

INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA



Pedro Kuntz Puglia

CARACTERIZAÇÃO DE SISTEMA DE PROPULSÃO A GÁS FRIO COM VETORIZAÇÃO DE EMPUXO

Iniciação científica
2023

Curso de Engenharia Aeroespacial

Pedro Kuntz Puglia

**CARACTERIZAÇÃO DE SISTEMA DE PROPULSÃO A
GÁS FRIO COM VETORIZAÇÃO DE EMPUXO**

Orientador

Prof. Dr. Leonardo Gouvêa (ITA)

Coorientador

Prof. Dr. Maurício Morales (ITA)

ENGENHERIA AEROESPACIAL

SÃO JOSÉ DOS CAMPOS
INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

2023

Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)
Divisão de Informação e Documentação

Puglia, Pedro Kuntz
Caracterização de sistema de propulsão a gás frio com vetorialização de empuxo / Pedro Kuntz
Puglia.
São José dos Campos, 2023.
44f.

Iniciação científica – Curso de Engenharia Aeroespacial– Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2023. Orientador: Prof. Dr. Leonardo Gouvêa. Coorientador: Prof. Dr. Maurício Morales.

1. Propulsão. 2. Gás Frio. 3. Vetorização de empuxo. I. Instituto Tecnológico de Aeronáutica.
II. Título.

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

PUGLIA, Pedro Kuntz. Caracterização de sistema de propulsão a gás frio com vetorialização de empuxo. 2023. 44f. Iniciação Científica – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME DO AUTOR: Pedro Kuntz Puglia

TÍTULO DO TRABALHO: Caracterização de sistema de propulsão a gás frio com vetorialização de empuxo.

TIPO DO TRABALHO/ANO: Iniciação científica / 2023

É concedida ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica permissão para reproduzir cópias desta iniciação científica e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte desta iniciação científica pode ser reproduzida sem a autorização do autor.

Pedro Kuntz Puglia
Rua H8C, Ap. 303
12.228- 462 – São José dos Campos- SP

CARACTERIZAÇÃO DE SISTEMA DE PROPULSÃO A GÁS FRIO COM VETORIZAÇÃO DE EMPUXO

Essa publicação foi aceita como Relatório Final de Iniciação científica

Pedro Kuntz Puglia

Autor

Leonardo Gouvêa (ITA)

Orientador

Maurício Morales (ITA)

Coorientador

Profa. Dra. Cristiane Martins
Coordenadora do Curso de Engenharia Aeroespacial

São José dos Campos, 11 de julho de 2023.

A todos que algum dia contribuíram ou
contribuirão à ciência brasileira

Agradecimentos

Agradeço ao professor Leonardo Gouvêa por, certo dia falando sobre qualquer coisa, levantar a possibilidade deste trabalho, e por auxiliar no que é necessário auxílio e dar liberdade no que é necessário liberdade.

Agradeço também ao João Vitor Baldo e Arthur Zoppi, que acompanharam todas as minhas impressões 3D no Laboratório Aberto do CCM-ITA, sempre dando dicas e sugestões que iam além do esperado deles. Obrigado por transformar impressões problemáticas e fracassadas em momentos de descontração e aprendizado sobre mundo real.

Agradeço por fim a toda a equipe do Laboratório Feng, que foi recrutada por acaso no meio do caminho para minha iniciação científica. Agradeço ao Prof. Dr. Tiago Barbosa, que permitiu o uso do laboratório, e ao professor André Fernando de Castro, que certo dia por acaso resolveu (quase) todos os problemas experimentais do meu trabalho comigo. Agradeço especialmente aos técnicos Newton, que me auxiliou com toda a montagem mecânica do experimento, e Wilson, que me acompanhou pelas várias horas de montagem e calibração.

Por fim agradeço à minha família, que sempre me incentivou, e aos meus amigos de ITA e H8, que inúmeras vezes me ouviram falar detalhadamente sobre os problemas deste trabalho.

"Pointy end up, flamey end down."

— TIM DODD, EVERYDAY ASTRONAUT

Resumo

Este trabalho apresenta o processo de desenvolvimento e caracterização de um sistema de vetorização de empuxo com motor a gás frio. O motor tem como requisito empuxo de 2 N e 5 bar de pressão de câmara. O método de vetorização escolhido para teste foi o de *jet vane*. O motor construído apresentou divergências pequenas com os requisitos, tendo um impulso específico de 46,6 s. Este motor foi montado em um mecanismo de controle da lâmina deflectora e esta montagem foi acoplada a uma balança de três componentes para caracterização das forças e momentos gerados. Como resultado final, obtiveram-se as derivadas de controle de força lateral e momento. Por fim, apresentaram-se os problemas metodológicos encontrados e *trade-offs* de engenharia identificados para o sistema.

Abstract

This work presents the development and characterization process of a cold gas thruster vectorization system. The motor is required to have a thrust of 2 N and a chamber pressure of 5 bar. The chosen vectorization method for testing was the jet vane. The constructed motor had slight deviations from the requirements, with a specific impulse of 46.6 s. This motor was mounted on a control mechanism of the deflecting blade, and this assembly was coupled to a three-component scale for force and moment characterization. As a final result, the control derivatives for lateral force and moment were obtained. Finally, the methodological issues encountered and engineering trade-offs identified for the system were presented.

Lista de Figuras

FIGURA 1.1 – Exemplos de sistemas com empuxo vetorial.	14
FIGURA 1.2 – Tipos diferentes de ondas de choque que podem se estabelecer no bordo de ataque de um corpo imerso em escoamento supersônico: colado e descolado.	17
FIGURA 1.3 – Diagrama de placa plana em escoamento supersônico em pequenos ângulos	17
FIGURA 2.1 – Bancada de teste de empuxo usada para a validação do projeto do motor.	21
FIGURA 2.2 – Balança aerodinâmica utilizada para o experimento.	23
FIGURA 2.3 – Configuração do pré-carregamento da balança de três componentes.	24
FIGURA 2.4 – Montagem do sistema de vetorização de empuxo na balança de três componentes	25
FIGURA 2.5 – Diagrama esquemático da balança de três componentes.	26
FIGURA 3.1 – Perfil interno do motor projetado.	27
FIGURA 3.2 – Geometria tridimensional do motor projetado.	28
FIGURA 3.3 – Empuxo em função de pressão de câmara estática.	29
FIGURA 3.4 – Renderizações do sistema de vetorização de empuxo.	30
FIGURA 3.5 – Vista lateral do sistema de <i>jet vanes</i> impresso e montado.	31
FIGURA 3.6 – Curvas de calibração dos componentes da balança.	33
FIGURA 3.7 – Medidas de empuxo sem lâmina deflectora.	34
FIGURA 3.8 – Curvas de força longitudinal, força transversal e momento medidas para as varreduras de deflexão.	35

Lista de Tabelas

TABELA 2.1 – Requisitos propulsivos e geométricos para o motor.	20
TABELA 2.2 – Descrição dos periféricos usados nos testes de validação do motor desenvolvido.	21
TABELA 3.1 – Parâmetros de projeto referentes ao sistema de vetorização de empuxo.	37

Listas de Símbolos

F	Empuxo propulsivo
\dot{m}	Vazão mássica
v_e	Velocidade de exaustão média
p_c	Pressão de câmara
p_e	Pressão de saída média
p_{amb}	Pressão ambiente
A_c	Área da seção transversal da câmara
A_e	Área da seção transversal da saída da tubeira
A_t	Área da seção transversal da garganta
ε	Razão de expansão
I_{sp}	Impulso específico
C_F	Coeficiente de empuxo
C^*	Velocidade característica
F_x	Força horizontal, transversal ao motor foguete
F_y	Força vertical, na direção do empuxo propulsivo
M	Torque resultante
δ	Deflexão da lâmina (<i>jet vane</i>)
$F_{x\delta}$	Derivada da força lateral em relação à deflexão da lâmina
M_δ	Derivada de momento em relação à deflexão da lâmina

Sumário

1 INTRODUÇÃO	13
1.1 Contexto histórico e motivação	13
1.2 Introdução Teórica	14
1.3 Objetivos	18
2 METODOLOGIA	19
2.1 Projeto do motor	19
2.2 Validação do projeto do motor	21
2.3 Projeto do sistema de <i>jet vanes</i>	22
2.4 Caracterização do sistema em balança de três componentes	22
3 RESULTADOS E DISCUSSÃO	27
3.1 Projeto do motor	27
3.2 Validação do projeto do motor	29
3.3 Projeto do sistema de <i>jet vanes</i>	30
3.4 Caracterização do sistema em balança de três componentes	31
3.5 Discussão sobre a metodologia	36
4 CONCLUSÃO	39
REFERÊNCIAS	40
APÊNDICE A – HISTÓRICO DE DESENVOLVIMENTO DO MOTOR FOGUETE	41

1 INTRODUÇÃO

1.1 Contexto histórico e motivação

A tecnologia de controle de vtorização de empuxo (ou TVC, do inglês *thrust vector control*) é chave para o setor aeroespacial, pois permite aproveitar o empuxo gerado pelo motor-foguete para aplicar um comando de atitude ao veículo. É uma tecnologia desenvolvida desde os primórdios da tecnologia de foguetes, com o míssil V2 sendo um marco notável no histórico do empuxo vetorial e dos foguetes. Este sistema, exibido na figura 1.1a, utilizava lâminas de grafite (*jet vanes*) inseridas na exaustão do motor principal para direcionar o escoamento de gases e produzir uma força lateral capaz de direcionar o míssil (V2ROCKET, 2023).

