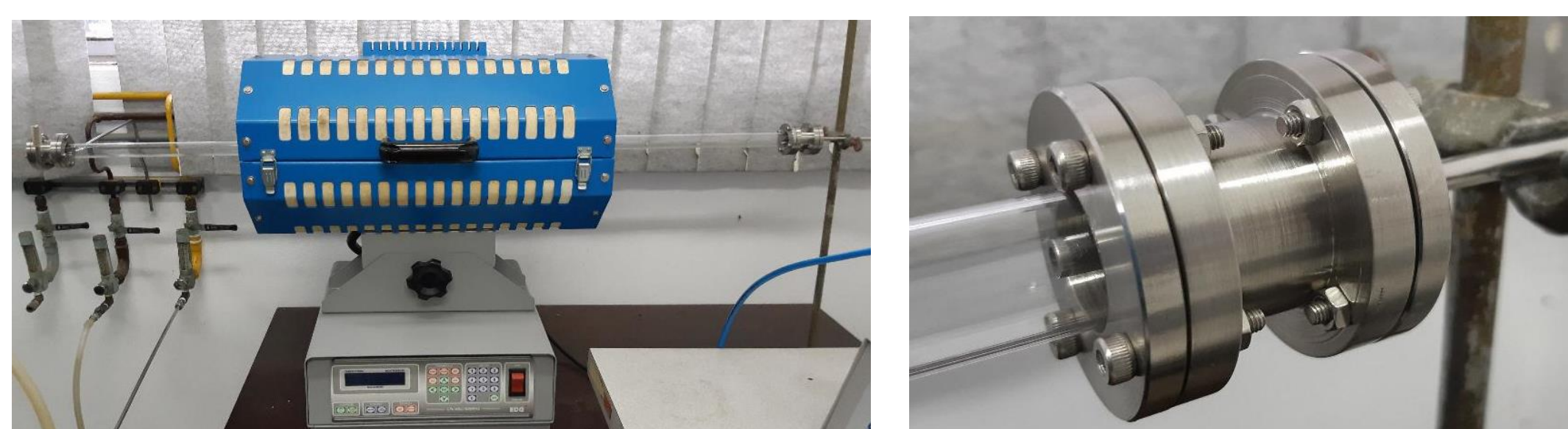


Fig.2: Sistema de flanges adaptados ao tubo de quartzo no Forno 2.

Resultados

| Experimento | O (wt%) | N (wt%) |
|---|-------------|---------------|
| Hidrogenação à vácuo | 1,34 ± 0,03 | 0,155 ± 0,008 |
| Hidrogenação em atmosfera positiva de argônio | 0,94 ± 0,01 | 0,436 ± 0,005 |
| Hidrogenação à vácuo com aquecimento em argônio | 0,74 ± 0,02 | 0,458 ± 0,059 |



Hidrogenação à vácuo



Hidrogenação à vácuo com aquecimento em argônio

Fig. 4. Esponjas de Ti hidrogenadas à vácuo.

Conclusão

A montagem do sistema foi trabalhosa e ocupou a maior parte do tempo do trabalho. Embora não seja um sistema de alto vácuo, o arranjo experimental demonstrou um ótimo desempenho a partir do terceiro experimento, se considerado o nível de sustentação do vácuo e a redução de 20% do teor de oxigênio. Com base nesse resultado, a possibilidade de se reduzir ainda mais esses teores será investigada por experimentos adicionais de otimização e, principalmente, pela desidrogenação das amostras de pó de titânio hidrogenado (TiH₂).



REVISÃO SISTEMÁTICA DA TÉCNICA STAMP EM SISTEMAS AEROESPACIAIS

Gabrieli Martins de Almeida
FATEC-Guaratinguetá

martins.gabrieli.07.almeida@gmail.com
Gestão da Tecnologia da Informação

Glauco da Silva

glaucogs@fab.mil.br

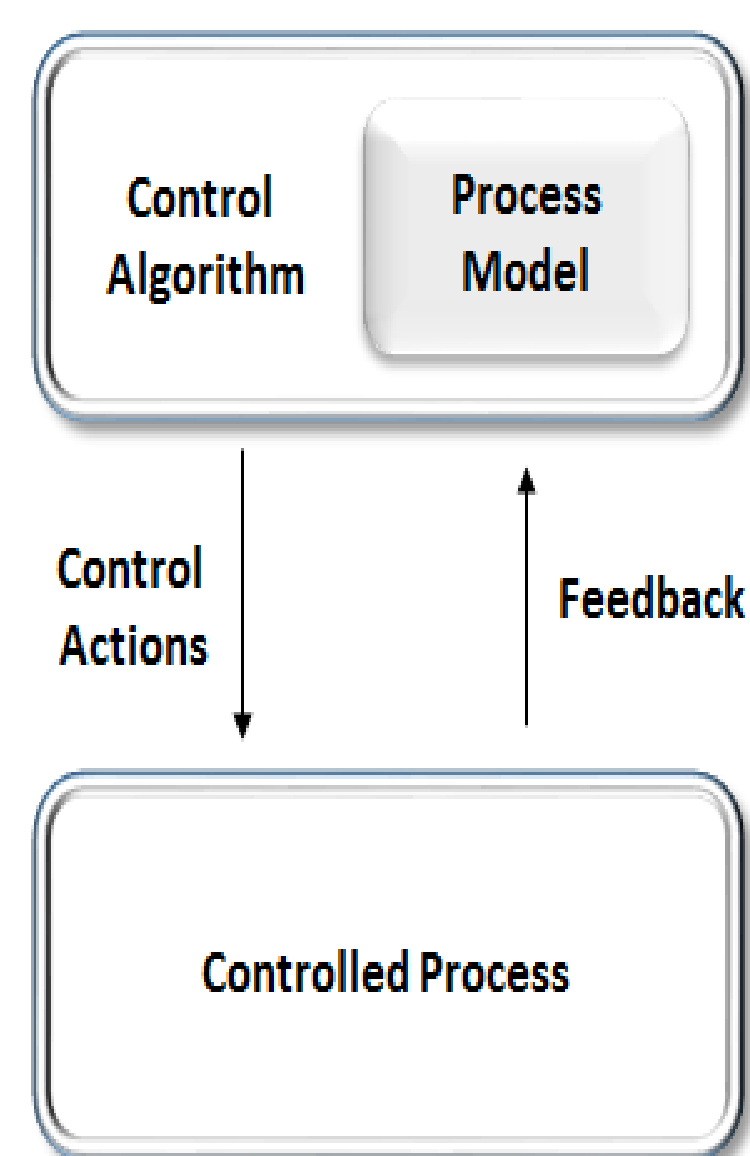
VDIR-TI

O STAMP (*System Theoretic Accident Model and Processes*) apresenta uma abordagem para analisar perigos, na qual a causa de um acidente não é vista somente como decorrente de uma cadeia de eventos. Dentro da técnica, as perdas não são eventos finais, mas envolvem muitos processos complexos. O STAMP, assim como qualquer outra técnica de análise de perigo, utiliza o modelo de causalidade, isto é, acumulam o máximo de informação sobre os perigos que podem ocorrer. As informações coletadas e analisadas podem e devem ser usadas para eliminar ou minimizar os perigos durante todo o projeto e operação do sistema. Entretanto, o STPA é baseado na teoria de sistemas, já as demais técnicas são baseadas na teoria das confiabilidade. Com isso o STPA permite identificar fatores causais, como por exemplo o comportamento humano, cenários mais graves, *design* do sistema e interação insegura com o software.

O STAMP é baseado em duas premissas principais:

Hierarquia: A segurança é tratada como uma prioridade emergencial que surge com a interação dos componentes dentro de um sistema e são controlados por um conjunto de restrições. A causa do acidente é vista como resultado de falta de restrições que deveriam ter sido feitas no projeto

Controle: O sistema é visto como loop de controle interagindo e os acidentes são resultados de ações inadequadas. Os acidentes ocorrem quando o sistema fornece controle inapropriado e as restrições de segurança são violadas.



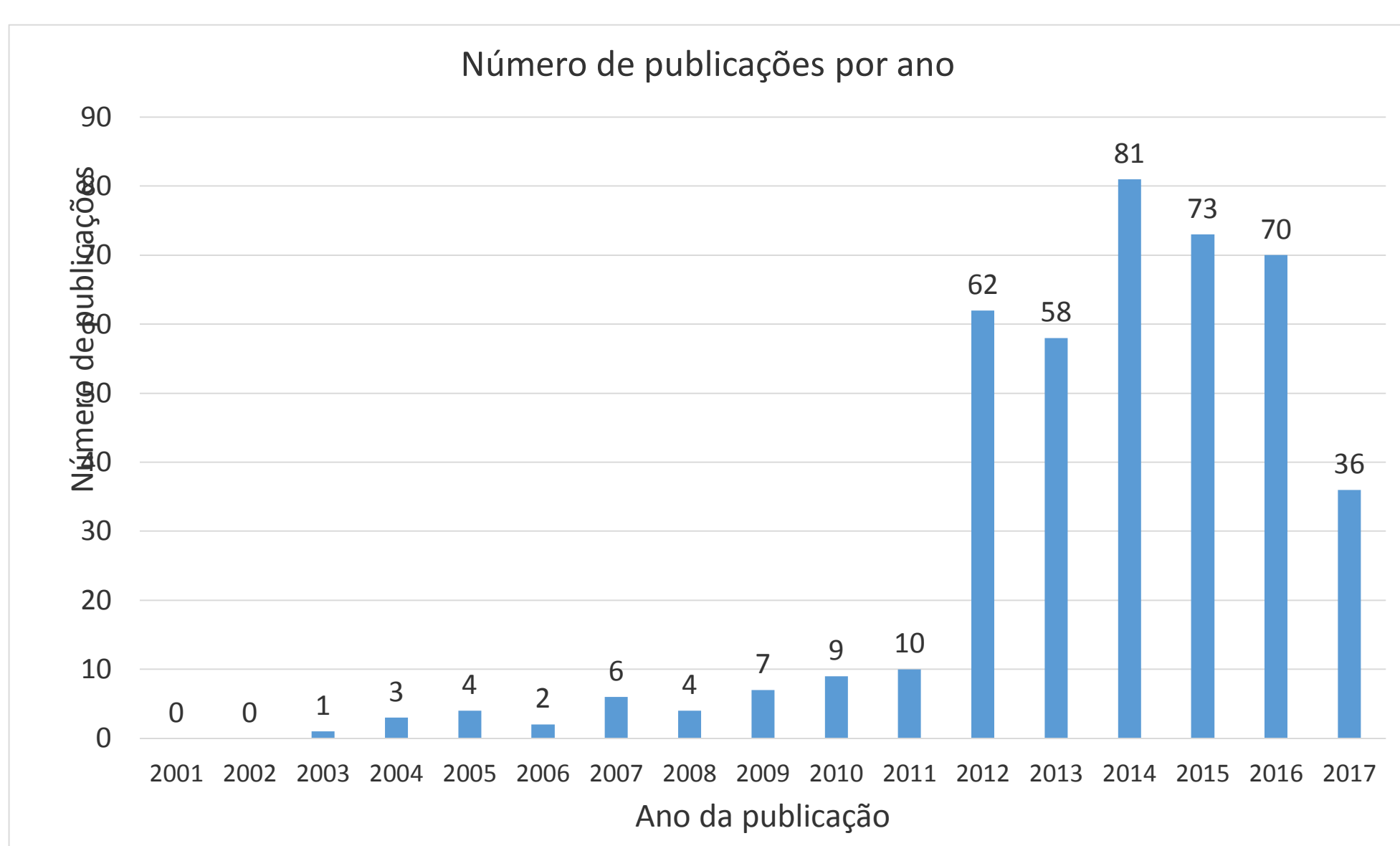
Estrutura de controle, onde se tem controlador, e processo controlado. Onde tem um algoritmo para a tomada de ações de controle, para que ele possa garantir as restrições de segurança que estão contidas no processo controlado.

Para realizar esta pesquisa foram usados três passos: Primeiro passo - planejamento e identificação da necessidade de revisão sistemática relacionada à formulação do problema. Segundo passo – condução da revisão, caracteriza-se pela coleta dos trabalhos do STAMP/STPA a seleção de estudos primários, onde foi focado este trabalho, assim como as atividades subsequentes. Terceiro passo – o relato dos resultados de uma revisão sistemática é realizado com a divulgação das conclusões e instruções para futuras investigações, esforços ainda em andamento.

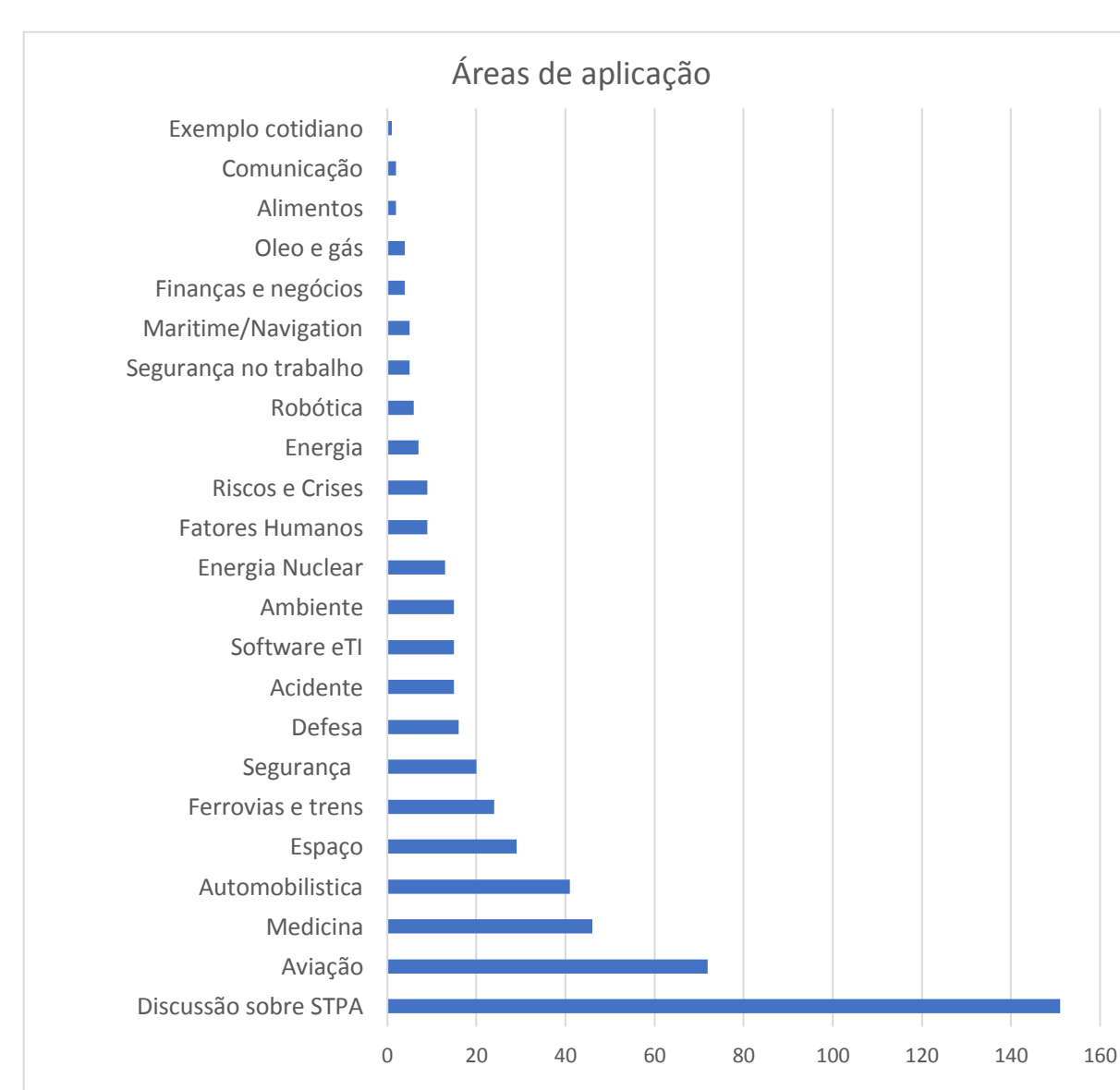
A pesquisa esta fundamentada em três bases definidas: como, onde, e a qualidade do trabalho.

Como foi criada para entender como os estudos foram utilizados: aplicar STAMP/STPA, como ele foi utilizado, de forma complementar ou usado para comparar com outras técnicas. **Onde** foi usada para identificar a área onde os estudos foram focados, áreas como aeroespacial, medicina ou automotiva e quais são as instituições ou países que estão investindo mais esforços na técnica. **Qualidade do trabalho** foi utilizada para classificar evidencias de como foi conduzido o estudo, seu rigor científico e a aplicabilidade em termos de uso acadêmico ou pratico.