Outros sistemas de vtorização de empuxo foram desenvolvidos após a Segunda Guerra Mundial, tanto para aplicações militares como para lançadores de satélites, cada uma com seus *trade-offs* de engenharia. Uma alternativa de alto desempenho e alta complexidade mecânica muito comum atualmente é a articulação esférica, ou *gimbal*, da tubeira do motor. Um sistema *gimbal*, do motor RS-25 desenvolvido para o ônibus espacial e reaproveitado para o programa Artemis, é exibido em ação na figura 1.1b.

Os sistemas de vtorização de empuxo são fundamentais para a estabilidade e para o seguimento de trajetória dos foguetes. Defeitos de manufatura podem introduzir desalinhamentos angulares e lineares de empuxo, que devem ser compensados pelo sistema de controle de empuxo vetorial. Também são fundamentais para o controle dos veículos em baixas velocidades, regime no qual aletas fornecem pouca ou nenhuma autoridade sobre o veículo, permitindo que se elimine a necessidade de trilhos de lançamento. Naturalmente, também funcionam no vácuo espacial. Este trabalho busca, portanto, iniciar uma linha de pesquisa brasileira sobre o assunto.

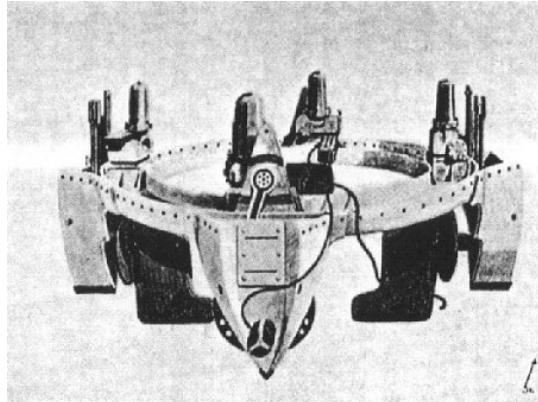
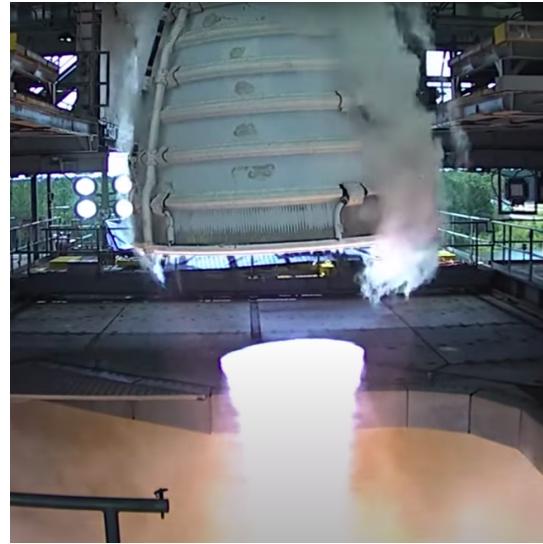
(a) Sistema de *jet vanes* do míssil V2 (V2ROCKET, 2023).(b) Sistema de *gimbal* do motor RS-25 do foguete Artemis (VIDEOFROMSPACE, 2023).

FIGURA 1.1 – Exemplos de sistemas com empuxo vetorial.

1.2 Introdução Teórica

A propulsão de motores-foguete é baseada na força de reação gerada pela aceleração de uma massa em um sentido oposto ao sentido desejado da força propulsiva. Tecnologicamente, este conceito é implementado com o uso de escoamentos de fluidos compressíveis, acelerados por diferenças de pressão presentes no sistema. Do ponto de vista da engenharia aeroespacial, faz-se necessário conhecer algumas métricas de eficiência que possam ser aplicadas em um projeto. Assim, a propulsão é uma área derivada da mecânica, termodinâmica e engenharia.

No vácuo, a força propulsiva, ou empuxo, é uma função do fluxo mássico do sistema e da velocidade de ejeção de propelente (derivada diretamente da segunda lei de Newton). Para sistemas propulsivos em uma atmosfera, deve ser adicionado um termo corretivo referente à diferença de pressão entre a atmosfera e o escoamento ejetado. Assim, o empuxo pode ser dado, em primeira aproximação, por (SUTTON; BIBLARZ, 2001):

$$F = \dot{m}v_e + (p_e - p_{\text{amb}})A_e \quad (1.1)$$

onde F é a força propulsiva, \dot{m} é o fluxo mássico de propelente, v_e é a velocidade de exaustão do propelente, relativa ao veículo, p_e é a pressão local na saída da tubeira, A_e é a área de saída da tubeira e p_{amb} é a pressão ambiente. Observa-se que a equação 1.1 assume valores médios para a seção da saída tubeira.

A razão de expansão é um parâmetro geométrico de um sistema propulsivo, dado por

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} \quad (1.2)$$

onde A_e é a área da saída da tubeira e A_t é a área da seção transversal da garganta. Após a garganta, o escoamento está supersônico, e deverá ser acelerado por um aumento da área da seção transversal da tubeira (ANDERSON J.D., 2010). Assim, a razão de expansão influencia diretamente a velocidade de saída do propelente, descrevendo quanta energia interna (pressão e temperatura) do propelente foi convertida em energia cinética. Razões de expansão maiores implicam em maiores velocidades de saída v_e . No entanto, para motores que operam em uma atmosfera, deve-se atentar também para o fato de que p_e depende da razão de expansão. Se a razão de expansão for grande demais, haverá uma grande perda de empuxo devido ao segundo termo da equação 1.1 e, em casos mais graves, descolamento do fluxo e vibrações estruturais intensas. Assim, busca-se otimizar a razão de expansão para uma condição específica de pressão ambiente.

Um parâmetro de desempenho usado para comparar a eficiência mássica do sistema propulsivo é o impulso específico. Ele mede o impulso imprimido ao veículo por peso de propelente ou, analogamente (supondo regime estacionário), a força gerada por vazão de peso de propelente (SUTTON; BIBLARZ, 2001):

$$I_{sp} = \frac{\int_0^T F dt}{g_0 \int_0^T \dot{m} dt} = \frac{F}{g_0 \dot{m}} \quad (1.3)$$

onde $g_0 = 9,80665 \text{ m s}^{-2}$ (CGPM, 1901). Este fator g_0 , a gravidade padrão, foi introduzido para permitir que a unidade do impulso específico seja s , permitindo a fácil comunicação de valores de impulso específico entre instituições que usam o sistema métrico e o sistema imperial. Assim, sistemas propulsivos muito energéticos e eficientes terão, de modo geral, impulso específico alto, pois conseguem imprimir altas velocidades à massa de reação. Inversamente, sistemas pouco energéticos, como os de gás frio, terão impulsos específicos baixos.

Outro parâmetro útil é o coeficiente de empuxo C_F . Ele mede a amplificação de empuxo advinda da expansão do escoamento supersônico na tubeira do foguete. Ou seja, ele mede a razão entre o empuxo real do sistema e a força que seria obtida aplicando-se a pressão de câmara na área da garganta (SUTTON; BIBLARZ, 2001):

$$C_F = \frac{F}{p_c A_t} \quad (1.4)$$

Se o coeficiente de empuxo mede a eficiência da tubeira, a velocidade característica C^* mede a eficiência do conjunto câmara e propelente. A velocidade característica é dada

por (SUTTON; BIBLARZ, 2001):

$$C^* = \frac{p_c A_t}{\dot{m}} \quad (1.5)$$

A partir das equações 1.4 e 1.5 é possível deduzir uma relação muito útil para projeto, que permite o cálculo fácil da vazão mássica necessária:

$$\dot{m} = \frac{F}{C^* C_F} \quad (1.6)$$

As relações dadas anteriormente assumem que o escoamento está estagnado na câmara de empuxo. Na prática, buscam-se razões $\frac{A_c}{A_t} \gg 1$ para satisfazer esta hipótese. A literatura recomenda valores mínimos de 4 ou 6 (SUTTON; BIBLARZ, 2001).