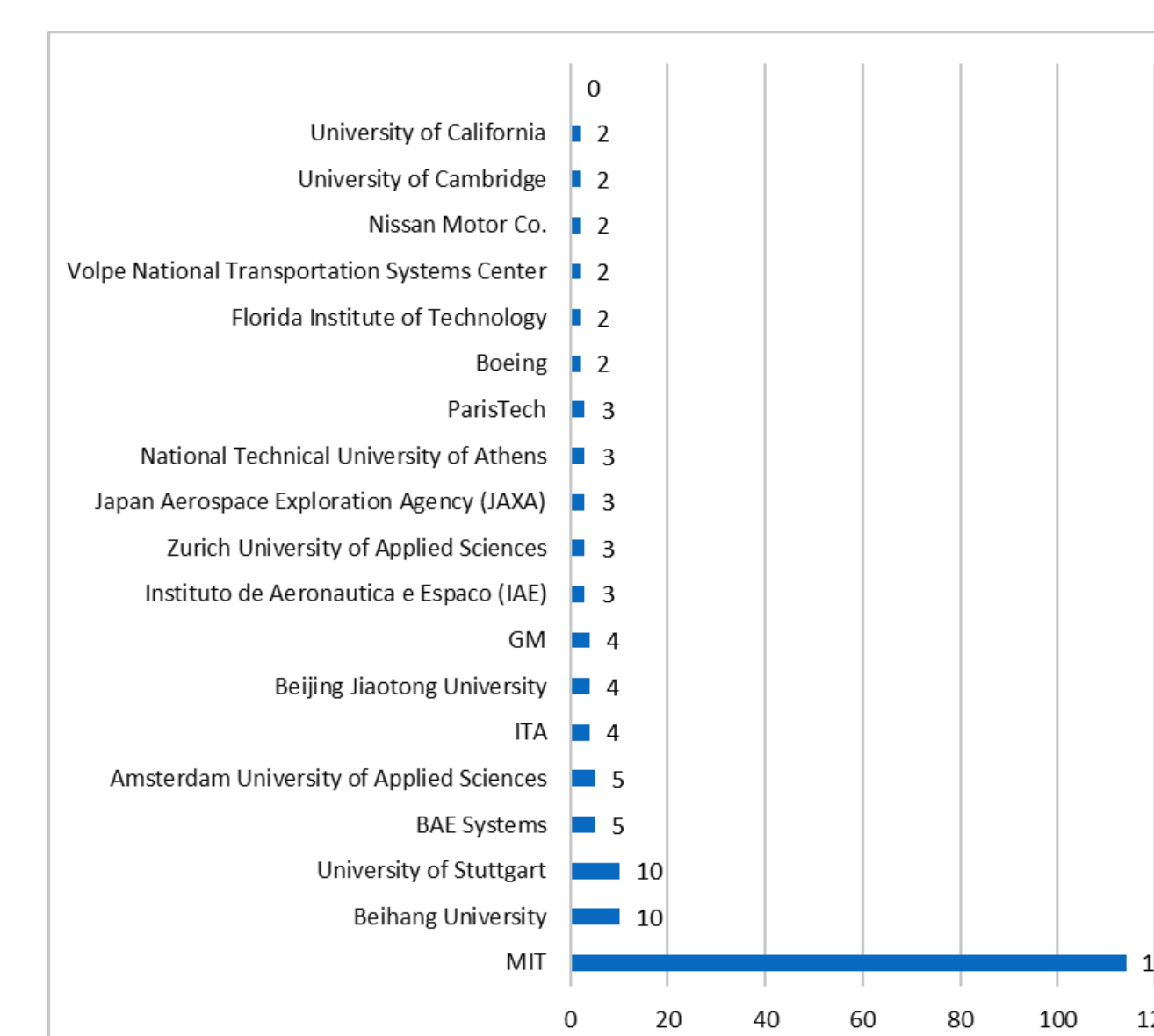
Evolução do número de publicações no período entre 2001 até 2017.



Áreas de aplicações do STPA



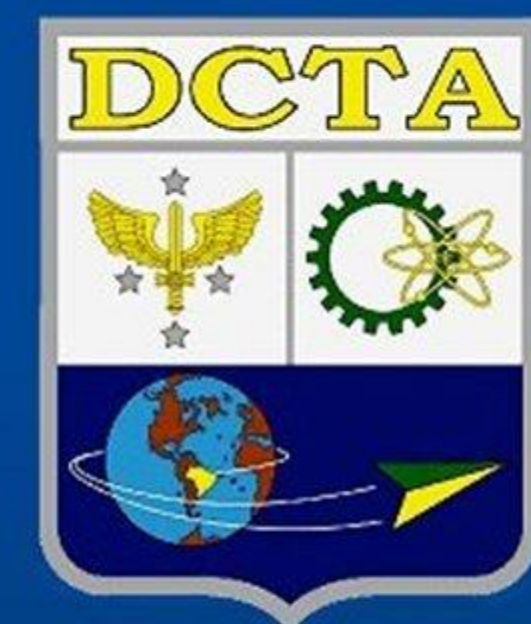
Levantamento inicial sobre a origem das publicações quanto à universidade ou empresa de origem dos autores.



Os resultados obtidos forneceram uma base quantitativa e qualidade sobre as respostas de pesquisa relacionadas a STPA. Devido a compilação das respostas, pode-se inferir onde a técnica esta sendo mais utilizada em áreas como aeroespaciais, obviamente pode ser o da área de conhecimento da autora da técnica.

Conclui-se que a STPA ainda esta sendo utilizada combinada com outras técnicas da área de análise de perigos. Algumas ferramentas de software tem sido desenvolvidas e também métodos em conjunto com a aplicação da técnica.

As evidencias disponíveis, em sua maioria, de estudos acadêmicos, o que significa um primeiro passo para a sua aceitação pela indústria em substituição as abordagens tradicionais.



INVESTIGAÇÃO EXPERIMENTAL DAS INTERAÇÕES ACÚSTICAS EM CHAMAS EM UM QUEIMADOR DE BUNSEN

Gustavo Santos Souza – muitosampa@gmail.com
Universidade de Taubaté – UNITAU, Engenharia Aeronáutica

Wladimir Mattos da Costa Dourado - wladimirwmcd@fab.mil.br
IAE / APR-E

INTRODUÇÃO

O conhecimento dos fenômenos físicos que ocorrem no processo que leva a instabilidade de combustão (Fig. 1) nos ajuda a ter uma melhor compreensão de como eliminá-los. Uma das consequências principais desta combustão perturbada é que tais fenômenos geram vibrações, aumentam a transferência de calor e, conseqüentemente, prejudicam também seu desempenho. Por conseqüência, diminuem a vida útil dos componentes envolvidos, podendo chegar até a um nível mais grave de degradação no sistema propulsivo ou a sua destruição ou colapso. A proposta desse estudo é avaliar o comportamento da chama quando se atua nela através de uma interferência acústica ativa através da emissão de sinal acústico por um alto falante (ver Fig.2).

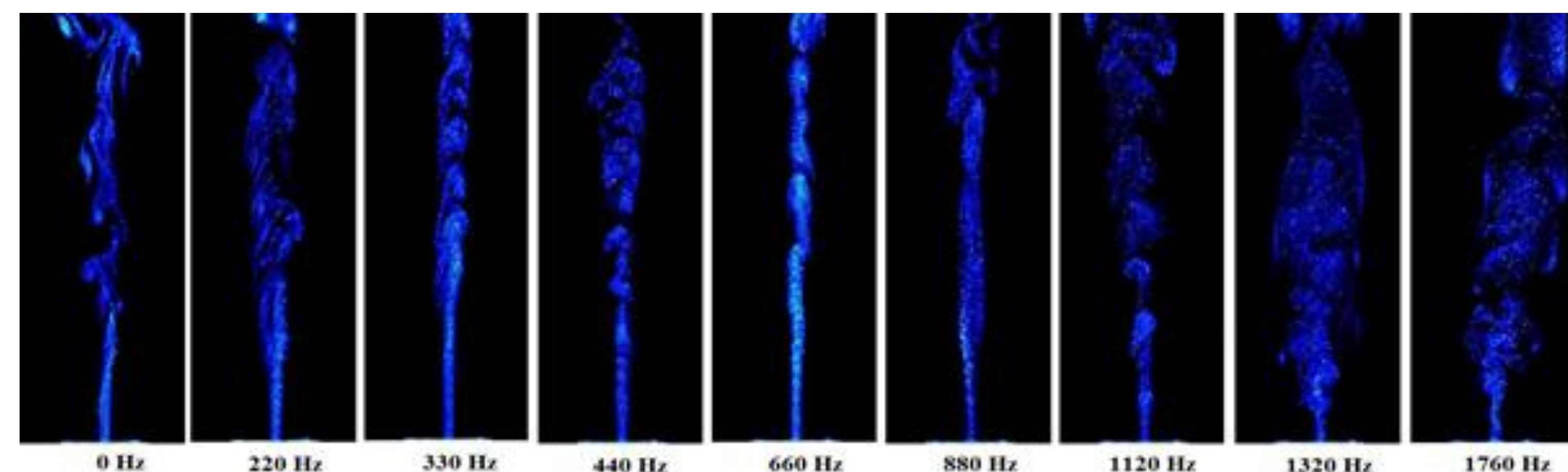


Figura 3 - Teste em diferentes frequências.

e impedância (Z) de 4Ω , indicada no AF. Por outro lado, a potência térmica (P_t) do combustível (Tab. 1), para vazão mássica (\dot{m}) $1,069 \times 10^{-5}$ kg/s e o PCI do metano (50.02 MJ/kg). Com isso obteve-se que a potência elétrica igual a 0,001% é capaz de altera o comportamento da chama para esta vazão volumétrica.



Figura 1 - Interações.

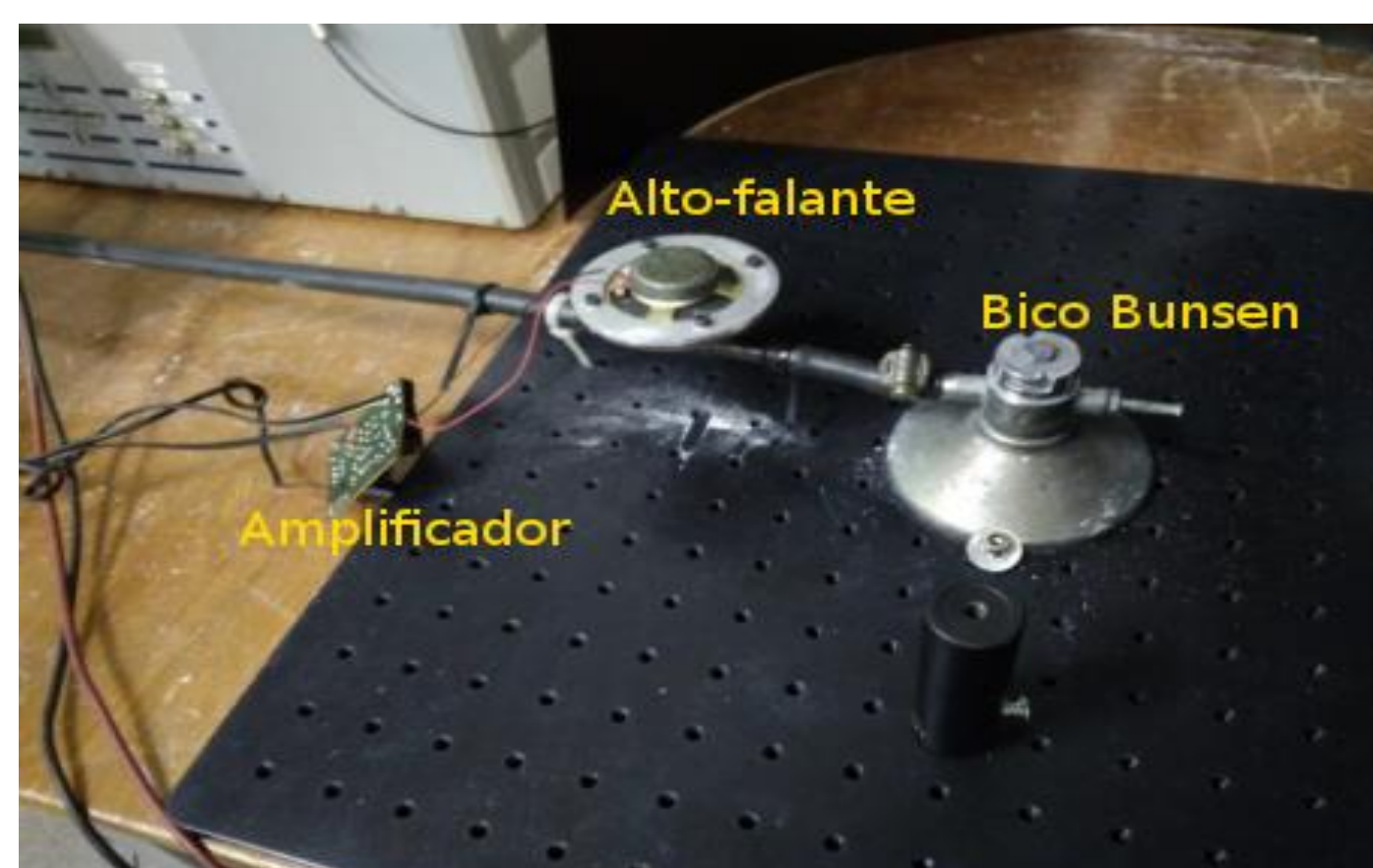


Figura 2 - Queimador com alto falante como excitador ativo

| | Potência (W) |
|----------|--------------|
| Elétrica | 1,92 |
| Térmica | 534,67 |

Tabela 1 – Resultados obtido.

MÉTODO

Empregou-se um amplificador de áudio, mantido em potência constante (1,92 W no alto-falante, AF), recebendo sinal de um gerador de frequência (app em um celular) que aciona um alto-falante. Este está conectado a linha de combustível do bico de Bunsen.

O que se deseja mostrar com essa solução é que se pode controlar o processo de instabilidade de combustão (que decorre do comportamento dinâmico da chama) com uma parcela ínfima de energia (potência do AF). A vazão volumétrica de combustível é de 0,980 l/min.

RESULTADOS

Constatou-se alterações da forma e da dinâmica da chama segundo a frequência de excitação. Observou-se que em 1320Hz houve uma mudança bem acentuada das forma e dinâmica da chama (Fig.3).

A potência elétrica dissipada pelo AF é obtida da voltagem (V) em RMS de 2,77V, obtida por osciloscópio,

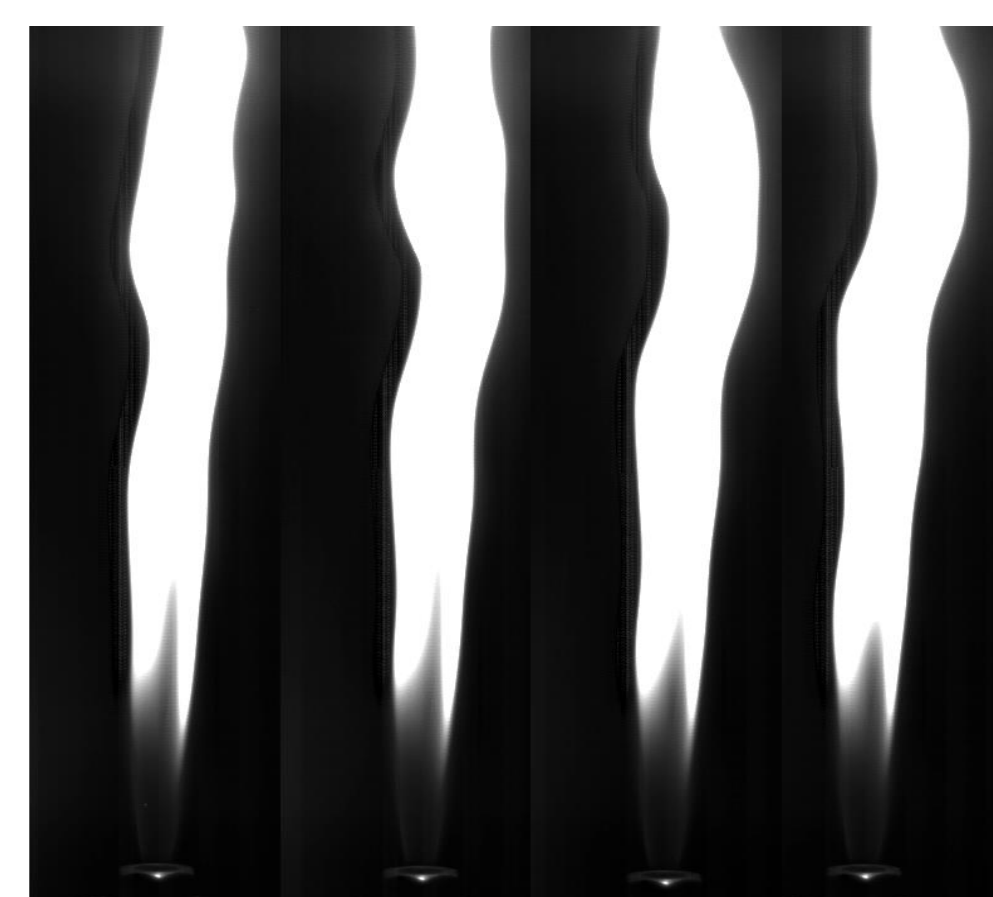


Figura 4 – Chamas sem perturbação (0Hz).

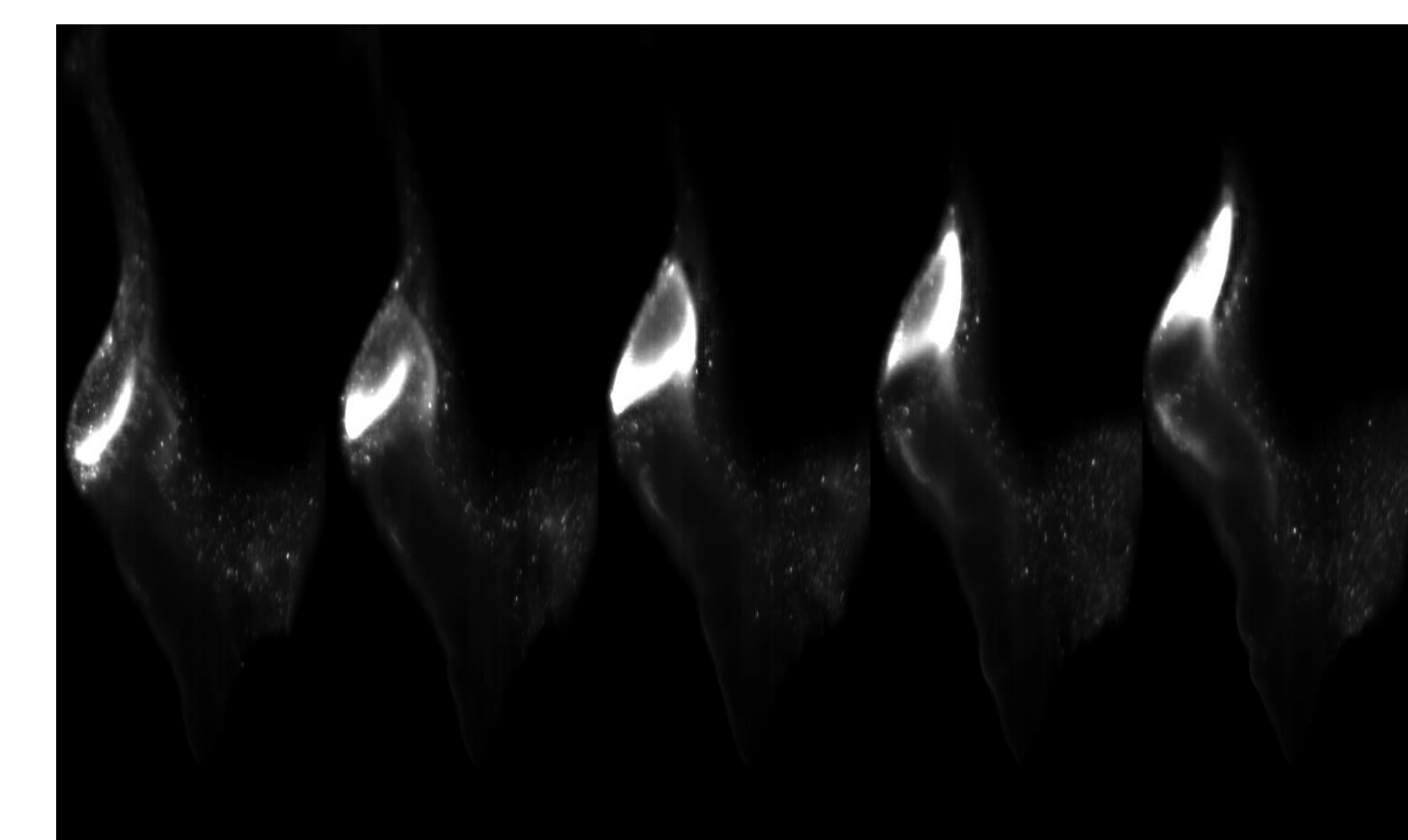


Figura 5 – Chamas com perturbação (1320Hz).

As Figs. 4 e 5 são obtidas de alguns quadros do vídeo de alta velocidade (3000 FPS) obtidos com a Câmara de alta velocidade da APR-E. Elas mostram que a dinâmica e a forma da chama são alteradas com o emprego da indução acústica sobre a chama.

CONCLUSÕES

No presente trabalho ficou evidente que existe uma forte influência no comportamento da chama, em frequências específicas. Constatou-se também que, atuando-se sobre a fonte geradora das perturbações, consegue-se, com uma parcela ínfima da energia a ser controlada, modificar o comportamento da chama.



Análise Dinâmica de um Dispositivo de Ensaio de Vibrações

Nome do aluno: Leonardo Henrique Silva Missio
Nome da Universidade: UNITAU

email: leomissio72@gmail.com
curso: Engenharia Aeronáutica

Nome do orientador: Carlos d'Andrade Souto **email:** carlos.dandrade.souto@gmail.com
Divisão de Integração e Ensaio do IAE.

Objetivo - Componentes aeroespaciais podem sofrer intensos esforços dinâmicos ao longo de seu ciclo de vida. Para assegurar que resistam a estes esforços, os componentes devem ser testados em ensaios de vibração que reproduzam (ou em alguns casos excedam) as cargas dinâmicas operacionais previstas. Nestes tipo de ensaio o componente que se deseja testar é fixado à mesa ou armadura de um vibrador eletrodinâmico (“shaker”) por meio de um dispositivo de vibração. Um dispositivo de vibração deve transmitir o movimento da parte móvel do “shaker” ao componente a ser testado sem interferir dinamicamente em seu comportamento. Para que isto ocorra o dispositivo deve ser projetado cuidadosamente. Este projeto tem como objetivo desenvolver modelos simples de elementos finitos que representem o comportamento dinâmico de um dispositivo de vibração utilizado pela Divisão de Integração e Ensaio do IAE.

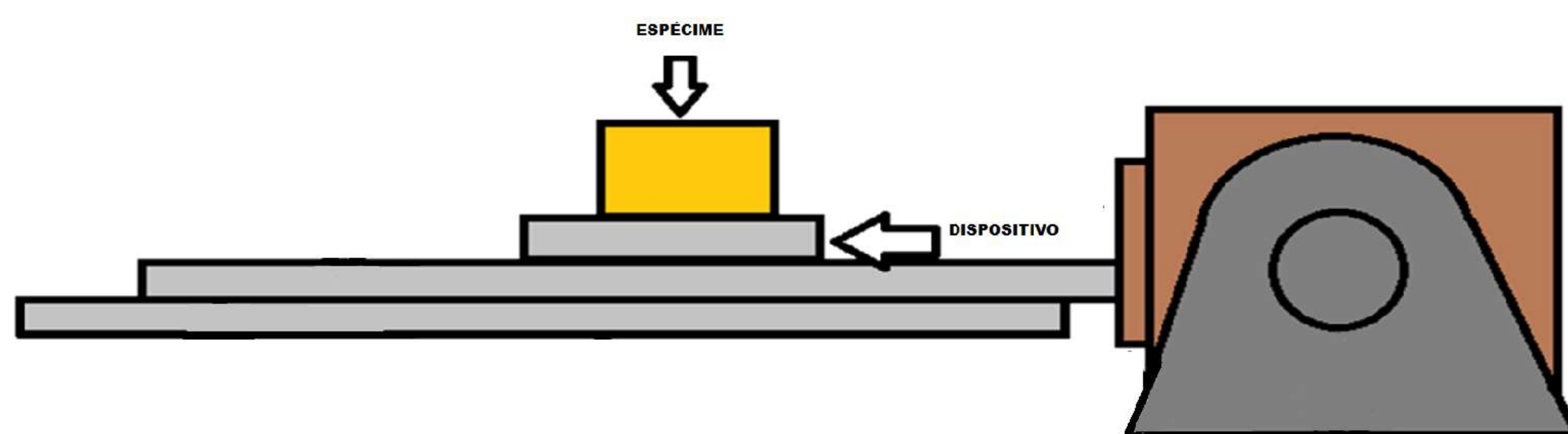


Figura 1 – Diagrama de um ensaio de vibração



Figura 2 – Dispositivo a ser analisado

Metodologia - Estudo de vibrações utilizando o software de computação numérica octave e posteriormente um programa de elementos finitos. Materiais: Livro “Vibrações Mecânicas” Singeresu Rao, notas de aula da disciplina “Métodos computacionais em vibrações e acústica” ministrada pelo orientador na pós-graduação do ITA. Foram estudados conceitos relativos a: definição de vibrações mecânicas, sistemas não amortecidos e amortecidos de 1 grau de liberdade: vibrações livres e forçadas, sistemas não amortecidos e amortecidos discretos de n graus de liberdade: vibrações livres e forçadas, métodos de resolução de vibrações livres e forçadas de sistemas discretos.

Resultados - Foram estudados conceitos relativos a: definição de vibrações mecânicas, sistemas não amortecidos e amortecidos de 1 grau de liberdade: vibrações livres e forçadas, sistemas não amortecidos e amortecidos discretos de n graus de liberdade: vibrações livres e forçadas, métodos de resolução de vibrações livres e forçadas de sistemas discretos. Nas próximas etapas, serão estudados fundamentos do método dos elementos finitos e sua aplicação à modelagem de sólidos.

Conclusões Os assuntos estudados estão de acordo com o planejamento de estudos do projeto e permitirão concluir o projeto no período de vigência da bolsa.



DESBALANCEAMENTO ROTATIVO DE PERFIS AERODINÂMICOS EM TÚNEL DE VENTO

LILIAN Fonseca Barbosa de Moraes
ETEP – Escola Técnica Everardo Passos

lilian.alternativo@hotmail.com
Engenharia de Produção

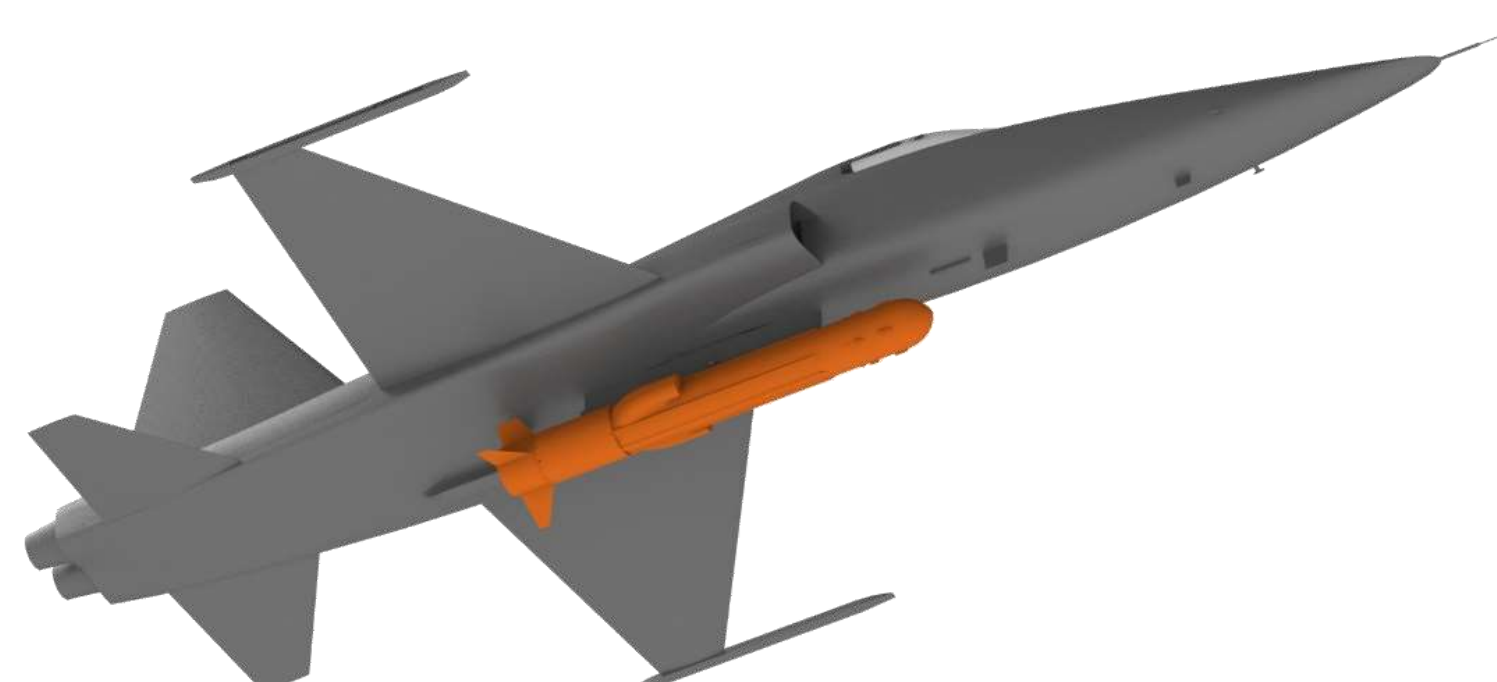
MAURÍCIO Guimarães da Silva

DCTA – IAE - ASD

mauriciomgs@fab.mil.br

INTRODUÇÃO

Neste trabalho é desenvolvido um **MODELO DE ORDEM REDUZIDA** para análise da dinâmica de vibração de um veículo que apresente uma **PERTURBAÇÃO HARMÔNICA** em sua estrutura.

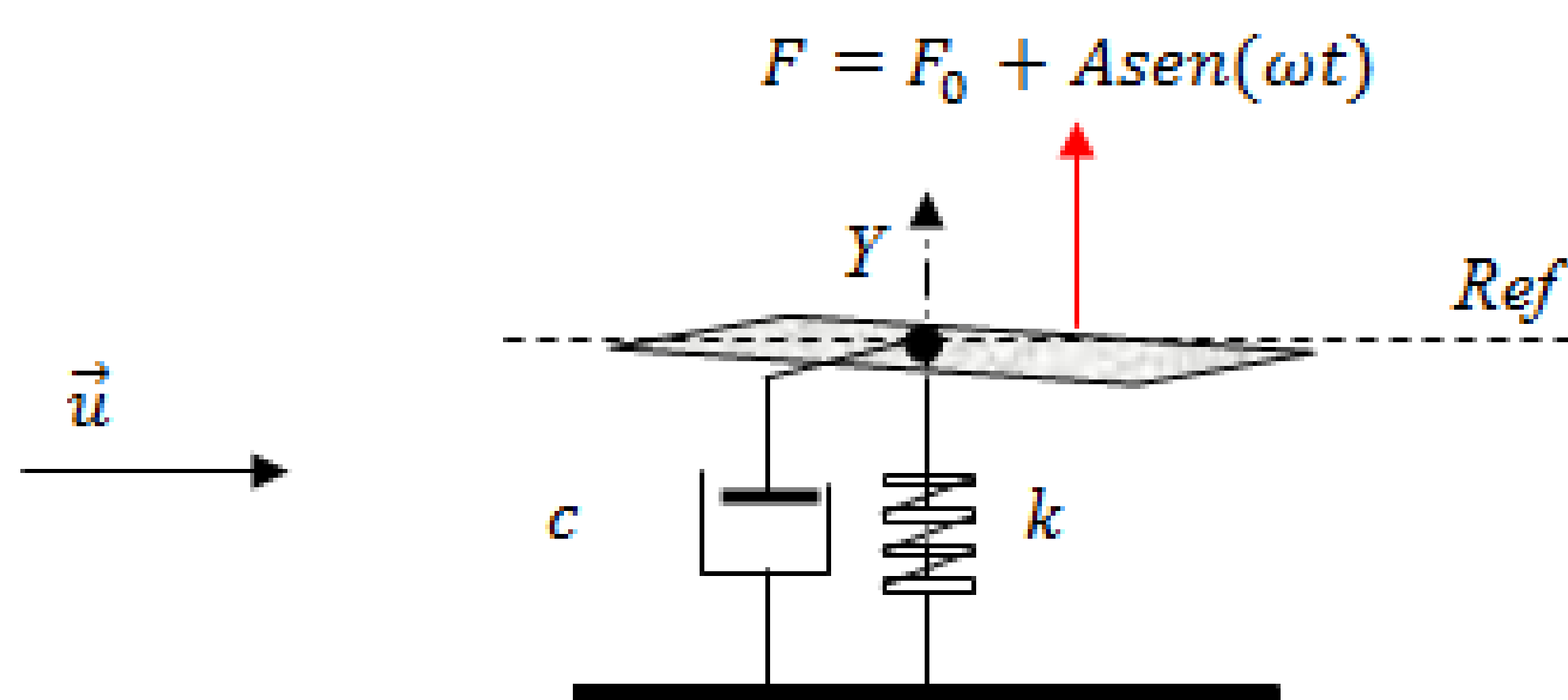


OBJETIVO

Simular a dinâmica de um **SISTEMA** massa-mola-amortecedor **EQUIVALENTE** submetido a um campo de escoamento subsônico.