A termodinâmica é capaz de fornecer expressões analíticas para todas as grandezas apresentadas aqui, supondo-se gás perfeito, ausência de reação química e escoamento quasi-unidimensional. No entanto, para uma análise química e termodinâmica mais precisa, busca-se o software CEA NASA (NASA, 2023), que calcula dos parâmetros propulsivos a partir de certas condições de operação e entradas termodinâmicas do propelente. Com este software, é possível calcular os valores de C_F e C^* para um sistema propulsivo com hipóteses menos rígidas que as exigidas pela teoria de escoamento quasi-unidimensional. Este software foi usado a partir de uma interface programática (TAYLOR, 2023).

O sistema de *jet vanes* escolhido para este trabalho consiste na imersão de uma lâmina em escoamento supersônico, de modo que formar-se-ão ondas de choque próximas ao bordo de ataque da lâmina. Para escoamentos tridimensionais não uniformes e assimétricos, ou seja, o caso de uma lâmina deflectora imersa na exaustão de uma tubeira de foguete, analisar as ondas de choque e expansão formadas torna-se extremamente complicado. No entanto, é possível apresentar alguns resultados obtidos da literatura para casos mais simples, mas ainda relevantes.

Primeiramente, observa-se que a natureza das ondas de choque é bastante dependente da geometria do bordo de ataque do corpo em questão. A figura 1.2 (DYKE, 1982) mostra um caso de choque colado em uma cunha fina e um caso de choque descolado em uma esfera (corpo rombudo). Para corpos de espessura finita, estas ondas sempre vão existir, mas serão tão mais fortes quanto mais rombudo o corpo for. As ondas de choque são responsáveis pelo *arrasto de onda*, uma forma de arrasto não-viscoso que se apresenta em escoamentos supersônicos. No caso de lâminas deflectoras, esse arrasto atuará no sentido de diminuir a força propulsiva gerada pelo sistema como um todo.

Para placas infinitamente planas em ângulos pequenos, imersas em escoamentos supersônicos uniformes e estacionários, situação ilustrada na figura 1.3, é possível encontrar equações analíticas para a sustentação L (força perpendicular ao escoamento) e para o arrasto D (paralelo ao escoamento), em função da área da superfície S , do ângulo de

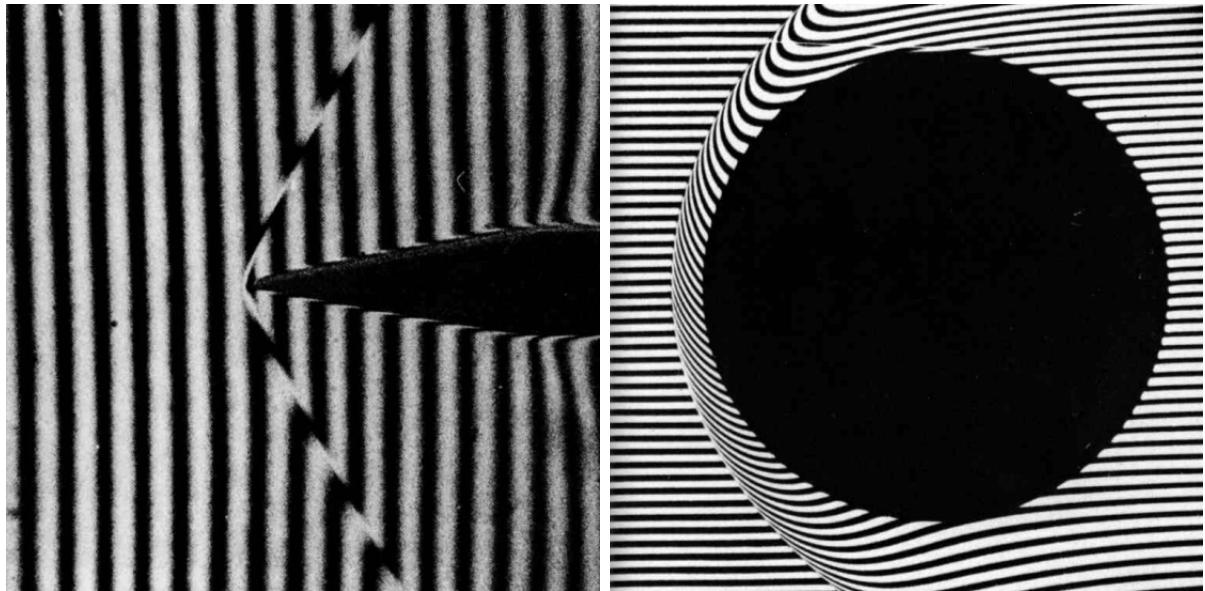


FIGURA 1.2 – Tipos diferentes de ondas de choque que podem se estabelecer no bordo de ataque de um corpo imerso em escoamento supersônico: colado e descolado.

ataque α e da densidade, velocidade e número de Mach do escoamento não perturbado (ρ_∞ , V_∞ e M_∞) (ANDERSON J.D., 2010):

$$L = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S \frac{4\alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \quad (1.7)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S \frac{4\alpha^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \quad (1.8)$$

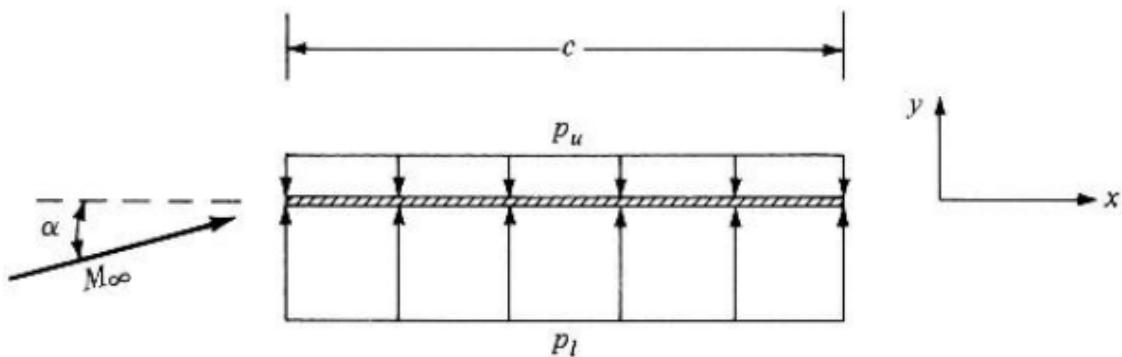


FIGURA 1.3 – Diagrama de placa plana em escoamento supersônico em pequenos ângulos

Dessa forma, na prática espera-se que a força lateral (análoga à sustentação) gerada pela lâmina deflectora seja proporcional à sua deflexão, e que o arrasto da lâmina seja não nulo para deflexão nula (devido à espessura não nula) e que este aumente quadraticamente com a deflexão.

Para aplicações de controle, é comum modelar a dinâmica do sistema como um modelo

de espaço de estados linear invariante no tempo (ASTROM; MURRAY, 2008):

$$\dot{\mathbf{x}} = A\mathbf{x} + B\mathbf{u} \quad (1.9)$$

$$\mathbf{y} = C\mathbf{x} + D\mathbf{u} \quad (1.10)$$

onde \mathbf{x} é o vetor de estado do sistema, u é o vetor de entradas e \mathbf{y} é o vetor de saídas. A , B , C e D são, respectivamente, as matrizes de dinâmica, controle, sensor e direta. A vetorização de empuxo é uma opção de sistema de controle para veículos aeroespaciais, de modo que ela constitui uma forma de entrada para o sistema. Sendo assim, é necessário caracterizar o vetor \mathbf{u} e a matriz B referentes ao sistema de controle.

A vetorização de empuxo inclui no vetor de entradas de um sistema a posição de lâmina deflectora δ . Sua influência sobre o sistema, sob hipótese de linearidade, justificada pela equação 1.7, depende, dentre outros fatores específicos da aplicação, das *derivadas de controle* de força lateral e momento:

$$F_{x\delta} = \frac{dF_x}{\delta} \quad (1.11)$$

$$M_\delta = \frac{dM}{\delta} \quad (1.12)$$

1.3 Objetivos

Este trabalho buscou caracterizar as derivadas de controle de um sistema de vetorização de empuxo. Como objetivos intermediários, foram estabelecidos o desenvolvimento de um motor foguete a gás frio de pequena escala (2–5 N), o desenvolvimento de um sistema de vetorização de empuxo baseado em lâmina deflectora (*jet vane*), a caracterização empírica das forças geradas pelo sistema, bem como a identificação de parâmetros de projeto e *trade-offs* de engenharia relacionado à vetorização de empuxo.

2 METODOLOGIA

O trabalho foi iniciado com o projeto do motor a gás frio. A seguir, este motor foi validado experimentalmente em uma bancada de teste de empuxo. Com o sistema propulsivo pronto, projetou-se o sistema de *jet vanes*. Por fim, este sistema foi aferido em uma balança de três componentes para medição do empuxo e força lateral gerada pelo sistema. Todos os artefatos computacionais gerados ao longo do trabalho estão disponíveis no Github.

2.1 Projeto do motor

O projeto do motor foi feito de maneira programática e iterativa, assegurando fácil reprodução dos resultados obtidos e automação do fluxo de dados. A linguagem de programação Julia (BEZANSON *et al.*, 2017) foi utilizada para o projeto. Nesta seção, serão apresentados os dados referentes à última versão do motor. Para um histórico do desenvolvimento do motor, consultar o apêndice A.

A tabela 2.1 mostra os requisitos propulsivos, codificados PRP-*N*, e geométricos, codificados GMT-*N*, levantados para o motor. Os requisitos PRP-1 e PRP-2 foram propostos com base nos sistemas de fornecimento de ar disponíveis e na escala desejada do motor. Já a temperatura do propelente, requisito PRP-2, é baseada na temperatura ambiente, e permite a utilização de *jet vanes* feitas de materiais simples. Com base nestes requisitos, um sistema monopropelente a ar foi proposto. Os requisitos GMT-1 e GMT-2 foram especificados com base na necessidade de haver estagnação na câmara de empuxo (seção 1.2) e na necessidade de fácil manipulação, manufatura e conexão com mangueiras de alimentação e aferição. Já os requisitos GMT-3 e GMT-4 buscam propiciar um escoamento com alto paralelismo na região da tubeira, assim como facilitar a manufatura.

A partir destes requisitos, o software CEA NASA (NASA, 2023) foi utilizado com uma interface programática (TAYLOR, 2023) para calcular os parâmetros propulsivos (ε , C^* e C_f) do sistema com pressão ambiente $P_{amb} = 100kPa$. Com estes coeficientes, pode-se aplicar as relações 1.2 e 1.4 descritas na seção 1.2 para calcular as áreas de saída A_e , de garganta A_t . A área de câmara, A_C , foi calculada diretamente a partir do requisito

Código	Variável	Grandeza	Valor
PRP-1	p_c	Pressão de câmara	500 kPa
PRP-2	F	Empuxo	2 N
PRP-3	T_{prop}	Temperatura do propelente	298, 15 K
GMT-1	$r_{c,min}$	Raio de câmara mínimo	15 mm
GMT-2	L_c	Comprimento de câmara	30 mm
GMT-3	α_{conv}	Semi-ângulo do convergente	30°
GMT-4	α_{div}	Semi-ângulo do divergente	5°

TABELA 2.1 – Requisitos propulsivos e geométricos para o motor.

GMT-1.

Os três coeficientes propulsivos calculados também foram utilizados para estimar o fluxo mássico de propelente \dot{m} , e este, para estimar a velocidade do propelente na mangueira de alimentação, v_{prop} . Estes parâmetros são relevantes para a verificação da perda de carga no sistema de alimentação, bem como para a escolha da fonte de ar. Como o propelente é pouco energético, altas vazões são necessárias mesmo para empuxos pequenos, de modo que conhecer a capacidade exigida da fonte foi fundamental. A partir de \dot{m} , cujo cálculo foi descrito anteriormente, e assumindo que a um diâmetro de tubo d , massa molar do ar MM_{ar} e constante dos gases R :

$$v_{prop} = \frac{\dot{m}RT_{prop}}{\pi\left(\frac{d}{2}\right)^2 P_C MM_{ar}} \quad (2.1)$$

Com as áreas das seções transversais do motor calculadas, e em posse da especificação da geometria interna do motor, gerou-se o CAD do motor para impressão 3D. Em Julia, utilizou-se a package *ConstructiveGeometry*¹ para gerar a geometria tridimensional a partir do dados de geometria calculados. Ao produzir o CAD diretamente a partir do código de projeto, foi possível eliminar etapas manuais que podem introduzir erros e atrasos ao projeto. A impressão 3D foi escolhida como método de manufatura devido à baixa temperatura de operação do motor, o que permite o uso de plásticos em sua manufatura, e à sua geometria complexa, assim como pela velocidade de prototipagem propiciada por esta tecnologia. O material de impressão usado foi ABS. Para evitarem-se vazamentos, a impressão 3D foi feita com uma configuração de impressão de cinco perímetros, ou seja, com 5 camadas externas contínuas seguindo os contornos da geometria.

¹<https://github.com/plut/ConstructiveGeometry.jl>

2.2 Validação do projeto do motor

O motor projetado e impresso em 3D foi montado na bancada de testes da figura 2.1 e instrumentado com os sensores da tabela 2.2. Na figura, observa-se a célula de carga, a mangueira de alimentação (preta) e a mangueira do transdutor de pressão (azul). Os sensores, bem como uma válvula de gás comandada eletronicamente, foram ligados a um Arduino Mega para leitura e controle do conjunto de testes.

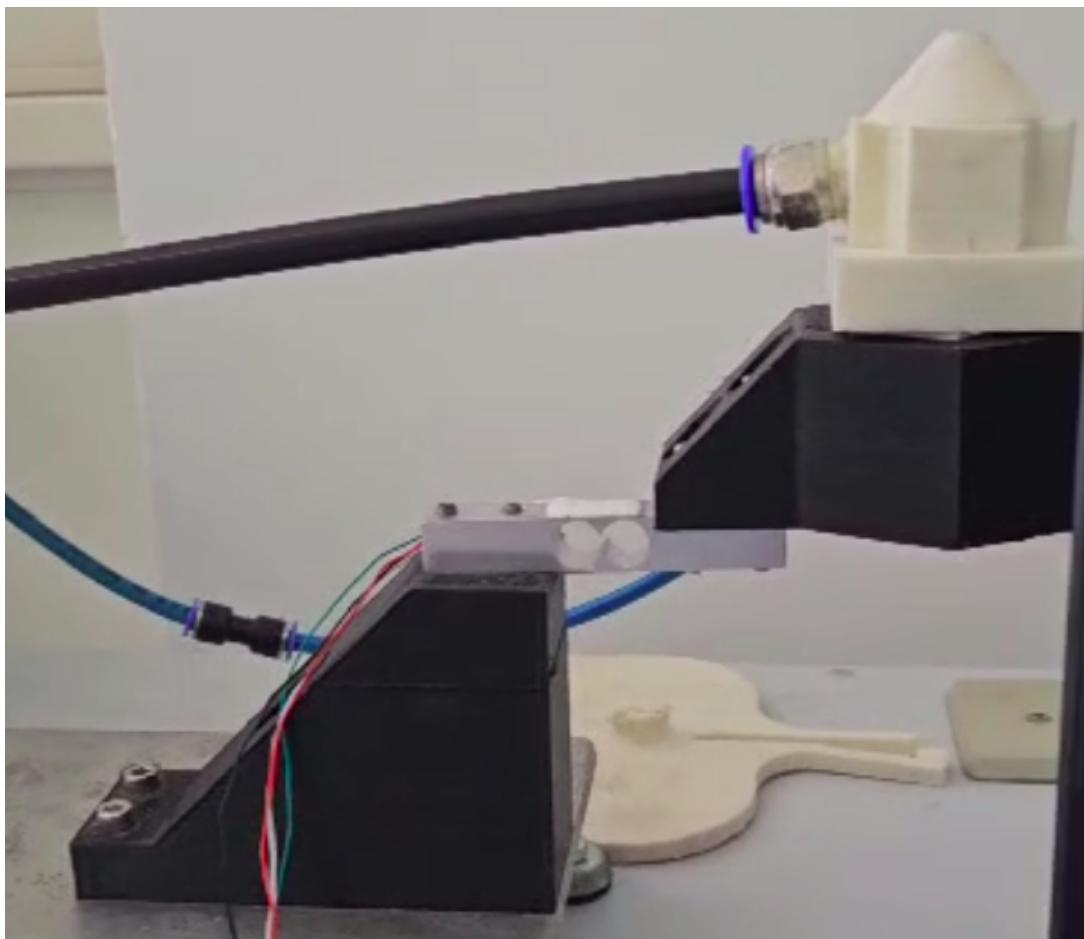


FIGURA 2.1 – Bancada de teste de empuxo usada para a validação do projeto do motor.