METODOLOGIA

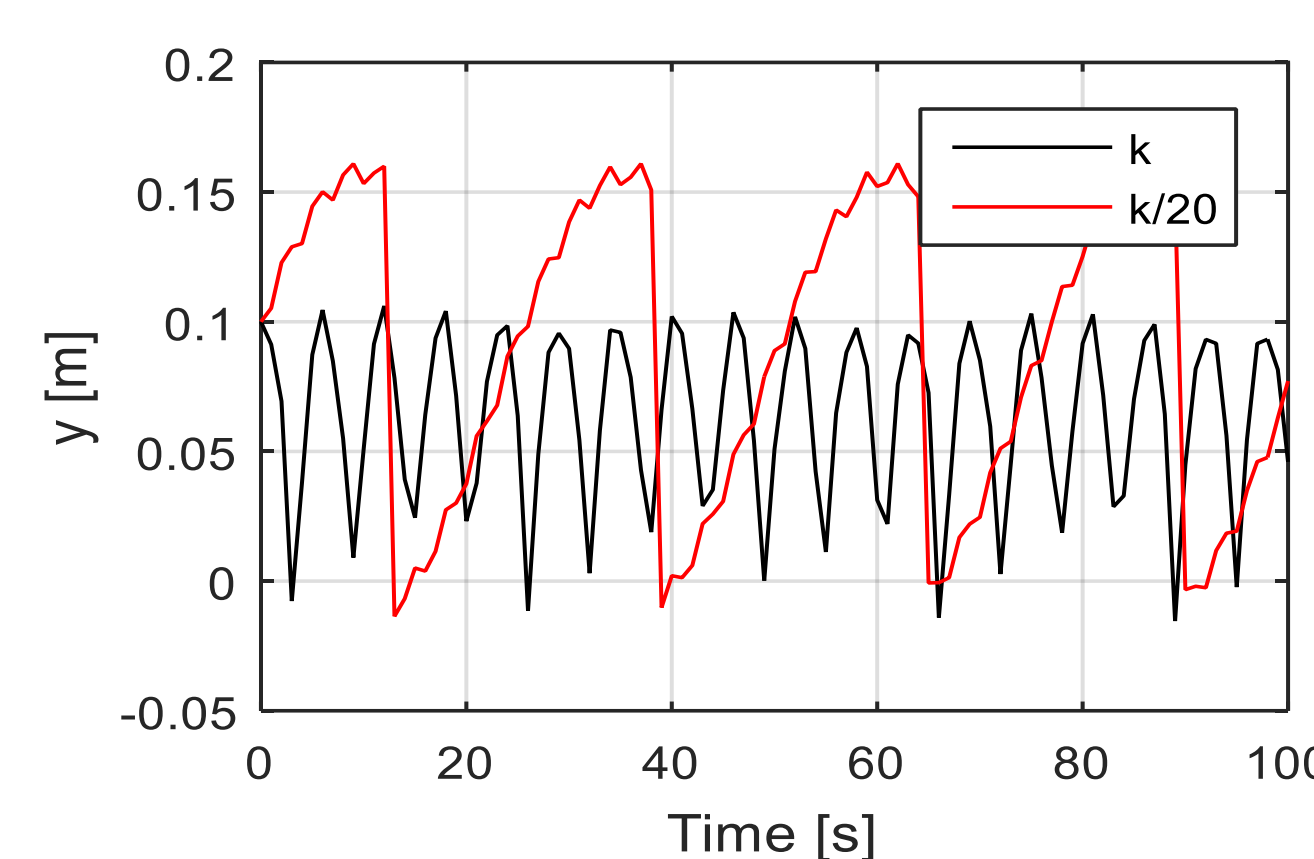
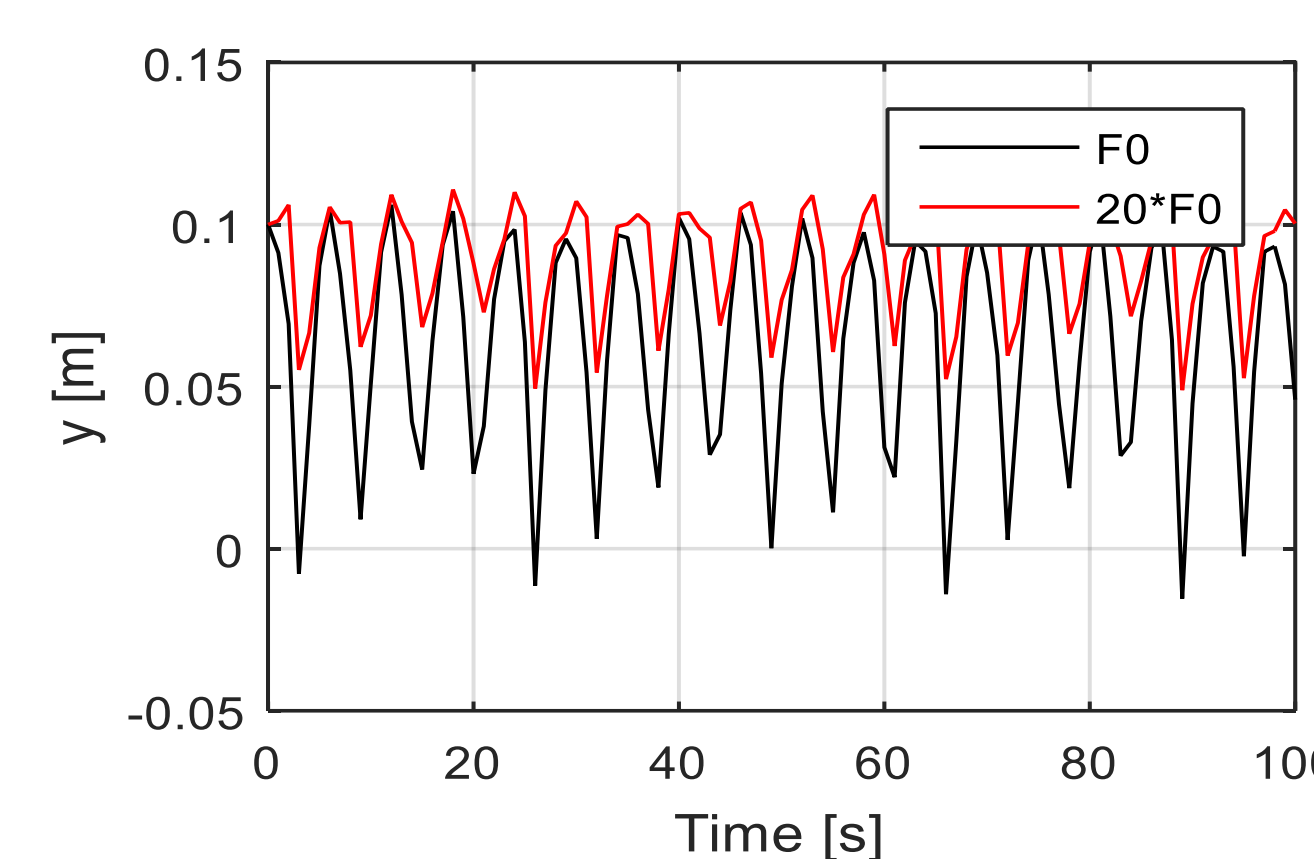
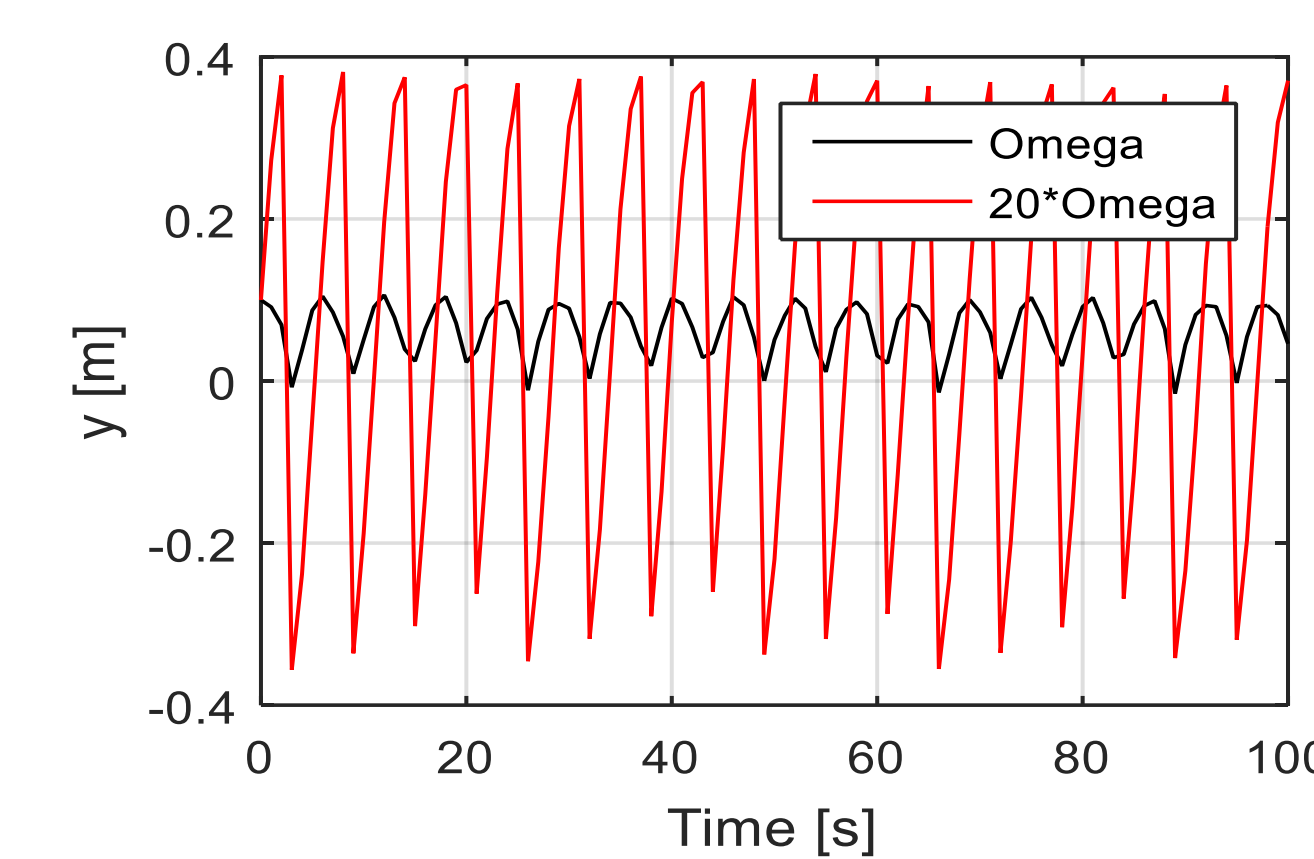
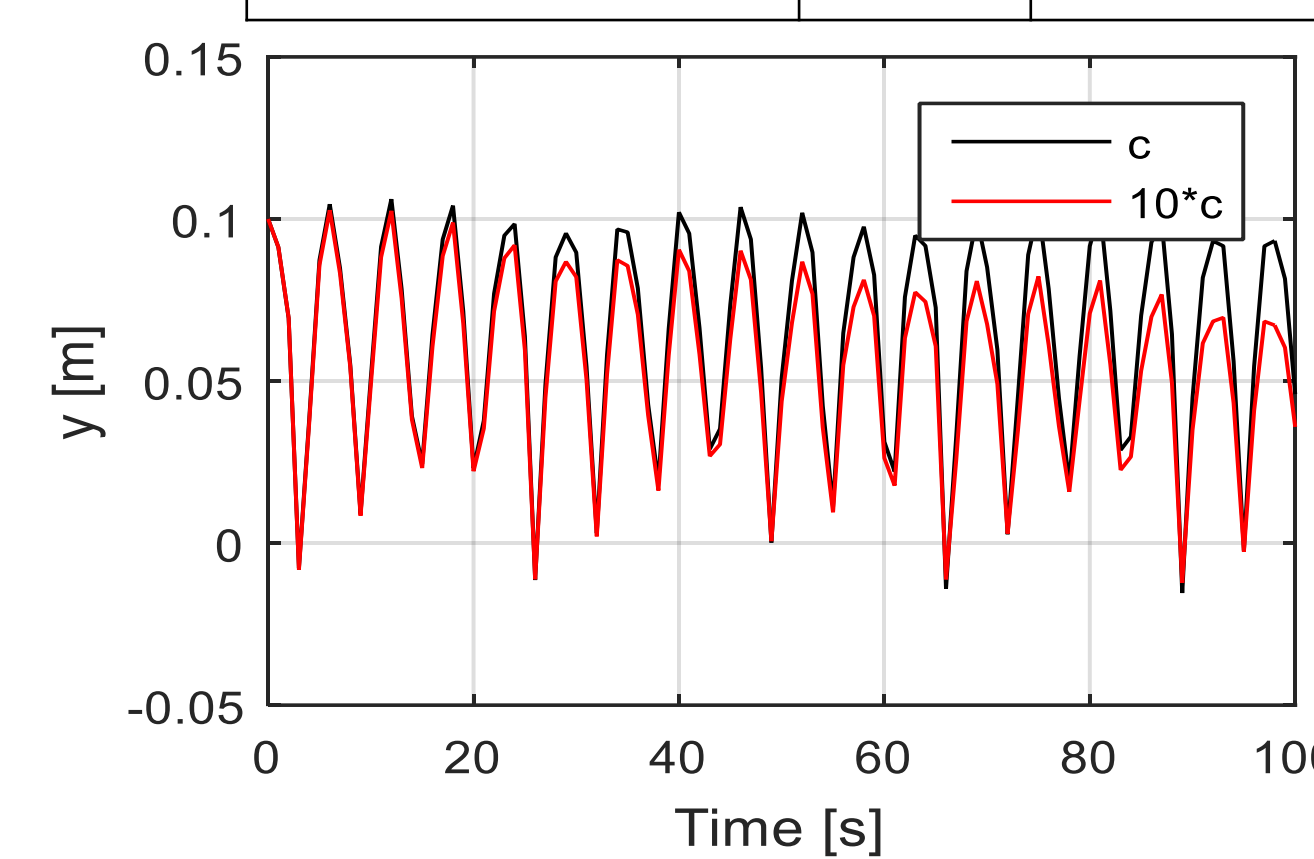
$$M\ddot{y} + \left[c + \frac{1}{2}\rho u S_{Ref} (C_{N\alpha})_{\alpha=0} \right] \dot{y} + ky = \frac{1}{2}\rho u^2 S_{Ref} (C_N)_{\alpha=0} + m e \omega^2 \text{sen}(\omega t)$$



RESULTADOS

| PARÂMETRO | VALOR | UNIDADE |
|---|--------|---------|
| Massa (M) | 50 | kg |
| Constante Elástica (k) | 15 | N/m |
| Constante de Amortecimento (c) | 0,0001 | N/m/s |
| Velocidade do escoamento | 1,5 | m/s |
| Massa Específica | 1,21 | Kg/m³ |
| Área de Referência | 0,1963 | m² |
| Força de excitação (F ₀) | 0,0535 | N |
| Coefficiente Aerodinâmico de Estabilidade | 0,2 | - |

| PARÂMETRO | VALOR | UNIDADE |
|----------------------------------|-------|---------|
| Massa (m) | 5 | kg |
| Omega/Omega Ref | 2 | - |
| Braço do movimento harmônico (e) | 0,05 | m |



CONCLUSÃO

Os resultados apresentados são satisfatórios, contudo, ainda estão em processo de **VALIDAÇÃO**. Este processo será baseado na **CORRELAÇÃO** entre as frequências naturais e de excitação.

REFERÊNCIAS

- RAO, S.S., **Mechanical Vibration**, 5ª Ed., Prentice Hall, 1084 pp., 2011.
- SILVA, M.G., **Condições de Instabilidade em Perfis Aerodinâmicos Flexíveis**, PIBIC 2018 (USP).

AGRADECIMENTOS

Agradecemos ao **IAE** pela grande oportunidade e ao **CNPq** pela bolsa PIBIC



SIMULAÇÃO DE ESCOAMENTOS EXTERNOS SOBRE GEOMETRIAS DE FOGUETES

Lucas Almeida de Souza – lucasalmeida.s@outlook.com
Universidade de Taubaté – UNITAU, Engenharia Aeronáutica

Edson Basso – bassoeb@fab.mil.br
ACE – Subdivisão de Aerodinâmica

INTRODUÇÃO

Este trabalho tem como objetivo realizar o estudo das interações entre ondas de choque e camadas limite presentes durante o voo do veículo Sonda III, do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), através do uso de técnicas de CFD. Para entender os efeitos causados pelas ondas de choques encontradas sobre a região do interestágio do Sonda III foram realizados ensaios em túnel de vento transônico, TTP, do IAE com um modelo em escala reduzida de 1:20. A Figura 1 mostra uma imagem schlieren do ensaio do modelo do Sonda III no túnel transônico piloto do IAE.

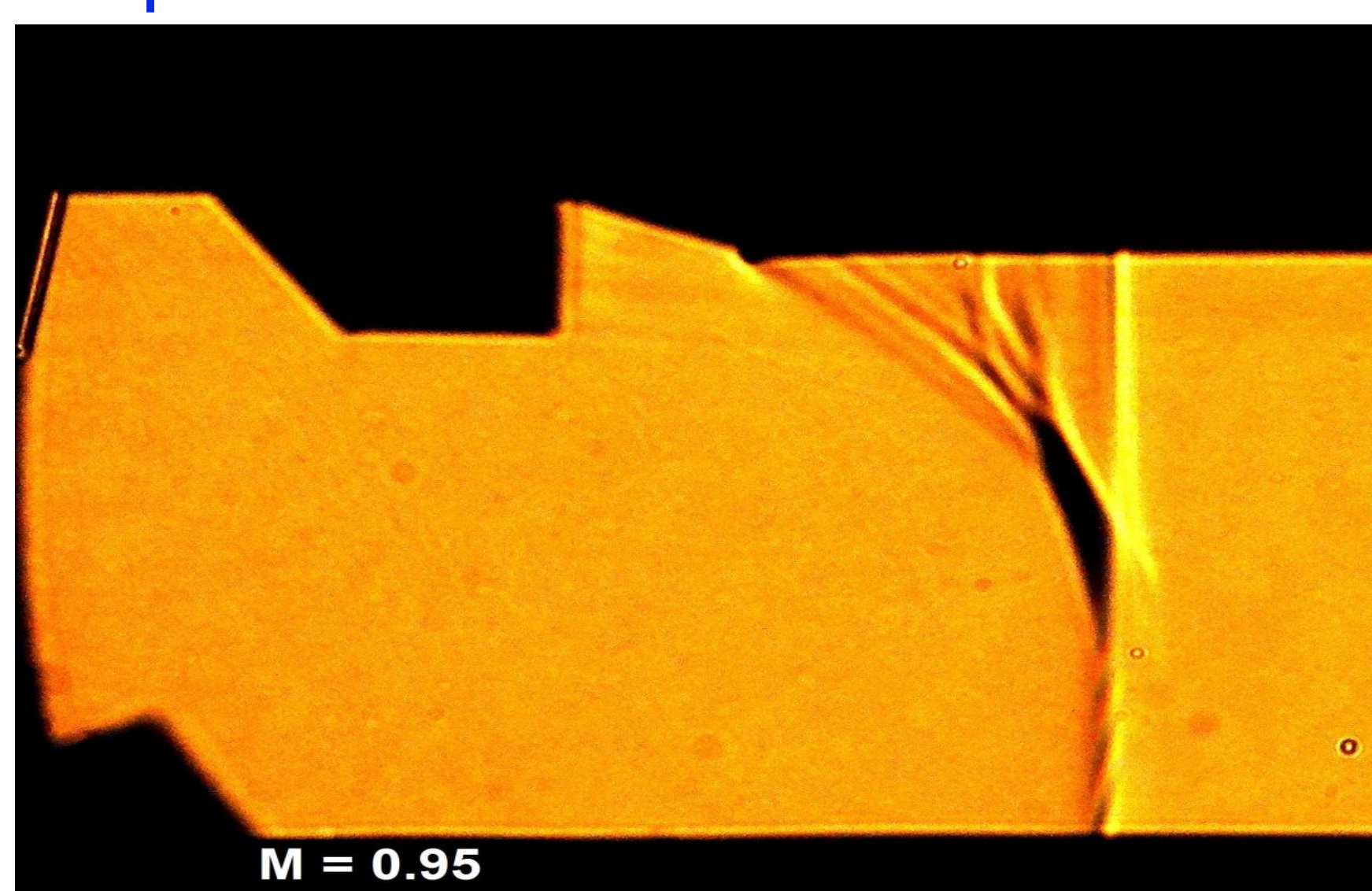


Figura 1 – Imagem schlieren das ondas de choque sobre a região do interestágio do Sonda III, em ensaio no TTP.

MATERIAIS E MÉTODOS

Para o início das análises numéricas utilizando CFD foi feito um estudo teórico referente a geração de malhas e à própria técnica de Dinâmica dos Fluidos Computacional. Também estão em curso estudos sobre as pesquisas já realizados pelo IAE referentes ao veículo de sondagem Sonda III. Após os estudos deu-se início a geração das malhas em torno da geometria do Sonda III utilizando o programa ICEM, um software da ANSYS apropriado para gerar eficientemente malhas baseadas em elementos tetraédricos/prismáticos e hexaédricos. Alguns dos estudos pretendidos neste trabalho são o estudo de refinamento de malha e o estudo sobre a distância da fronteira externa da malha. Estes estudos são importantes para se avaliar qual é a dependência dos resultados obtidos com relação a estes parâmetros de malha. Foram estimadas quatro distâncias de fronteira externa baseadas na multiplicação do tamanho do maior eixo geométrico do veículo por 20, 15, 10 e 5 mil vezes,

com o objetivo de estudar uma distância para que não haja interferência nos resultados sobre a superfície do veículo. A Figura 2 mostra esquematicamente as posições desta fronteira da malha.