Sensor	Montagem	Biblioteca usada
Termopar	Inserido lateralmente na câmara de empuxo, selado com cola de ABS	MAX6675
Célula de carga	Apoio para o motor, sentido de medida paralelo ao empuxo	HX711
Transdutor de pressão	Acoplado à câmara de empuxo em furo lateral; ver CAD na seção RESULTADOS	Leitura analógica simples

TABELA 2.2 – Descrição dos periféricos usados nos testes de validação do motor desenvolvido.

Para o controle da bancada foi desenvolvida uma *command line interface* simples para permitir testes interativos. Assim, as funções de tara, calibração, abertura e fechamento

de válvula e leitura de sensores podiam ser comandadas a partir de uma interface textual interativa que facilitou a repetição de medidas. Esta etapa foi conduzida no Laboratório de Tecnologia de Foguetes.

2.3 Projeto do sistema de *jet vanes*

Devido à disponibilidade de materiais, foi utilizada uma lâmina de aço de 0,7 mm de espessura como *jet vane*. Com este sistema, desejou-se que o atuador da lâmina deflectora possuísse a capacidade de posicionar a lâmina deflectora com resolução de 1°, com alcance de deflexão de ±20°. Também foi necessário projetar um suporte para o motor que permitisse a conexão da mangueira de alimentação de gás. Por fim, este sistema deveria ter um encaixe circular de 12 mm para um eixo de acoplamento com a balança de três componentes, conforme descrito na seção 2.4. Durante o projeto do sistema, levou-se em consideração a factibilidade de manufatura, bem como a necessidade de acesso ao atuador e ao motor foguete para desmontagens e trocas.

Para o projeto mecânico do sistema, foi usado o sistema CATIA. Para a deflexão da lâmina deflectora, escolheu-se um servomotor de aeromodelismo devido à acessibilidade deste componente, bem como à sua resolução angular, que satisfaz o requisito exposto acima. As peças foram todas impressas em 3D com ABS.

2.4 Caracterização do sistema em balança de três componentes

Um sistema de vetorização de empuxo planar, como o desenvolvido neste trabalho, produz de modo geral uma força longitudinal, paralela ao empuxo do motor foguete, uma força transversal, gerada pela lâmina deflectora, e um torque, causado pelas forças aerodinâmicas atuantes sobre a lâmina deflectora, bem como pelo desalinhamento da força total gerada em relação a um ponto de medida. Sendo assim, é necessário que sejam medidas três grandezas para a caracterização do sistema, ou seja, uma força longitudinal, uma força transversal e um torque. Empiricamente, é possível também medir três forças e, através do cálculo de forças totais e binários, extrair as forças e momentos do sistema. Este tipo de medição é bastante comum em aerodinâmica, onde perfis de asas devem ser caracterizados quanto ao seu arrasto, sustentação e momento (ANDERSON J.D., 2010).

Sendo assim, o sistema desenvolvido foi acoplado à balança de três componentes disponível no Laboratório de Engenharia Aeronáutica, exibida na figura 2.2. Apesar de montada a um túnel de vento, este não foi utilizado no experimento.

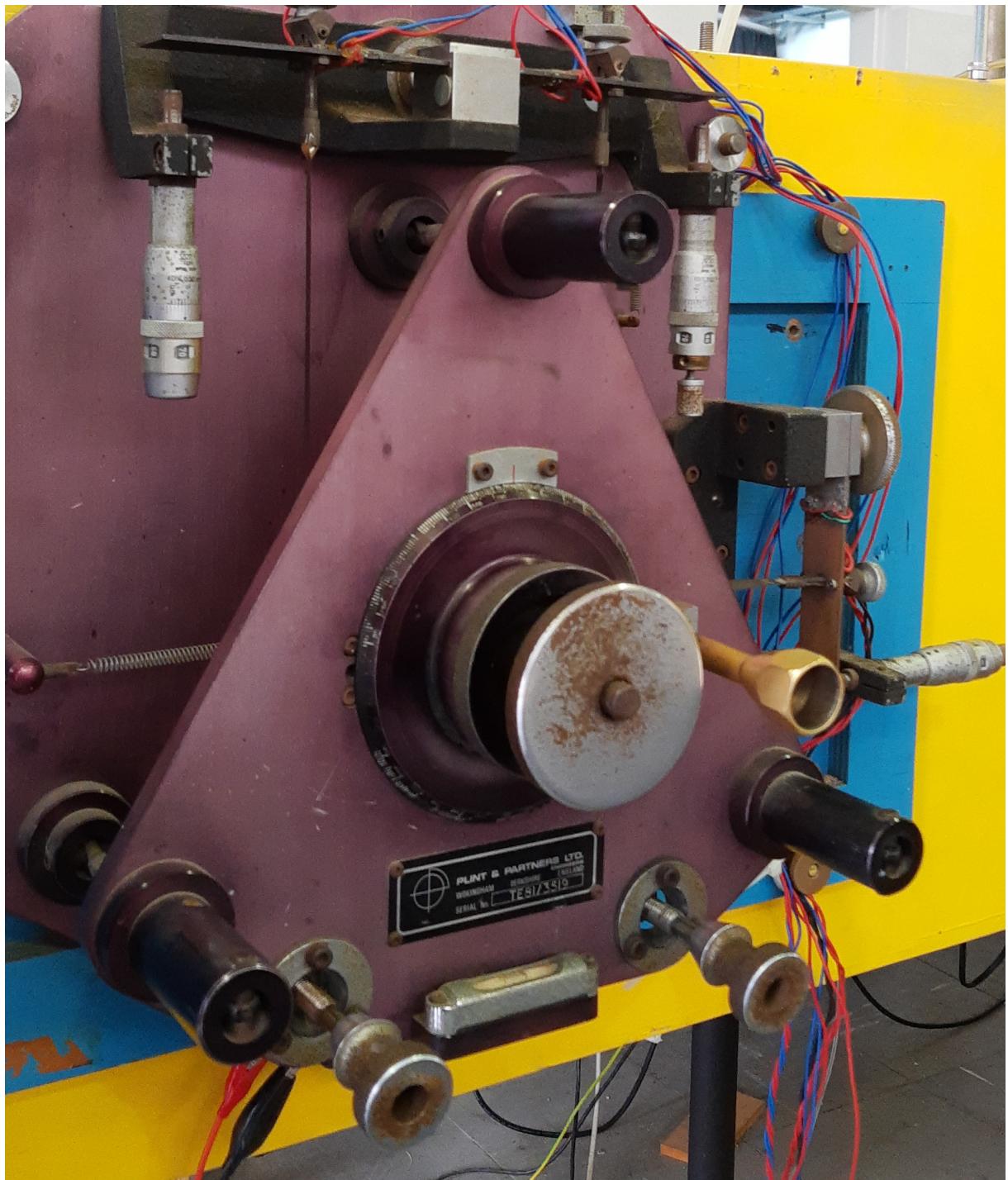


FIGURA 2.2 – Balança aerodinâmica utilizada para o experimento.

A balança apresenta uma zona morta, o que significa que para baixos carregamentos a leitura é quase nula. Por isso, e também devido às baixas forças envolvidas no experimento, a balança foi pré-carregada com pesos externos para garantir a linearidade dos sensores, com a configuração dos pesos mostrada na figura 2.3. Os pesos nos pratos azul (canto inferior esquerdo) e prata (ao lado da balança, entre os trilhos pretos verticais) foram escolhidos como metade do fundo de escala da balança. A calibração foi feita modificando os pesos aplicados nestes pratos, conforme discutido adiante.



FIGURA 2.3 – Configuração do pré-carregamento da balança de três componentes.

Dentro da seção de teste, o sistema de vetorialização de empuxo foi montado como na figura 2.4. Para uma explicação mais detalhada do sistema, ver seção 3.3. O motor foi posicionado na vertical, com seu eixo de maior força coincidindo com o eixo de maior fundo de escala da balança. A tubeira do motor foi apontada para uma direção sem impedimentos para o escoamento, de modo a minimizar vibrações e interferências mecânicas no experimento. Na figura, é possível observar também os fios de controle do servomotor (cabeamento branco, preto e vermelho), bem como a mangueira de alimentação de gás do motor (parte inferior da imagem). O eixo que pode ser visto na figura 2.4 está encaixado no furo central da balança, visível na figura 2.2.

A balança possui três células de carga, conforme visto na figura 2.5 (ARAÚJO, 2022). Destas células de carga são obtidas as forças F_x , F_y e o torque M gerado sobre o eixo



FIGURA 2.4 – Montagem do sistema de vetorização de empuxo na balança de três componentes

através das relações (ARAÚJO, 2022):

$$F_A = F_y + \frac{2M}{d} \quad (2.2)$$

$$F_F = F_y - \frac{2M}{d} \quad (2.3)$$

$$F_D = F_x \quad (2.4)$$

onde F_A , F_F e F_D representam respectivamente as forças aplicadas sobre as células *aft* (traseira), *fore* (frontal) e *drag* (de arrasto) e d é a distância entre as células de carga A e F.