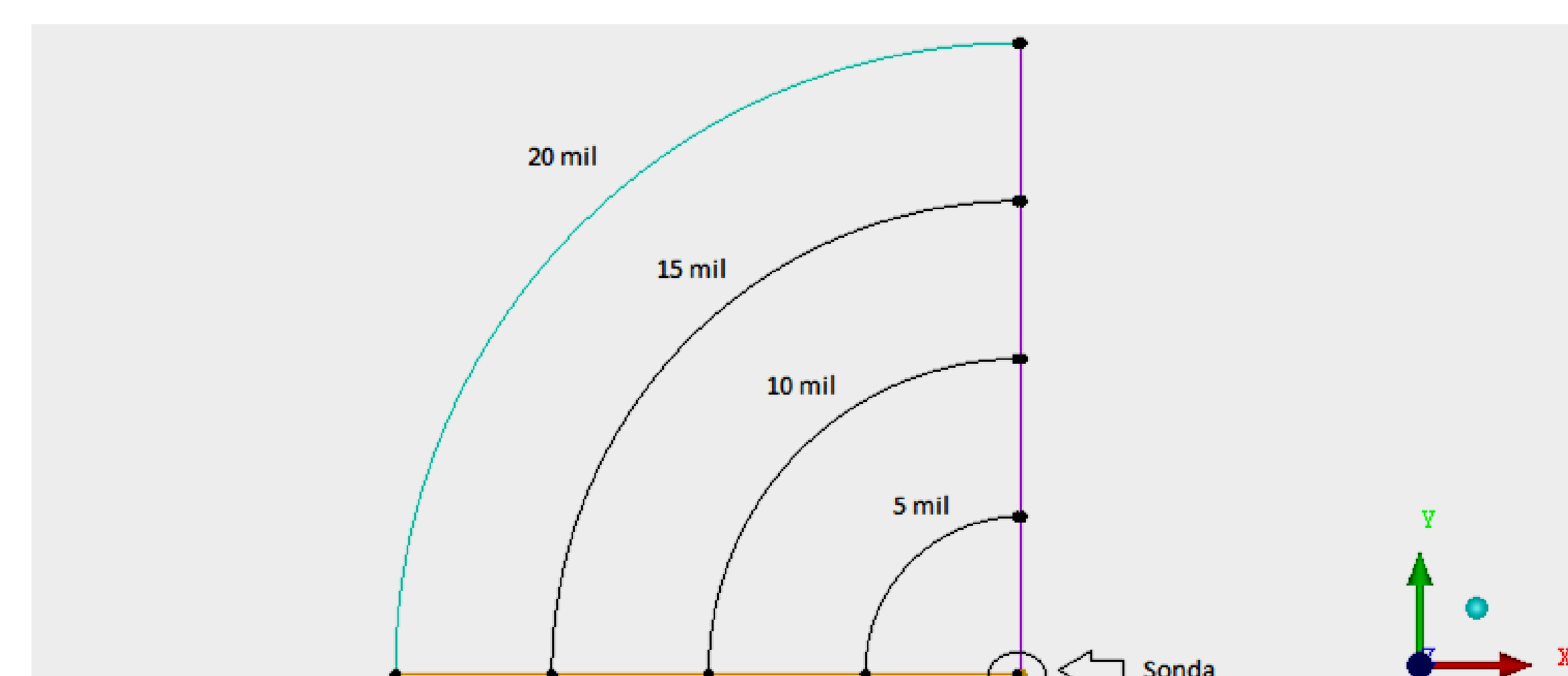


Figura 2 – Desenho da fronteira externa em torno da geometria do Sonda III.

O refinamento da malha foi realizado através dos cálculos realizados para se obter a altura da camada limite em cada caso a ser estudado. Como os casos a serem estudados possuem uma variação do número de Mach, onde este varia entre 0.7 a 1.1, foi necessário o cálculo de cada valor de altura de camada limite para cada valor do número de Mach do escoamento sobre o veículo. A relação entre o número de Reynolds e o valor de y^+ é utilizada para se calcular a altura do primeiro elemento de malha, e a altura da camada limite no final do comprimento de referência do Sonda III. A Figura 3 mostra um exemplo de malha na região próxima à superfície do veículo.

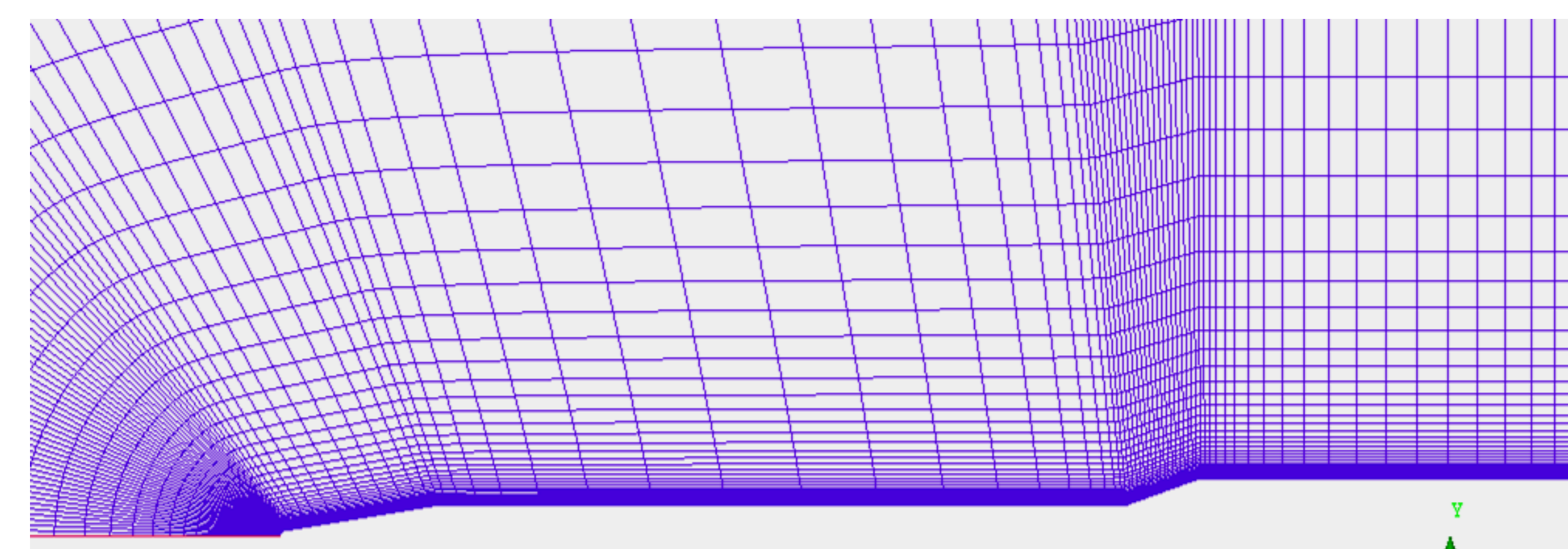


Figura 3 – Detalhe da malha computacional próxima do Sonda III.

PRÓXIMAS ETAPAS

A próxima parte do trabalho será configurar o software CFD++ para realizar as simulações pretendidas.



Estudo da Influência do Envelhecimento nas Propriedades Mecânicas de Material Compósito

Luiz Gustavo de Oliveira eng.luizgustavoo@gmail.com
Instituto Tecnológico de Aeronáutica engenharia aeronáutica

Cap Eng Daniel Ferreira Vieira de Mattos, Ph.D. eng.danielmattos@gmail.com
ACE-Divisão de Aerodinâmica, Controle e Estruturas

1. Caracterização Viscoelástica

1.1 Comportamento Constitutivo Viscoelástico Linear

$$\sigma_i(t) = \int_0^t C_{ij}(t-\xi) \frac{\partial \epsilon_j}{\partial \xi} d\xi \quad \text{onde } C_{ij}(t) = \begin{bmatrix} C_{11}(t) & C_{12}(t) & C_{12}(t) & 0 & 0 & 0 \\ C_{12}(t) & C_{11}(t) & C_{12}(t) & 0 & 0 & 0 \\ C_{12}(t) & C_{12}(t) & C_{11}(t) & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44}(t) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{44}(t) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{44}(t) \end{bmatrix}$$

$$C_{44}(t) = \frac{C_{11}(t) - C_{12}(t)}{2}$$

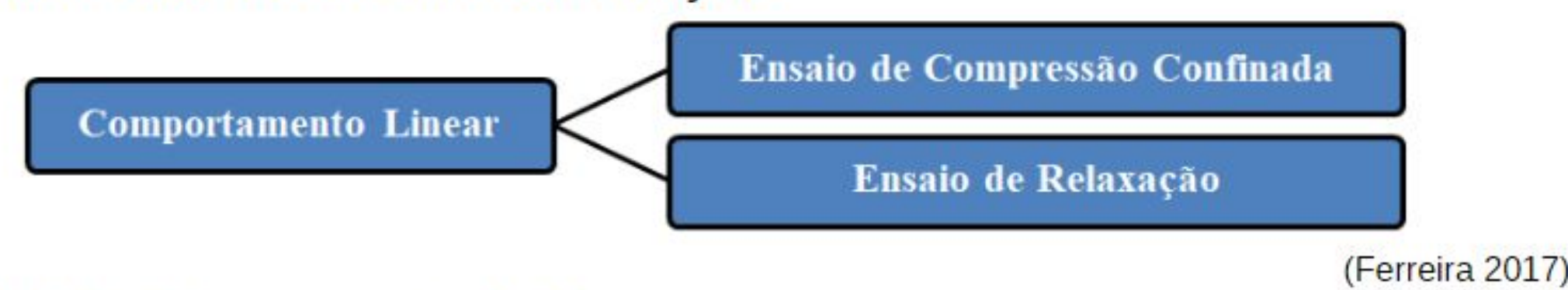
No caso do epóxi, por ser um material homogêneo isotrópico, apenas duas propriedades mecânicas viscoelástica linear são necessárias para caracterizar o material.

Protocolo padrão*: As funções que expressam tais propriedades mecânicas devem ser determinadas:

- Simultaneamente;
- No mesmo espécime;
- Sob as mesmas condições ambientais;

*(Tschöegl, Knauss and Emri 2002)

1.1.1 Processo de Caracterização



1.1.2. Outras propriedades

- **Temperatura de Transição Vítrea:** Determinado por meio do pico da tangente de perda utilizando varredura de temperatura (1°/min) em baixa frequência (1Hz) na DMA.
- **Fator de Correção Temporal (Efeito Temperatura):**

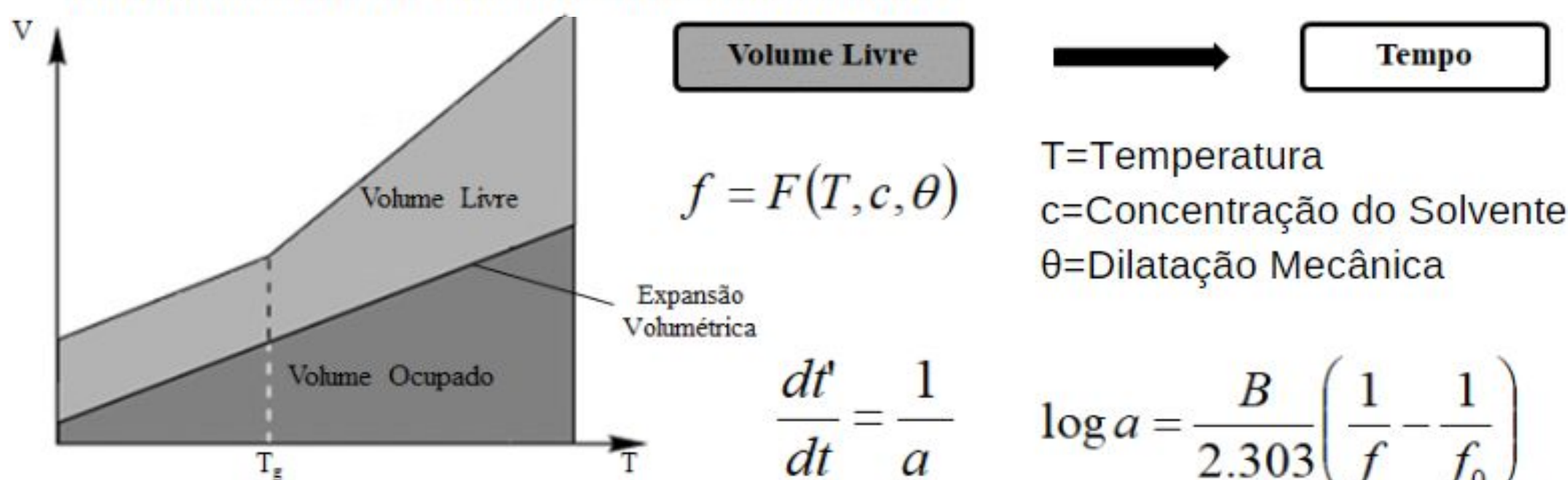
Arrhenius (1889):

WLF (1955):

$$\log_{10} a_T = \frac{\Delta F}{2.303R} \left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_R} \right) \quad \log_{10} a_T = \frac{-C_1(T - T_M)}{C_2 + T - T_M}$$

1.2 Viscoelasticidade Não Linear

Teoria/Modelo do Volume Livre Modificado:



$$f = f_0 + \alpha_v \Delta T + \beta_v \Delta c + \delta \theta$$

Teoria/Modelo do Volume Livre Modificado (Popelar, Liechti 1997):

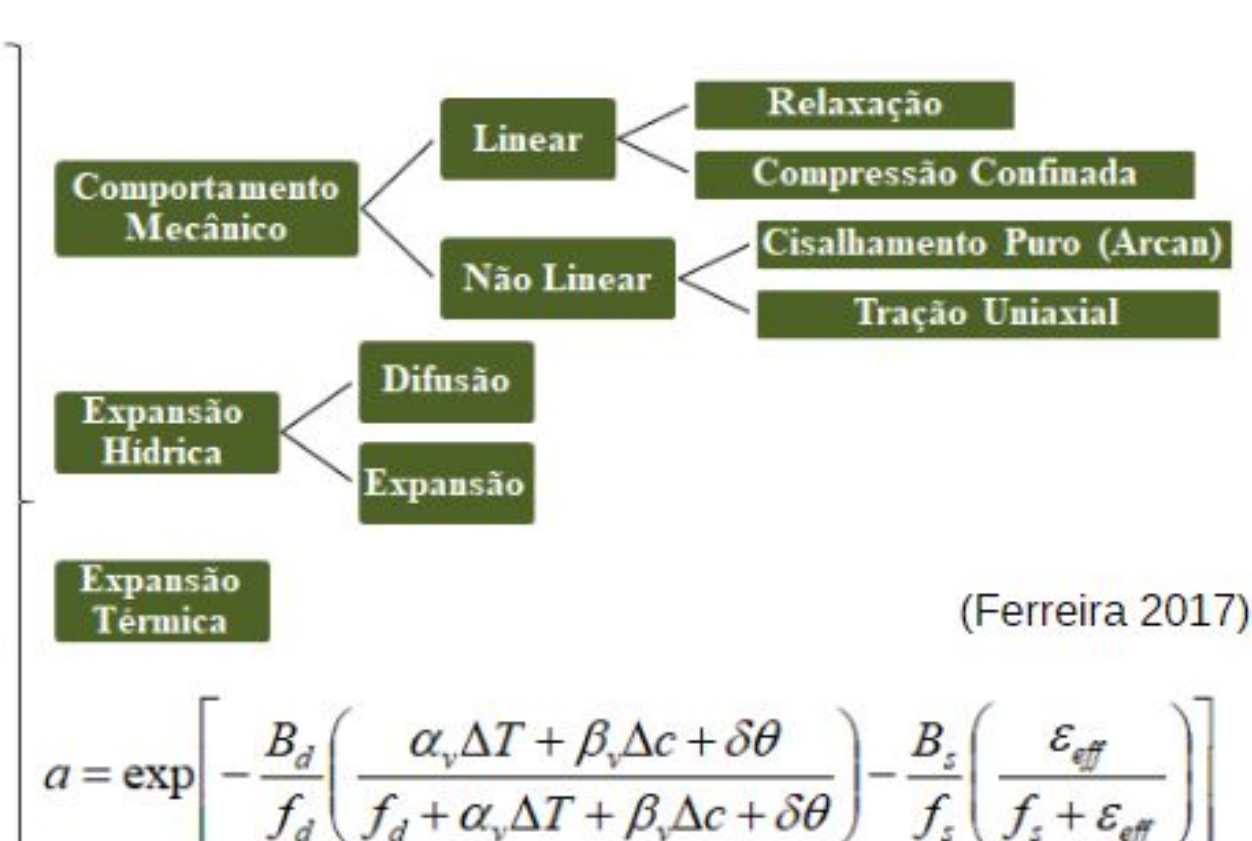
$$\log a = -\frac{B_d}{2.303 f_d} \left(\frac{\alpha_v \Delta T + \beta_v \Delta c + \delta \theta}{f_d + \alpha_v \Delta T + \beta_v \Delta c + \delta \theta} \right) - \frac{B_s}{2.303 f_s} \left(\frac{\epsilon_{eff}}{f_s + \epsilon_{eff}} \right)$$

$$\epsilon_{eff} = \sqrt{\frac{2}{3}} e_{ij} e_{ij} \quad e_{ij}(t) = \epsilon_{ij}(t) - \frac{1}{3} \delta_{ij} \epsilon_{kk}(t)$$

1.2 Viscoelasticidade Não Linear (Modelo Volume Livre Modificado)

1.2.1. Processo de Determinação dos Parâmetros e Coeficientes do Modelo

- **Ensaio de Cisalhamento Puro**
Parâmetro de Cisalhamento: B_s, f_s
- **Ensaio de Absorção Hídrica**
Coeficiente de Difusão: D
- **Ensaio de Expansão Hídrica**
Coeficiente de Expansão Hídrica: β_v
- **Ensaio de Expansão Térmica**
Coeficiente de Expansão Térmica: α_v
- **Ensaio de Tração Uniaxial**
Parâmetro de Dilatação: B_d, f_d, δ



O modelo considera:

- Tempo de deformação e histórico de carregamento;
- Efeito da temperatura devido à expansão térmica;
- Efeito da Humidade devido à expansão hídrica;
- Deformação dilatacional e distorcional (não linearidade).