Para a calibração da balança, devem-se relacionar as forças sobre as células de carga com as tensões lidas pelo sistema de aquisição de dados. Para este experimento, a existência da mangueira de alimentação de gás apresentou um problema empírico devido à sua rigidez e forma natural. Portanto, a balança foi calibrada com pesos conhecidos (aplicando-se forças F_x e F_y , que carregam as três células de carga) com o sistema conectado à mangueira, de modo que sua rigidez foi contabilizada na calibração. Observa-se que a pressurização da mangueira introduz mais rigidez e desloca o equilíbrio da balança, de modo que ainda existem erros sistemáticos na calibração feita (ver seção 3.4). As forças foram aplicadas modificando os pesos colocados nos pratos da figura 2.3. Para cada peso

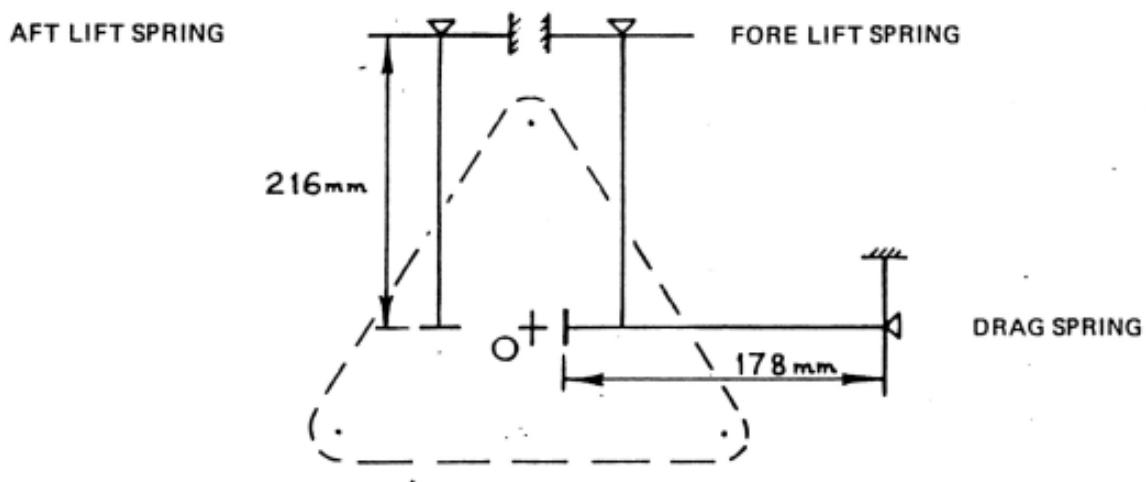


FIGURA 2.5 – Diagrama esquemático da balança de três componentes.

aplicado, foram coletadas as leituras dos três componentes e, com as forças calculadas para cada componente através das equações 2.2 a 2.4, foi feito um ajuste linear por mínimos quadrados entre a saída da balança (tensão) e a carga aplicada.

Após a calibração da balança, foi medida a força gerada pelo motor foguete sem lâmina deflectora para estabelecer uma medida de controle sobre o alinhamento do motor e a vazão mássica oferecida pelo sistema de ar comprimido usado. Em seguida, a lâmina deflectora foi montada novamente e foram extraídas curvas de forças e torque em função de sua deflexão, controlada pelo servomotor. Pensando na possibilidade de haver alguma folga mecânica que prejudicasse o posicionamento preciso da lâmina, foram extraídas curvas através da varredura de ângulos em sentido crescente e decrescente. Ou seja, se com o servomotor em 90° a lâmina está paralela ao escoamento que sai da tubeira, foram feitas varreduras de 70° a 110° , bem como de 110° a 70° .

3 RESULTADOS E DISCUSSÃO

3.1 Projeto do motor

Da metodologia e dos requisitos expostos na seção 2.1, foi gerada a geometria do motor para impressão 3D. A figura 3.1 mostra a seção longitudinal projetada para o motor. Destaca-se o grande volume da câmara em comparação com a tubeira, devido à necessidade de haver estagnação de um escoamento intenso (ver vazão mássica adiante).

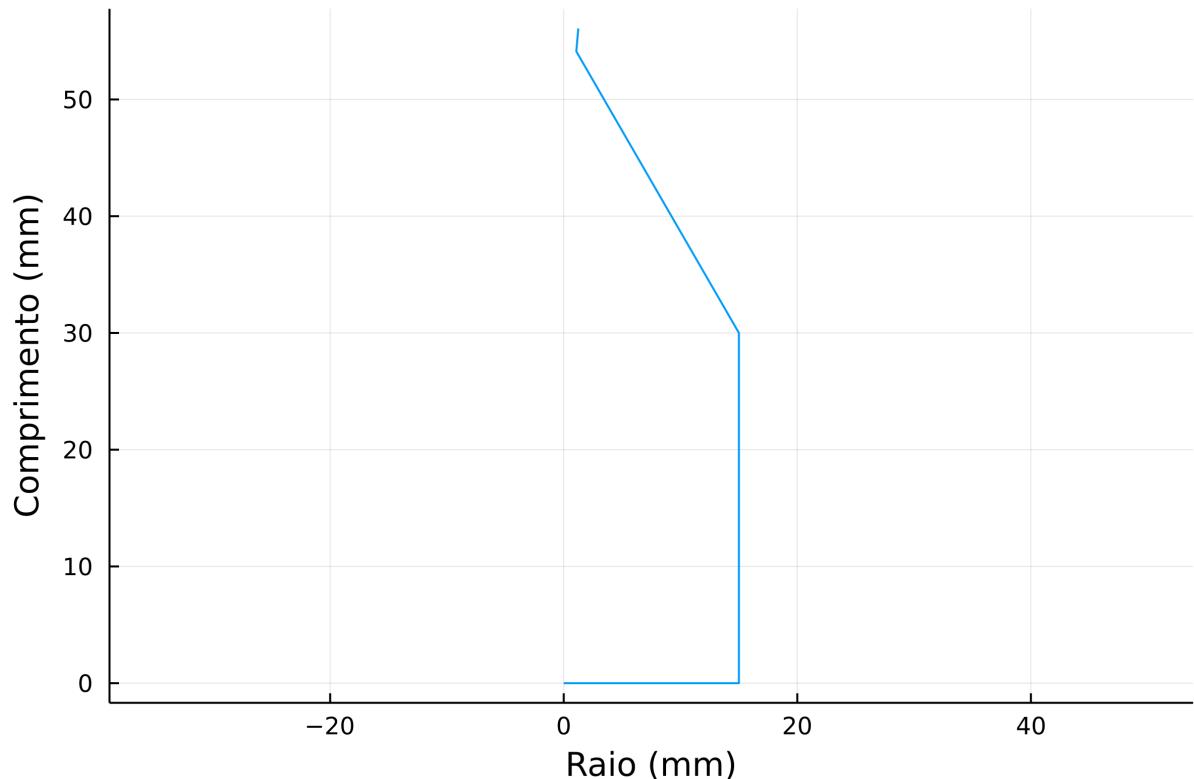


FIGURA 3.1 – Perfil interno do motor projetado.