1.3. Método Numérico para Integração (Popelar, Liechti 2003) (Estratégia para solução recursiva de integrais de convolução)

$$\sigma_{kk}(t) = 3 \int_0^t \kappa(t-\xi') \frac{\partial \epsilon_{kk}(\xi)}{\partial \xi} d\xi \quad S_{ij}(t) = 2 \int_0^t \mu(t-\xi') \frac{\partial e_{ij}(\xi)}{\partial \xi} d\xi$$

$$\text{Viscoelasticidade Linear: } t' - \xi' = \int_{\xi}^t \frac{d\xi}{a_T(T(\xi))}$$

Viscoelasticidade Não Linear (Teoria do Volume Livre Modificada):

$$t' - \xi' = \int_{\xi}^t \frac{d\xi}{a[T(\xi), c(\xi), \theta(\xi), \epsilon_{eff}(\xi)]}$$

$$a = \exp \left[-\frac{B_d}{f_d} \left(\frac{\alpha_v \Delta T + \beta_v \Delta c + \delta \theta}{f_d + \alpha_v \Delta T + \beta_v \Delta c + \delta \theta} \right) - \frac{B_s}{f_s} \left(\frac{\epsilon_{eff}}{f_s + \epsilon_{eff}} \right) \right]$$

Exemplo para o caso do cisalhamento puro:

$$\mu(t) = \mu_{\infty} + \sum_{k=1}^N \mu_k e^{-t/\tau_k} \quad e_{ij}(t) = \dot{\epsilon}_{ij}^0 t \quad I_k(t) = \frac{I_k(t)}{2 \left[\frac{1}{a(t)} + \frac{1}{a(t-1)} \right]} \left(1 - e^{-t/\tau_k} \right)$$

$$S_{ij}(t) = 2 \dot{\epsilon}_{ij}^0 \mu_{\infty} t + 2 \dot{\epsilon}_{ij}^0 \sum_{k=1}^N \mu_k \int_0^t e^{-(t-\xi')/\tau_k} d\xi$$

$$I_k(t_i) = e^{-(t_i - t_{i-1})/\tau_k} I_k(t_{i-1}) + \Delta I_k(t_i) \quad \Delta I_k(t_i) = \frac{\tau_k}{2 \left[\frac{1}{a(t_i)} + \frac{1}{a(t_{i-1})} \right]} \left(1 - e^{-(t_i - t_{i-1})/\tau_k} \right)$$

2. Caracterização Compósito

- Digestão ácida (volume fibra/matriz);
- Ensaio de Difusividade/Absorção (Balança Microanalítica - APR-P/LAAI);
- Ensaio de Varredura em Frequência (DMA - APR-P/LAAI);
- Ensaio de Cisalhamento Interlaminar;
- Medição do efeito do envelhecimento na geometria e nas propriedades caracterizadas;

3. Utilização do Modelo da Matriz (Epóxi - Viscoelasticidade não linear) para estimar envelhecimento do Compósito

Desenvolvimento de metodologia que utilize o modelo viscoelástico não linear para prever o efeito da humidade, temperatura e deformações dilatacionais e distorcionais, bem como seu histórico, no comportamento mecânico do compósito.

4. Conclusão e status

Ao longo do 1o semestre foi realizada revisão bibliográfica da teoria de viscoelasticidade não linear e da metodologia para desenvolvimento do modelo de envelhecimento, os ensaios de caracterização da resina (matriz) e do compósito estão em fase final de planejamento e, inclusive, já contemplam a avaliação do efeito do envelhecimento. Os resultados permitirão melhor entendimento do efeito do envelhecimento em materiais compósitos e a formulação de um modelo completo dos materiais estudados.

5.Referências bibliográficas

Arrhenius, S.A. (1889). "Über die Dissociationswärme und den Einfluß der Temperatur auf den Dissociationsgrad der Elektrolyte", Z. Phys. Chem. 4:96-116.

Ferreira Vieira de Mattos, D.: Effect of moisture on mixed-mode traction-separation relations of a glass/epoxy interface. PhD Dissertation, University of Texas (2017).

Popelar, C. F. and Liechti, K.M. (1997). "Multiaxial Nonlinear Viscoelastic Characterization and Modeling of a Structural Adhesive", J. Engineering Materials and Technology, Transactions of the ASME 119:205-210.

Popelar, C. F. and Liechti, K. M. (2003). "A Distortion-Modified Free Volume Theory for Nonlinear Viscoelastic Behavior", Mechanics of Time-Dependent Materials 7: 89-141.

Tschöegl, N.W., Knauss, W.G. and Emri, I., (2002). "Poisson's Ratio in Linear Viscoelasticity - A Critical Review", Mech. Time-Dependent Mater. 6:3-51.

Williams, M. L., Landel, R.F., and Ferry, J.D. (1955) "The Temperature Dependence of Relaxation Mechanisms in Amorphous Polymers and Other Glass Forming Liquids", J. Am. Chem. Soc. 77:3701-3707.



AVALIAÇÃO DA ESTABILIDADE DINÂMICA DE UM SISTEMA DE ASAS ROTATIVAS

Aluno Marcio Augusto S Buratti
Universidade de Taubaté UNITAU

email tuti-augusto@hotmail.com
curso Engenharia Aeronáutica

Orientador Adolfo Gomes Marto
Divisão ACE-L – Divisão de Aerodinâmica, Controle e Estruturas

email agmarto@gmail.com

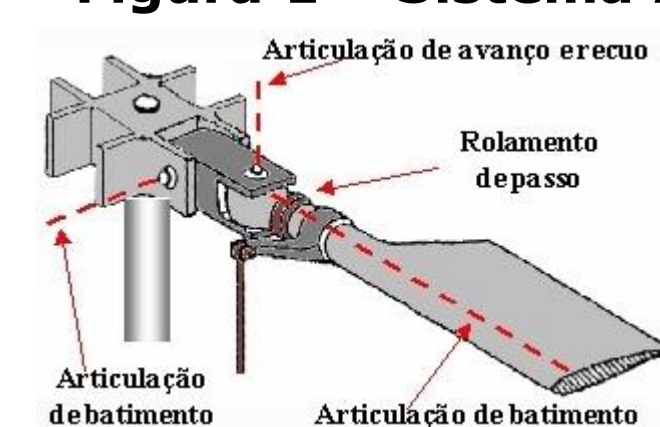
Objetivo

O objetivo deste estudo é avaliar a estabilidade de um sistema de asas rotativas quanto a sensibilidade das rigidezes dos componentes de articulação. Para isso idealizou-se um sistema com três pás de material metálico conectado a um cubo girante por um sistema de articulação. Os parâmetros de rigidez foram alterados e calculou-se a estabilidade do sistema rotativo. Desta forma, é possível avaliar a sensibilidade destas alterações ao se comparar a evolução das frequências dinâmicas em função da rotação imposta.

Metodologia

Para realizar esse estudo foi idealizado um sistema de asas rotativas articulado, que possui articulações para realizar os movimentos de *Flapping*, *Lead lag* e *Pitch* [1] como demonstrado na Fig. 1

Figura 1 – Sistema Articulado



As pás consideradas são de seção constante de alumínio cujas principais dimensões são representada na Tab. 1 e e suas propriedades mecânicas na Tab. 2. sendo a dinâmica girante incorporada ao um cubo, cuja as propriedades cinemáticas são expressas na Tab. 3

| Dimensões da Pá | Comprimento (m) | Corda (m) | espessura (m) |
|-----------------|-----------------|-----------|---------------|
| | 3 | 0,15 | 0,03 |

Tabela 1 – Dimensões da Pá

| Material | E (GPa) | ν | ρ (kg/m³) |
|----------|---------|-----|-----------|
| Alumínio | 70 | 0,3 | 2700 |

Tabela 2 - Propriedades material

| DIMENSOES DO CUBO | Diâmetro (m) | Espessura (m) | Massa (kg) | Ixx (kg m²) | Iyy (kg m²) | Izz (kg m²) |
|-------------------|--------------|---------------|------------|-------------|-------------|-------------|
| | 0,15 | 0,05 | 2,386 | 0,00385 | 0,00385 | 0,00671 |

Tabela 3 – Propriedades do Cubo

Os três sistemas de articulação estão localizados de forma circunscrita ao cubo girante igualmente espaçado. Para verificar a sensibilidade da variação destas rigidezes a dinâmica do sistema rotativo, estas rigidezes são variadas de acordo com a Tab.4 mesma ordem de grandeza utilizada por [2]

| LEAD LAG (Nm/rad) | FLAPPING (Nm/rad) | PITCH (Nm/rad) |
|-------------------|-------------------|----------------|
| 7500 | 4000 | 50 |
| 25000 | 4000 | 50 |
| 10000 | 4000 | 50 |
| 5000 | 2000 | 50 |
| 5000 | 30000 | 50 |

Tabela 4- Rigidezes inseridas em análise

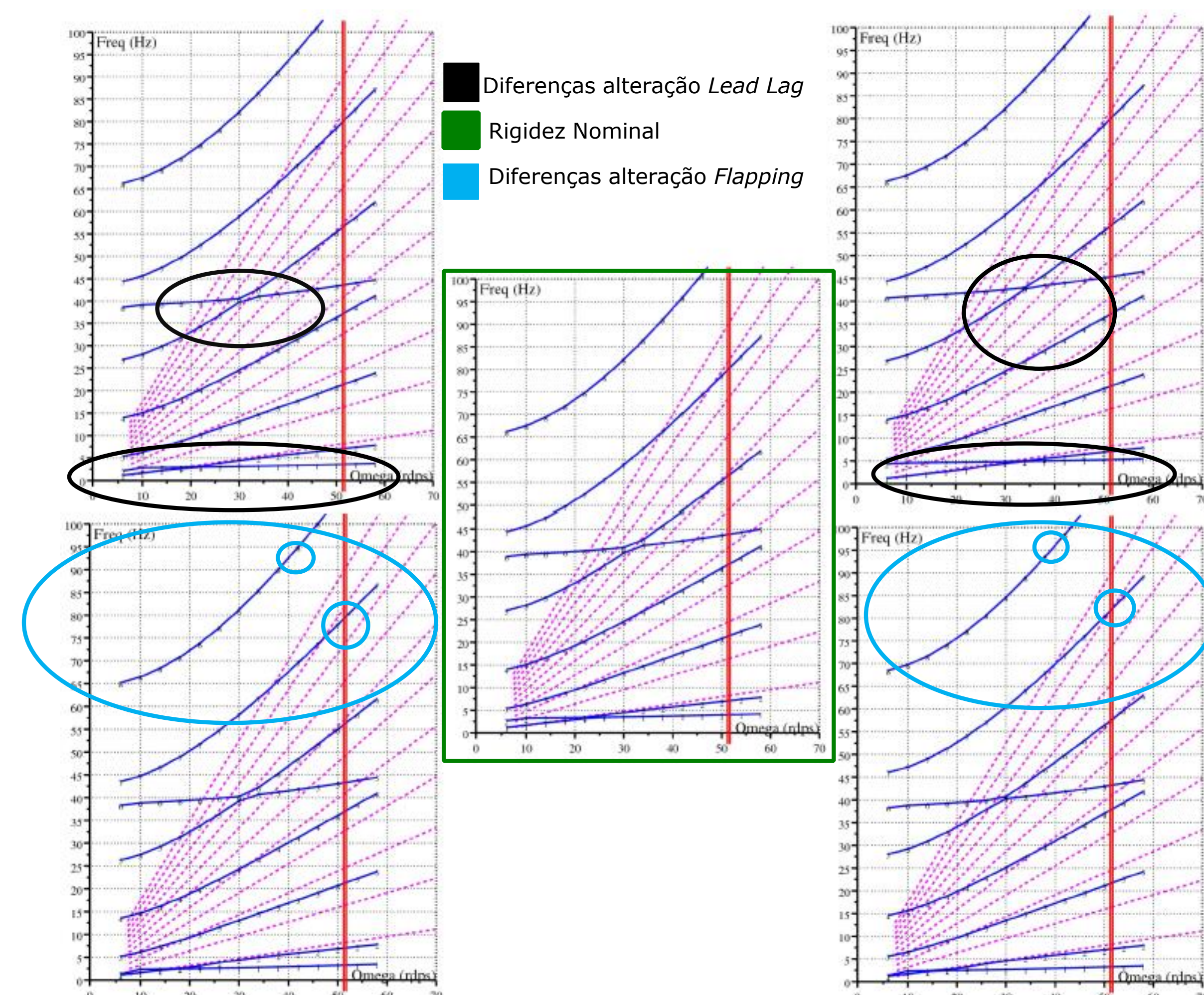
Para realizar a análise foi utilizado o método de elementos finitos [3], e a teoria de vigas de euller bernoulli [4] foi considerada para flexibilidade da pá. O sistema foi analisado sem cargas rotativas utilizando o software FEMAP NASTRAN-NX®, com e sem a inserção de molas e comparados analiticamente [5], e com cargas rotativas utilizando o Programa ROTOR [6], desenvolvido pela ONERA avaliando a evolução doas frequências do sistema dinâmico.

Resultados

| | MODELO SEM MOLA | MODELO COM MOLA RIGIDEZES NOMINAL | ANALITICO |
|----|-----------------|-----------------------------------|-------------|
| 1 | 2,726137 | 0,906489 | 2,741727311 |
| 2 | 16,84499 | 1,508234 | 17,17868392 |
| 3 | 27,10452 | 4,21793 | |
| 4 | 46,56064 | 12,17411 | 48,11279156 |
| 5 | 50,70355 | 38,2124 | |
| 6 | 89,99172 | 59,12737 | |
| 7 | 146,4799 | 78,27827 | |
| 8 | 150,57 | 131,7168 | |
| 9 | 162,0513 | 186,9582 | |
| 10 | 214,3137 | 192,3779 | |

Tabela 5 – Frequências obtidas no modelo sem cargas rotativas em Hz

Figura 2 – Gráficos Frequências naturais x Rotação



Conclusões

Com a imposição de rigidezes diferentes dentro das articulações de *Flapping* e *Lead lag* os modos de flexão e tração da pá são modificados, como pode ser visto nas Figs. 2. Assim sendo pode-se dizer que as modificações das rigidezes afetam significativamente a estabilidade dinâmica de aeronaves de asas rotativas.

Referencias

1. Venkatesan.C **Fundamentals of Helicopter Dynamics**:1. Ed. New York:Editora Taylor e Francis Group,2015
- 2.Stanislawski, Jaroslaw **A comparasion of helicopter main rotor features due to stiffness of rotor blade-hub connection** institute of aviation Warsaw,Poland, 2018
- 3.Cook, R.D **Concepts and applicantions of finite element Analysis**: 2. Ed. New York:Editora John Wiley e Sons,1981
- 4.Beer,P.Ferdinand;et all **Mecânica dos matérias** 5.Ed Porto Alegre: Editora AMGH,2011
- 5.Crayg, R.R.Jr; Kurdila,J.Andrew **Fundamentals of Structural dynamics**:2. Ed. New York:Editora John Wiley e Sons,1981
- 6.PETOT, D. e BESSONE, J **Numerical Calculation of Helicopter Equations and Comparasion with Experiment**. Paper nº 5. Association Aeronautique et Astronautique de France,1992



SIMULAÇÃO DE ESCOAMENTOS COMPRESSÍVEIS TRANSÔNICOS EM GEOMETRIAS AEROESPACIAIS

Pedro Henrique Andrade Souza do Amaral – Pedro_andrade8@hotmail.com
Universidade de Taubaté – UNITAU, Engenharia Aeronáutica

Edson Basso – bassoeb@fab.mil.br
ACE – Subdivisão de Aerodinâmica

INTRODUÇÃO

O uso da Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD do inglês "Computational Fluid Dynamics") para simulações de escoamentos compressíveis em geometrias aeroespaciais tem sua importância para apresentar resultados antes dos ensaios em túnel de vento ou ensaios em voo. Esta metodologia tem por objetivo tentar reduzir os custos destes ensaios, uma vez que várias situações podem ser antecipadas sem a necessidade de se construir modelos de ensaios e depender-se horas de uso de túneis aerodinâmicos, os quais são comumente caros. O CFD é uma ferramenta para resolver numericamente as equações de mecânica dos fluidos.

O aspecto dos escoamentos em tubeiras mais importante que será abordado neste trabalho é a observação do fenômeno de interação entre ondas de choque e camadas limite. Este fenômeno pode levar a instabilidades no escoamento, causando uma variação desigual da pressão ao longo da direção azimutal no interior da tubeira. Estas variações de pressão, por sua vez, podem causar esforços indesejáveis na estrutura, e por isso sua importância na pesquisa.

Para as análises do projeto, foi criado um desenho assistido por computador (CAD, do inglês *Computer Aided Design*), para o molde da tubeira de um foguete, e posteriormente aplicado a malha no molde mostrada na Figura 1.