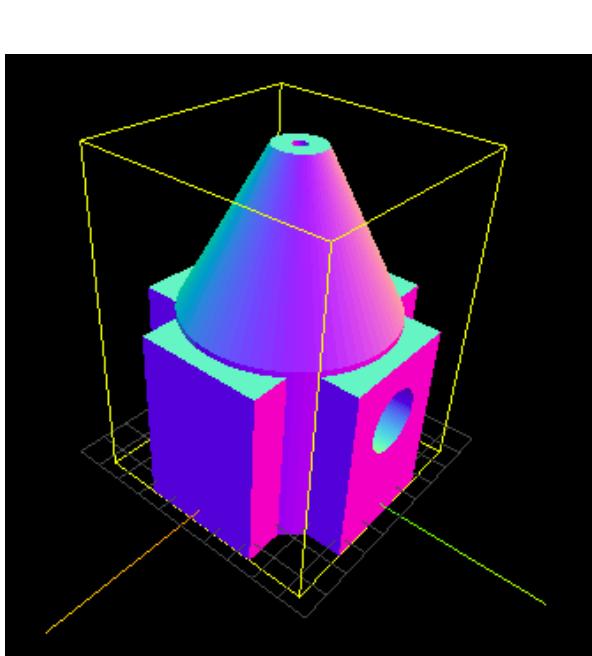
Os parâmetros propulsivos calculados para o motor foram:

- $\varepsilon = 1,35$
- $C^* = 427,2 \text{ m s}^{-1}$

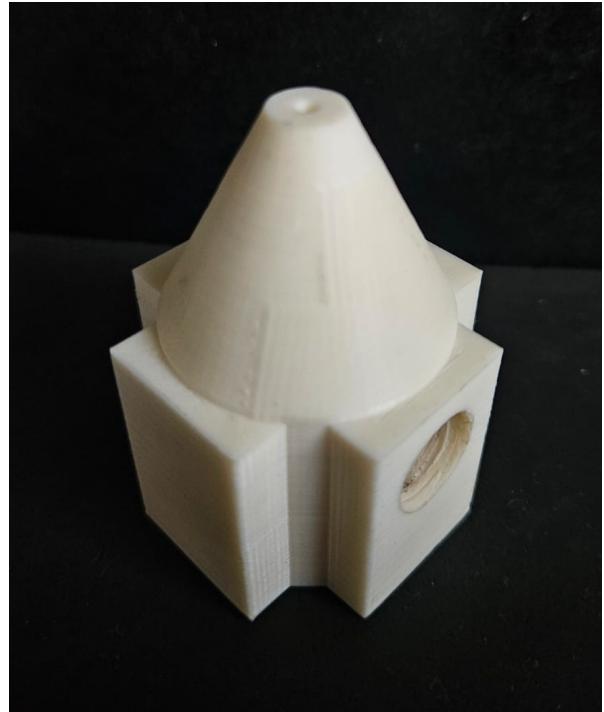
- $C_F = 1,10$

Observa-se que o pequeno valor de razão de expansão é refletido na pequena tubeira exibida na figura 3.1. Foi obtido também um impulso específico de $I_{sp} = 47,9$ s e um fluxo mássico de $\dot{m} = 4,257 \text{ g s}^{-1}$. Devido à baixa energia do propelente, a velocidade característica do motor é bastante baixa, de modo que é necessário um fluxo mássico bastante elevado para a produção do empuxo requisitado. Isso é refletido no valor de impulso específico baixo. Ressalta-se também que o motor foi ajustado para operar à pressão ambiente, fator que limitou a razão de expansão e, portanto, o coeficiente de empuxo.

O perfil da figura 3.1 foi revolucionado para se obter uma geometria tridimensional cilíndrica, com superfícies planas externas adicionadas para facilitar a manufatura e a conexão com mangueiras de gás. Na figura 3.2, à esquerda, observa-se a geometria STL gerada em código para o motor. Foi adicionado um furo lateral para conexão com uma mangueira de alimentação, bem como quatro superfícies planas laterais para facilitar o manuseio e o apoio em morsas e outros equipamentos. À direita, observa-se o motor real construído. Destacam-se aqui as ranhuras da rosca para conexão da mangueira de gás.



(a) Geometria STL gerada para o motor.



(b) Motor impresso em 3D.

FIGURA 3.2 – Geometria tridimensional do motor projetado.

3.2 Validação do projeto do motor

A bancada de testes descrita na seção 2.2 gerou dados de empuxo para o motor e pressão estática e temperatura de câmara. A temperatura manteve-se bastante constante, próxima do valor especificado no requisito PRP-3, de modo que ela será tratada como constante e idêntica a este valor. O gráfico 3.3 exibe as medidas de empuxo feitas em função da pressão de câmara medida.

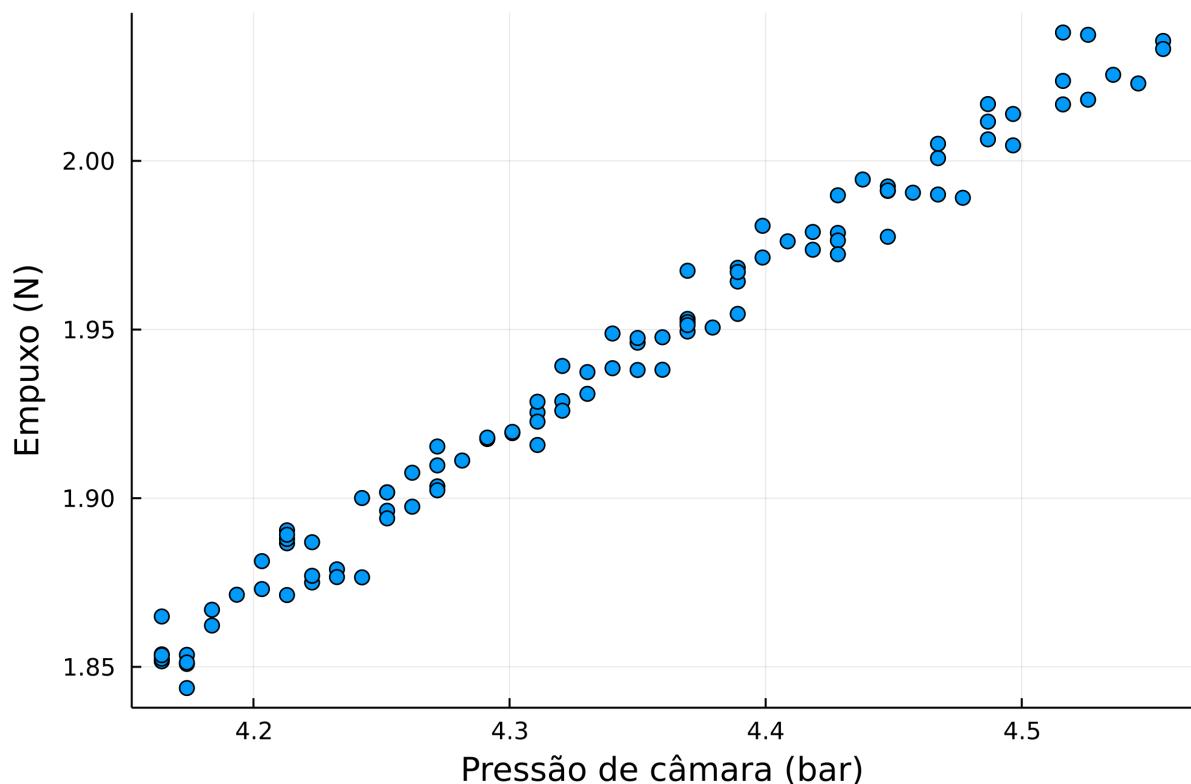


FIGURA 3.3 – Empuxo em função de pressão de câmara estática.

A variação de pressão de câmara observada neste ensaio deve-se ao grande fluxo máscico exigido pelo motor, que causou esvaziamento significativo do compressor de ar utilizado durante o teste. Também destaca-se que a pressão medida na câmara, entre 4,2 bar e 4,6 bar, foi inferior à pressão regulada em válvula, de exatamente 5 bar. No entanto, o fato do motor real atingir os 2 N de empuxo exigidos com pressão próxima de 4,5 bar permitiu que a pesquisa continuasse levando-se em consideração as diferenças entre o motor real e o motor projetado.

Parâmetros propulsivos reais podem ser obtidos dos dados apresentados na figura 3.3 através das equações 1.4 e 1.5. Seus valores médios, com incerteza 1σ são apresentados a

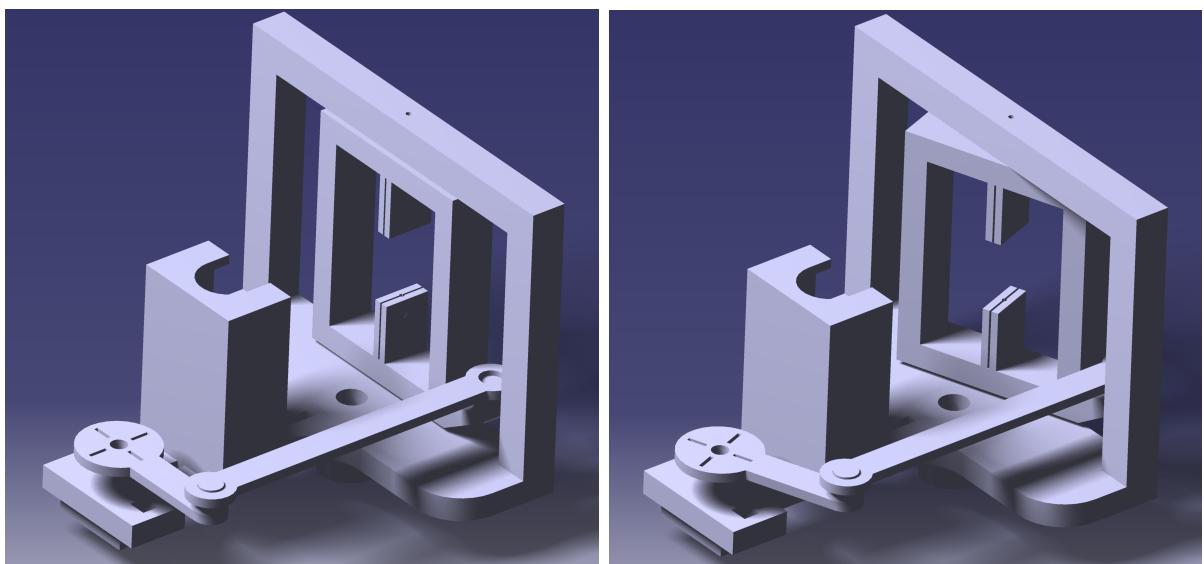
seguir. A 2 N de empuxo, obteve-se impulso específico de 46,6 s.