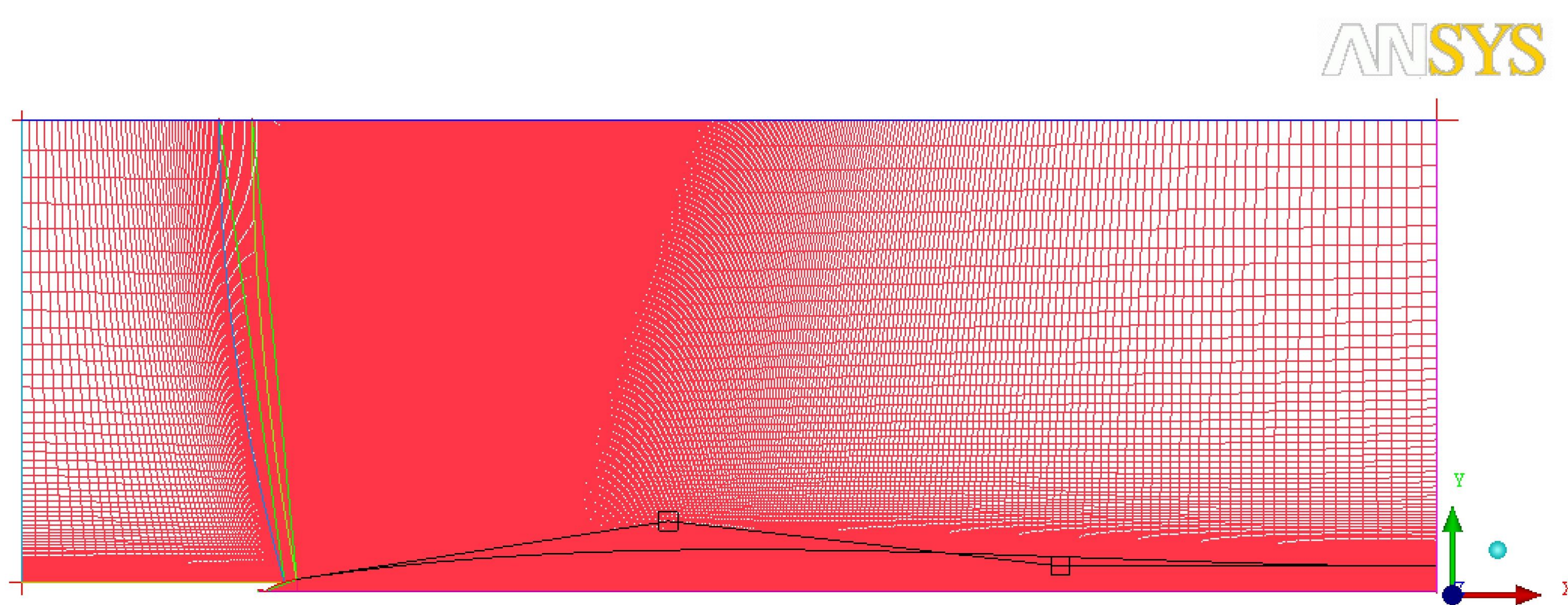


Figura 1 – Malha completa com farfield feita no ICEM.

MATERIAIS E METODOS

Os resultados de CFD se baseiam em resolver, principalmente, as equações de Navier-Stokes para obter os resultados das análises dos fenômenos físicos que lidamos na aerodinâmica, como por exemplo o escoamento de um fluido sobre algum objeto. As equações de Navier-Stokes nos fornecem um modelo teórico da física de escoamentos compressíveis viscosos totalmente abrangente e muito precisa, que pode prever praticamente todos os fenômenos de interesse na aerodinâmica.

Este desenho em CAD foi importado para o *software* ICEM, um programa específico de geração de malhas computacionais destinadas à análises numéricas, onde foi criado a malha ao redor do molde da tubeira em um plano em duas dimensões, mostrada na Figura 2.

A estrutura mostrada pela Figura 3 refere-se a geometria de "blocagens" criada sobre a tubeira para a implementação da malha.

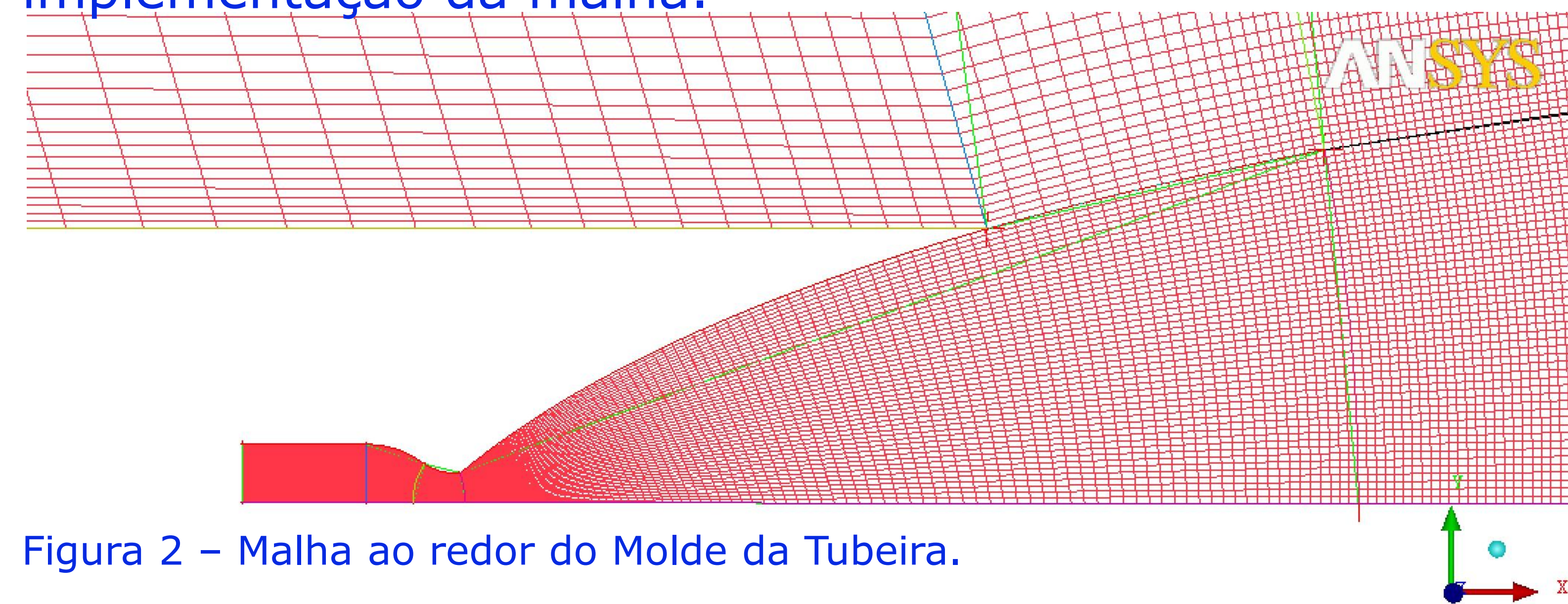


Figura 2 – Malha ao redor do Molde da Tubeira.

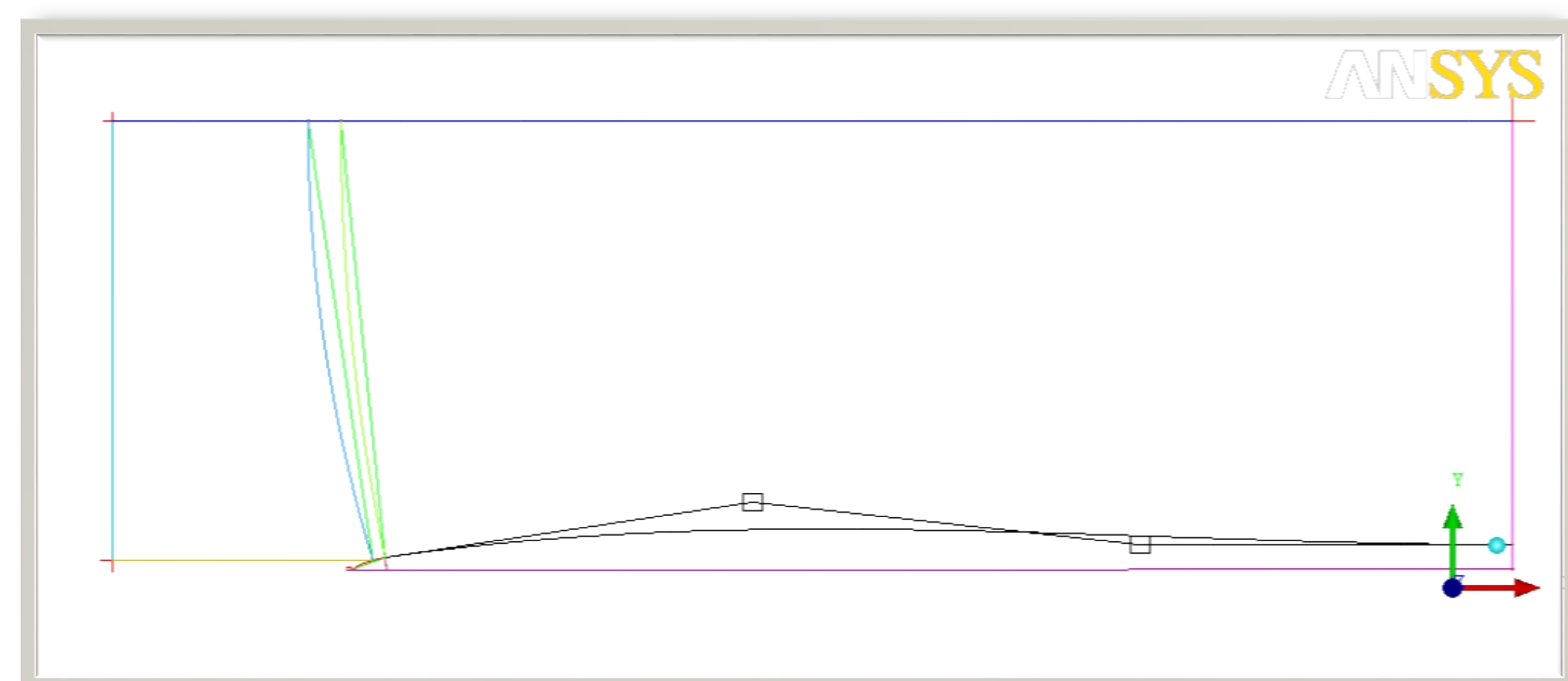


Figura 3 – Geometria de Blocagens Criada sobre a Tubeira.



Modelagem dinâmica do rotor de uma turbobomba de um motor foguete a propelente líquido

Nome da aluna: Sâmela Fernandes Pereira de Lima

Email: samelaflima@hotmail.com

Nome da Universidade: UNITAU

Curso: Engenharia Aeronáutica

Nome do orientador: Carlos d'Andrade Souto

email: carlos.dandrade.souto@gmail.com

Divisão de Integração e Ensaios - IAE

-Objetivo - A maioria dos foguetes lançadores de satélites utiliza motores foguete a propelente líquido. Como o foguete opera em altitudes muito elevadas, tem de carregar seu próprio oxigênio (liquefeito). Por isso precisa levar um tanque de oxidante e um de combustível. A maneira mais simples, porém menos eficiente, de fazer os propelentes saírem dos tanques para entrar na câmara de combustão é pressurizando os tanques. Para se obter motores mais potentes os propelentes tem de ser injetados em pressões mais elevadas na câmara de combustão. Isto é realizado utilizando-se uma bomba de alta capacidade movida por uma turbina a gás chamada de turbobomba. Turbobombas operam a elevadas velocidades angulares (dezenas de milhares de rpm) e sofrem intensas cargas dinâmicas em vôo. Assim sendo, o comportamento dinâmico deste tipo de sistema deve ser avaliado ainda na fase de concepção. Uma análise muito importante visa estimar os deslocamentos transversais do rotor e evitar o contato entre a parte rotativa (rotor) e a parte estacionária que envolve o rotor (estator ou carcaça).

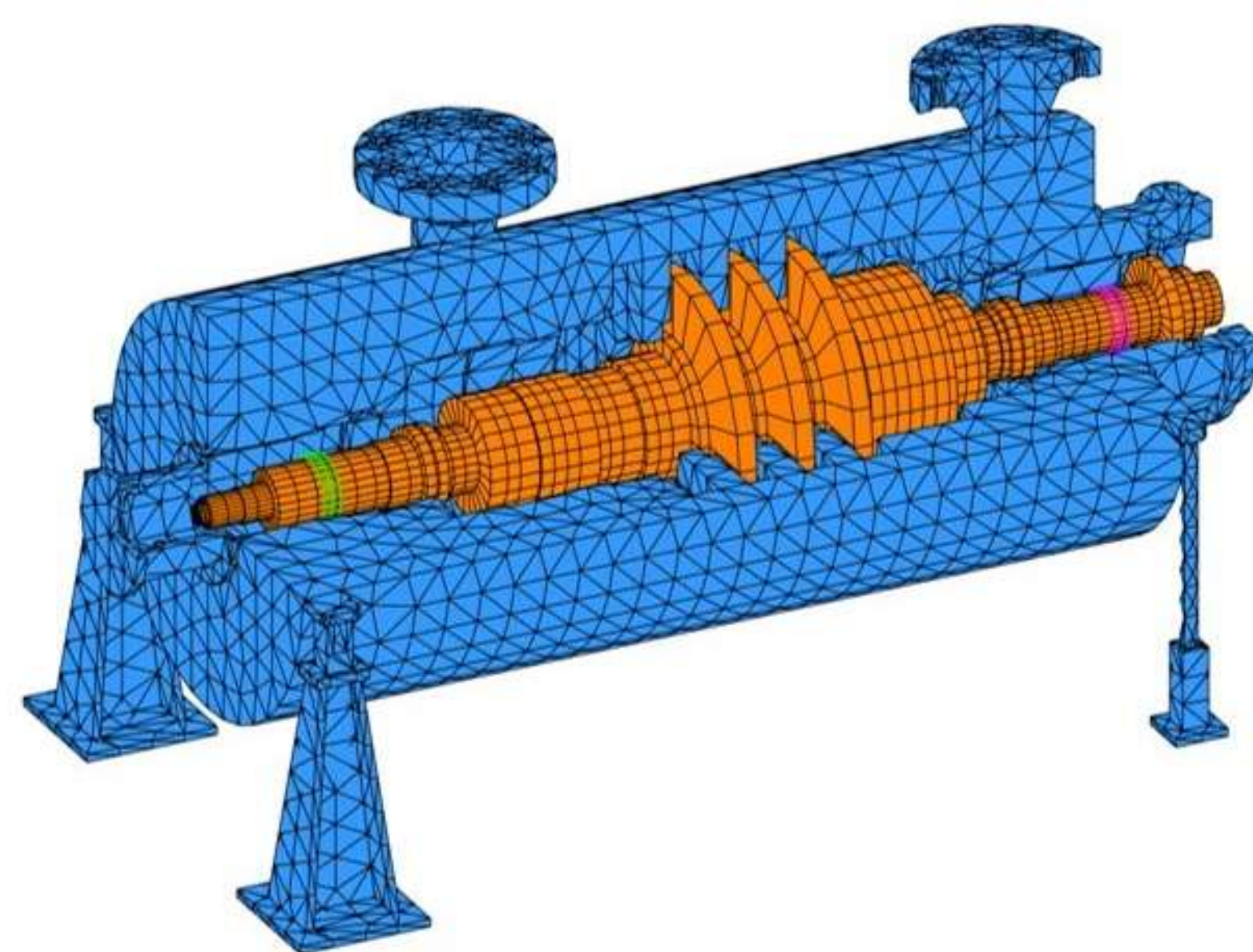


Figura 1: Modelo de elementos finitos de uma máquina rotativa - conjunto rotor (laranja) + estator (azul)

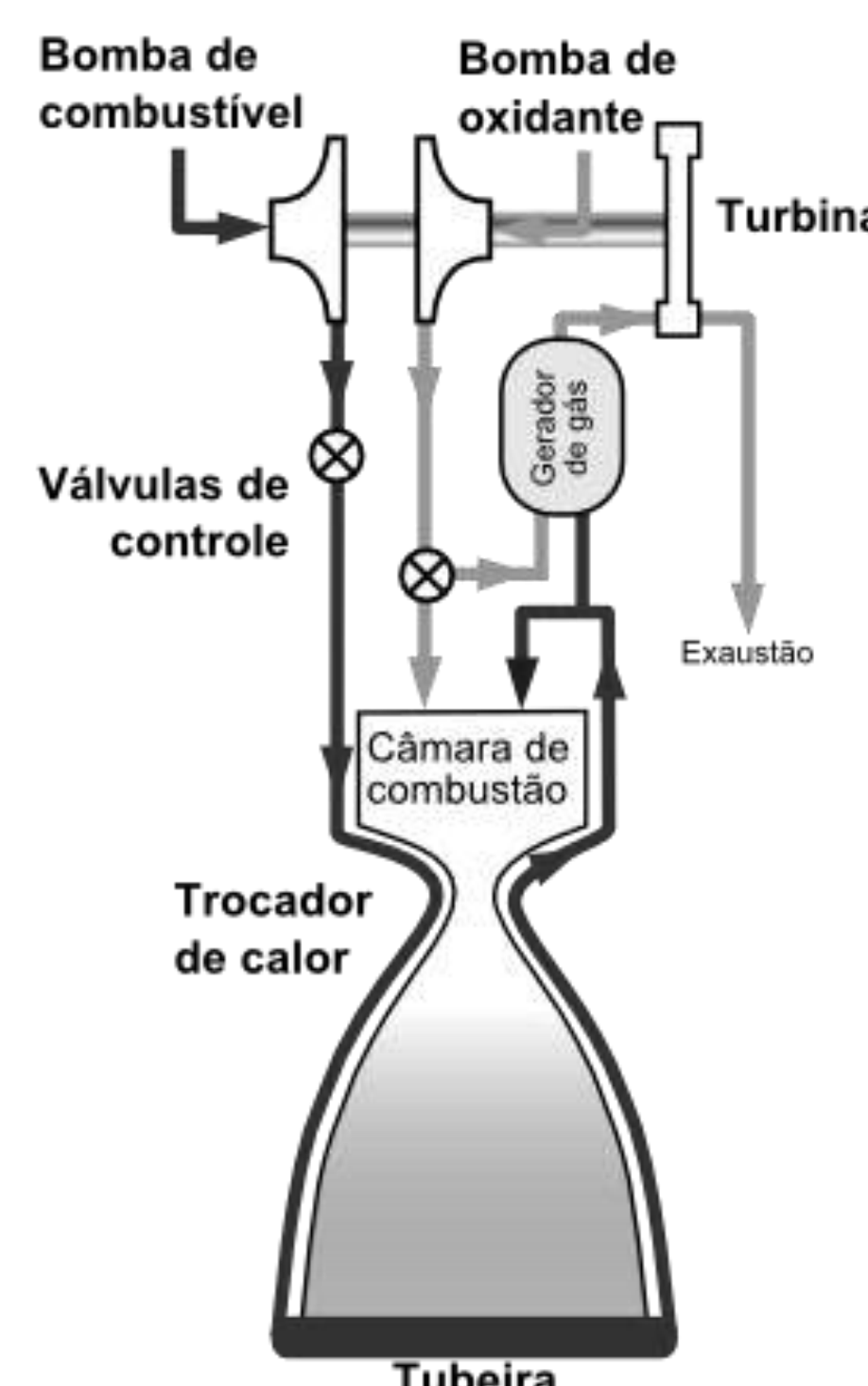


Figura 2: Motor foguete a propelente líquido



Figura 3: Modelo Computacional do Rotor da Turbobomba (3D studio)

-O objetivo deste projeto é desenvolver modelos matemáticos simplificados para analisar os deslocamentos transversais do rotor de uma turbobomba de um motor foguete desenvolvido pelo IAE utilizando rotinas em Octave.

-Metodologia – Está sendo feito o estudo de vibrações utilizando o software de computação numérica Octave.

Além do auxílio do livro “Vibrações Mecânicas” Singeresu Rao, e de notas de aula da disciplina “Métodos computacionais em vibrações e acústica” ministrada pelo orientador na pós-graduação do ITA.

-Resultados - Foram estudados conceitos relativos a: definição de vibrações mecânicas, sistemas não amortecidos e amortecidos de 1 grau de liberdade: vibrações livres e forçadas, sistemas não amortecidos e amortecidos discretos de n graus de liberdade: vibrações livres e forçadas, métodos de resolução de vibrações livres e forçadas de sistemas discretos. Nas próximas etapas, serão estudados fundamentos do método dos elementos finitos e sua aplicação à dinâmica de rotores flexíveis.

-Conclusões – Com apenas dois meses de desenvolvimento temos que os assuntos estudados estão de acordo com o planejamento de estudos do projeto e permitirão concluir o projeto no período de vigência da bolsa.



FORÇAS E MOMENTOS AERODINÂMICOS ATUANTES NO MODELO M5/ONERA/IAE

Aluno: Saulo Vitor Zonfrilli
Universidade de Taubaté

saulozonfrilli@gmail.com
Engenharia Aeronáutica

Orientadora: Maria Luísa Collucci da Costa Reis
ACE-L – Divisão de Aerodinâmica, Controle e Estruturas

marialuisamlccr@fab.mil.br

Objetivo

Neste trabalho descreve-se a análise estatística dos dados de calibração medidos na balança aerodinâmica externa de seis componentes do túnel de vento subsônico TA-2, para a obtenção das forças e momentos aerodinâmicos atuantes no modelo aeronáutico padrão M5/ONERA/IAE, visando a confiabilidade metrológica dos resultados de ensaio no túnel.

Metodologia

Os dados utilizados para a estimativa dos parâmetros da equação de calibração foram obtidos por um processo de aplicação de cargas na balança aerodinâmica fazendo o uso de uma cruz de calibração. A cruz de calibração é um dispositivo que dispõe de braços onde existem hastes e pontos de fixação de cabos para a aplicação de massas de valor conhecido, como apresentado no desenho esquemático da Fig. (1).

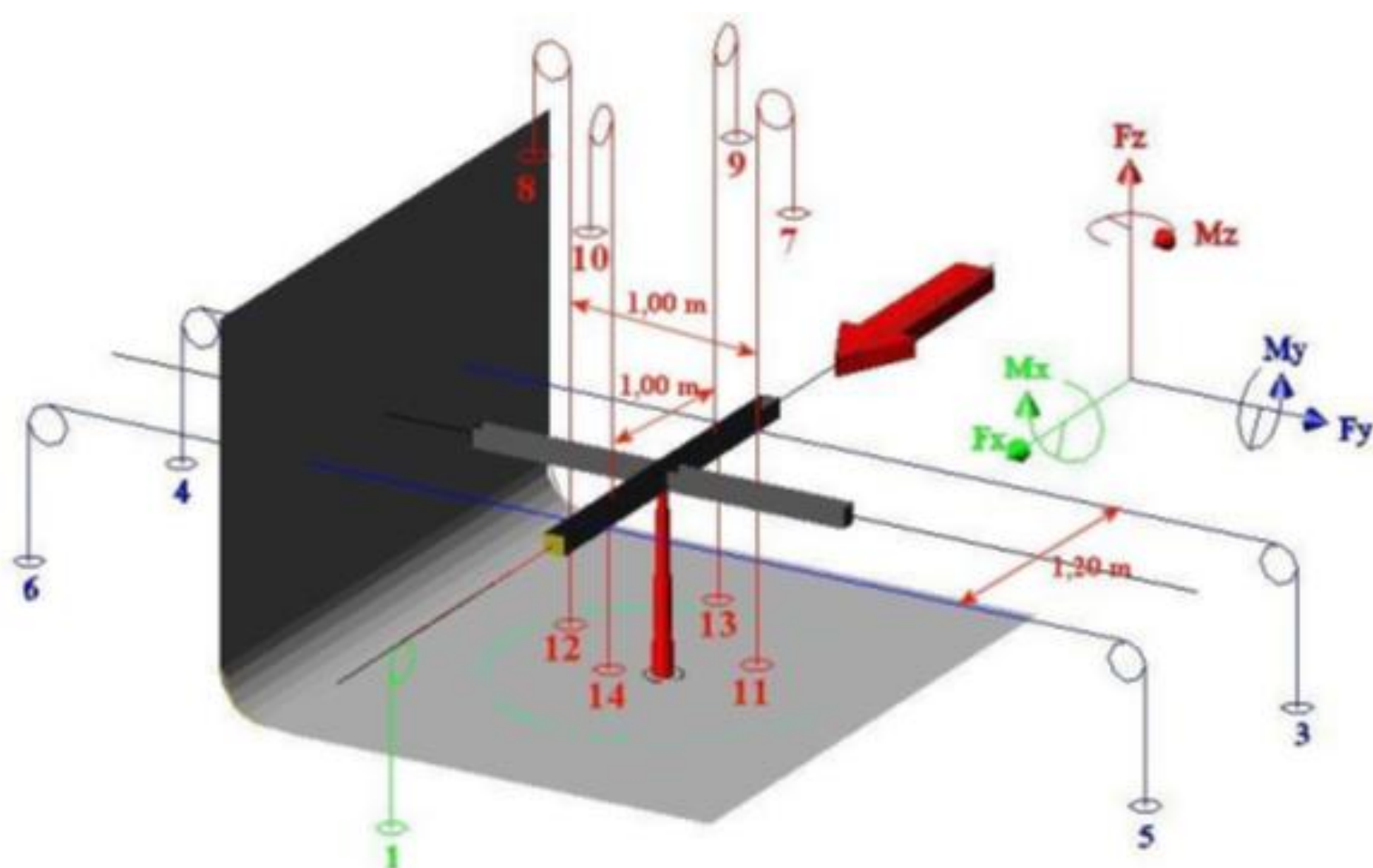


Figura (1): Esquema de montagem da cruz de calibração na seção de ensaios do TA-2 e aplicação de forças e momentos aerodinâmicos.

Do processo de aquisição de dados obteve-se uma planilha composta por 219 linhas e 19 colunas: uma coluna para os ângulos β (ângulo de guinada), seis colunas para forças aplicadas na cruz de calibração (em kgf) e seis colunas para as medições das seis células de carga (em mV). A modelagem matemática da calibração da balança relaciona as forças e momentos aerodinâmicos com as leituras das células de carga a partir da seguinte equação:

$$F_i = a_{i,1} R_1 + a_{i,2} R_2 + a_{i,3} R_3 + a_{i,4} R_4 + a_{i,5} R_5 + a_{i,6} R_6 + a_{i,7} R_1 \sin \beta + a_{i,8} R_1 \cos \beta + a_{i,9} R_2 \sin \beta + a_{i,10} R_2 \cos \beta + a_{i,11} R_3 \sin \beta + a_{i,12} R_3 \cos \beta + a_{i,13} R_4 \sin \beta + a_{i,14} R_4 \cos \beta + a_{i,15} R_5 \sin \beta + a_{i,16} R_5 \cos \beta + a_{i,17} R_6 \sin \beta + a_{i,18} R_6 \cos \beta$$

Equação (1)

Os parâmetros a_i da modelagem matemática são estimados utilizando o Método de Mínimos Quadrados com formalismo de matrizes (Pess at al.,1989).

Resultados

Forma obtidos 39 parâmetros, a_i , e suas incertezas associadas, u_{ai} , para cada um dos seis componentes de forças e momentos aerodinâmicos, F_i , totalizando 234 valores de parâmetros e 234 incertezas (referente a cada coeficiente aerodinâmico), que compõem as seis equações. Na tabela (1) estão apresentados os valores dos parâmetros referentes à força de arrasto, F_1 , força

de sustentação, F_3 , e momento de arfagem F_5 , por serem os componentes mais prontamente analisados na aerodinâmica; porém, a redução de dados englobou os demais componentes. A tabela (2) ressalta as incertezas dominantes.

Tabela (1): Valores dos parâmetros a_i , incerteza u_{ai} , para força de arrasto, F_1 , força de sustentação, F_3 , e momento de arfagem, F_5 .

| i | F_1 | | | F_3 | | | F_5 | | |
|----|----------|----------|--------------|----------|----------|--------------|----------|----------|--------------|
| | a_i | u_{ai} | u_{ai}/a_i | a_i | u_{ai} | u_{ai}/a_i | a_i | u_{ai} | u_{ai}/a_i |
| 1 | 11,04687 | 0,06235 | 0,00564 | -0,52480 | 0,18089 | -0,34469 | 0,17730 | 0,11306 | 0,63767 |
| 2 | -0,00623 | 0,04162 | -6,68204 | 0,05201 | 0,12073 | 2,32110 | -0,11795 | 0,07545 | -0,63969 |
| 3 | 0,02020 | 0,07563 | 3,74406 | 41,45650 | 0,21940 | 0,00529 | -0,06136 | 0,13713 | -2,23476 |
| 4 | -0,21251 | 0,05849 | -0,27525 | 0,39554 | 0,16969 | 0,42900 | -0,28172 | 0,10605 | -0,37645 |
| 5 | -0,00741 | 0,03501 | -4,72476 | -0,04750 | 0,10156 | -2,13804 | 0,32882 | 0,06347 | 0,19303 |
| 6 | -0,02347 | 0,04016 | -1,71128 | 0,10774 | 0,11650 | 1,08133 | -0,06246 | 0,07281 | -1,16574 |
| 7 | 0,00492 | 0,00223 | 0,45345 | -0,00334 | 0,00647 | -1,93581 | 0,00161 | 0,00404 | 2,51577 |
| 8 | -0,00020 | 0,00100 | -4,99178 | 0,00010 | 0,00291 | 29,44072 | 0,00028 | 0,00182 | 6,49607 |
| 9 | 0,00324 | 0,00182 | 0,56359 | -0,00244 | 0,00529 | -2,17129 | 0,01127 | 0,00331 | 0,29342 |
| 10 | 0,00045 | 0,00142 | 3,14748 | 0,00087 | 0,00411 | 4,73555 | 0,00052 | 0,00257 | 4,92848 |
| 11 | -0,00010 | 0,00083 | -8,64591 | 0,00027 | 0,00242 | 8,92041 | 0,00108 | 0,00151 | 1,40317 |
| 12 | -0,00036 | 0,00097 | 2,73246 | -0,00051 | 0,00282 | -5,49435 | 0,00019 | 0,00176 | 9,49648 |
| 13 | -0,00758 | 0,01014 | -1,33813 | 0,00861 | 0,02941 | 3,41747 | 0,16581 | 0,01838 | 0,11085 |
| 14 | -0,38797 | 0,06527 | -0,16822 | 0,69736 | 0,18934 | 0,27151 | -0,24355 | 0,11834 | -0,48589 |
| 15 | -0,00055 | 0,00029 | -0,52229 | 0,00189 | 0,00083 | 0,44009 | -0,00027 | 0,00052 | -1,91671 |
| 16 | -0,00013 | 0,00116 | -9,10742 | 0,00174 | 0,00337 | 1,93904 | 0,00008 | 0,00211 | 28,08593 |
| 17 | 0,00008 | 0,00090 | 11,75401 | 0,00088 | 0,00262 | 2,96640 | 0,00009 | 0,00164 | 17,23220 |
| 18 | 0,00001 | 0,00053 | 35,83938 | 0,00025 | 0,00154 | 6,09701 | 0,00002 | 0,00096 | 48,96964 |
| 19 | -0,00029 | 0,00060 | -2,06570 | 0,00157 | 0,00175 | 1,10976 | -0,00412 | 0,00109 | -0,26487 |
| 20 | -0,00834 | 0,00705 | -0,84466 | 0,01130 | 0,02044 | 1,80831 | -0,01559 | 0,01278 | -0,81953 |
| 21 | 0,00482 | 0,04558 | 9,45652 | -0,00121 | 0,13223 | -109,24975 | 0,22194 | 0,08264 | 0,37236 |
| 22 | 0,00344 | 0,00095 | 0,27570 | -0,00207 | 0,00275 | -1,32990 | 0,00117 | 0,00172 | 1,46864 |
| 23 | -0,00015 | 0,00164 | -10,64577 | -0,00108 | 0,00476 | -4,42037 | 0,00101 | 0,00298 | 2,93404 |
| 24 | 0,00138 | 0,00097 | 0,70154 | -0,00008 | 0,00281 | -34,15924 | 0,00696 | 0,00175 | 0,25190 |
| 25 | -0,00026 | 0,00112 | -4,23793 | 0,00083 | 0,00325 | 3,93110 | -0,00007 | 0,00203 | -30,24301 |
| 26 | 0,04086 | 0,01282 | 0,31371 | -0,05778 | 0,03719 | -0,64369 | 0,46521 | 0,02324 | 0,04996 |
| 27 | 0,03524 | 0,08282 | 2,35055 | -0,19102 | 0,24027 | -1,25783 | 0,02849 | 0,15017 | 5,27182 |
| 28 | -0,00038 | 0,00062 | -1,64969 | 0,00074 | 0,00180 | 2,42268 | -0,00058 | 0,00113 | -1,94598 |
| 29 | 0,00008 | 0,00058 | 7,54779 | -0,00007 | 0,00169 | -25,24323 | 0,00023 | 0,00105 | 4,52771 |
| 30 | 0,00081 | 0,00087 | 1,07603 | 0,00032 | 0,00253 | 7,87464 | 0,00364 | 0,00158 | 0,43368 |
| 31 | -0,01871 | 0,01017 | -0,54372 | 0,09508 | 0,02952 | 0,31046 | 9,16990 | 0,01845 | 0,00201 |
| 32 | 0,22145 | 0,06387 | 0,28841 | -0,41024 | 0,18528 | -0,45164 | 0,43321 | 0,11580 | 0,26731 |
| 33 | 0,00006 | 0,00022 | 3,54875 | 0,00014 | 0,00064 | 4,66080 | -0,00008 | 0,00040 | -0,06822 |
| 34 | 0,00000 | 0,00051 | -512,53687 | 0,00024 | 0,00148 | 6,14057 | 0,00006 | 0,00093 | 16,52112 |
| 35 | -0,01495 | 0,00584 | -0,39089 | 0,02288 | 0,01696 | 0,74095 | -0,06746 | 0,01060 | -0,15710 |
| 36 | 0,01603 | 0,03840 | 2,39568 | 0,06139 | 0,11140 | 1,81478 | 4,49434 | 0,06963 | 0,01549 |
| 37 | -0,00027 | 0,00032 | -1,19462 | 0,00098 | 0,00093 | 0,95137 | -0,00205 | 0,00058 | -0,28418 |
| 38 | -0,00828 | 0,00679 | -0,82017 | 0,02043 | 0,01969 | 0,96414 | 0,02562 | 0,01231 | 0,48036 |
| 39 | 0,02851 | 0,04400 | 1,54328 | -0,07978 | 0,12763 | -1,59975 | 0,07795 | 0,07977 | 1,02335 |

Tabela (2): Análise da incerteza dominante u_{ai}/a_i , para cada componente de força e momento aerodinâmico.

| Componente | i | a_i | u_{ai} | u_{ai}/a_i |
|------------|----|-----------|----------|--------------|
| F_1 | 34 | -9,98E-07 | 5,11E-04 | -5,13E+02 |
| F_2 | 11 | -1,92E-04 | 3,23E-03 | -1,68E+01 |
| F_3 | 21 | -1,21E-03 | 1,32E-01 | -1,09E+02 |
| F_4 | 30 | -4,08E-05 | 1,08E-03 | -2,65E+01 |
| F_5 | 18 | 1,96E-05 | 9,61E-04 | 4,90E+01 |
| F_6 | 7 | 8,40E-05 | 5,71E-03 | 6,80E+01 |

Conclusões

Curvas de calibração para as três forças e os três momentos aerodinâmicos foram disponibilizadas para os ensaios de modelos no túnel de vento subsônico TA-2 para o uso da balança externa multicomponente. A redução de dados revelou que as maiores contribuições de incerteza estão relacionadas aos parâmetros da força de arrasto e da força de sustentação.

Referências

- 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: 11 jul. 2019.
- PRESS, W. H.; FLANNERY, B. P.; TEUKOLSKY, S. A.; VETTERLING, W. T. Numerical Recipes in Pascal – The Art of Scientific Computing, Cambridge University Press 1989.
- REIS, M. L. C. C.; DAHER, M. C. C. A.; SOUZA, M. S.; SANTOS, R. R. Aerodynamic Loads Acting on the M5/ONERA/IAE Aeronautical Standard Model. In: Joint IMEKO TC1-TC7-TC13-T18 Symposium 2019, St. Petesburg, Russia. **Collected Summaries**. St. Petesburg: IMEKO, 2019. p. 22-23.