$$C_F = 1,228 \pm 0,005 \quad (3.1)$$

$$C^* = (368,8 \pm 2,4) \text{ m s}^{-1} \quad (3.2)$$

3.3 Projeto do sistema de *jet vanes*

Foi projetada uma montagem de suporte para o motor foguete, para o servomotor e para o mecanismo da lâmina deflectora. A figura 3.4a mostra este mecanismo em posição neutra. À esquerda tem-se o servomotor, acoplado a um braço extensor, que se conecta mecanicamente com uma peça de suporte da lâmina deflectora. A lâmina é suportada em ambas as extremidades para garantir rigidez estrutural à peça. O suporte da lâmina deflectora pode girar ao redor de seu centro, com um mancal visível no canto superior direito da figura. Logo abaixo deste suporte, é possível observar o furo de conexão com o eixo da balança de três componentes, descrita anteriormente. A peça alta imediatamente à direita do servomotor é o suporte para o motor foguete, cuja tubeira fica próxima à lâmina deflectora. O recesso semicircular no topo desta peça permite a conexão do motor com uma mangueira de alimentação de gás frio.



(a) Deflexão nula.

(b) Deflexão de 20°.

FIGURA 3.4 – Renderizações do sistema de vetorização de empuxo.

A figura 3.4b demonstra o funcionamento do mecanismo projetado em CAD. Foram impostos à montagem em CAD *constraints* mecânicos que simulam o comportamento pretendido do sistema, de modo que os graus de liberdade das peças estejam adequadamente representados. O ângulo de rotação do servomotor é transmitido ao suporte da lâmina deflectora através de uma haste longitudinal. Por projeto, os raios dos encaixes desta

haste no servomotor e no suporte da lâmina deflectora são iguais, de modo que os ângulos de deflexão são idênticos. O extensor do servomotor foi calibrado para que apresentasse posição perpendicular ao eixo longitudinal da montagem quando o servomotor recebesse um comando de 90° . O comprimento da haste foi estabelecido de modo que o suporte da lâmina deflectora ficasse paralelo ao servomotor.

As peças projetadas foram então impressas em 3D e montadas. A figura 3.5 mostra uma vista lateral do mecanismo. Destaca-se aqui o motor foguete montado em seu suporte, com um conector de mangueira de gás frio acoplado. Destaca-se também o eixo de metal à direita, usado para o encaixe na balança de três componentes utilizada.

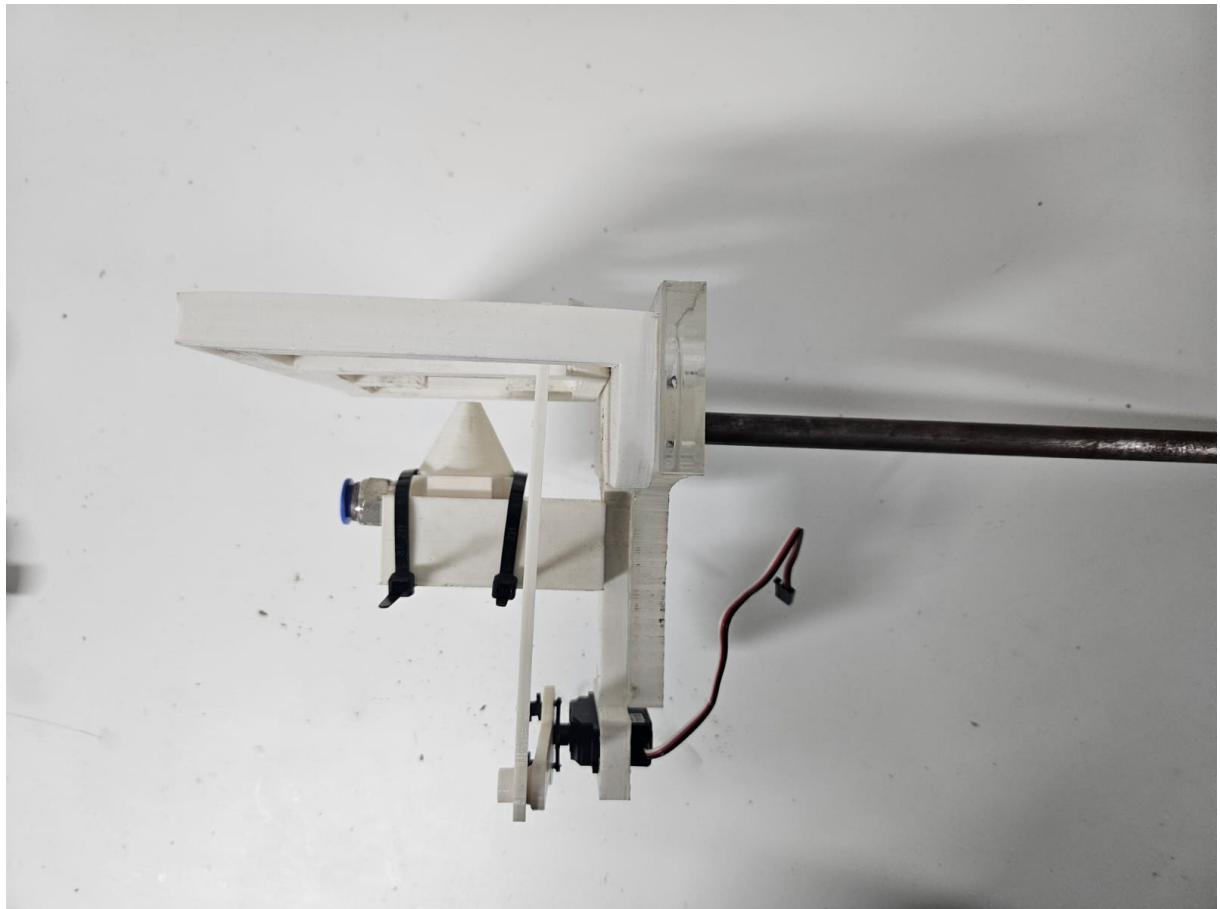


FIGURA 3.5 – Vista lateral do sistema de *jet vanes* impresso e montado.

3.4 Caracterização do sistema em balança de três componentes

As curvas de calibração dos componentes da balança estão exibidas na figura 3.6. A curva vermelha tracejada indica a função identidade, ou seja, a igualdade exata entre a força calibrada e a força aplicada durante a calibração. Os pontos azuis indicam a

força calculada com a saída da balança (tensão elétrica) para um dado carregamento e os coeficientes calibrados. Nesta seção, todas as barras de erro referem-se ao erro quadrático médio obtido ao longo de 1 s de medida com amostragem de 1000 Hz. A calibração foi feita com dados de carregamento e descarregamento da balança para que a histerese dos componentes fosse observável, como na figura 3.6b. Destaca-se também que devido ao posicionamento do sistema, a força horizontal esperada era simétrica ao redor de zero, de modo que a componente F_D foi calibrada simetricamente ao redor de zero. Observa-se também que o zero das curvas apresentadas é referenciado em relação ao pré-carregamento aplicado, conforme explicado na seção 2.4.

Os resultados de empuxo sem lâmina deflectora estão exibidos na figura 3.7. A primeira linha vermelha tracejada, à esquerda, indica o acionamento do compressor de ar. A segunda indica seu desligamento, e a terceira seu acionamento final. O compressor de ar usado aciona-se automaticamente quando a pressão do reservatório reduz-se abaixo de certo limite (8 bar). Assim, esse experimento demonstra que as variações de pressão no reservatório pouco afetam o experimento, conectado ao reservatório de ar por uma válvula reguladora, que mantém a pressão de saída aproximadamente constante. A queda de empuxo ao final do experimento ocorreu após quase um minuto de coleta de dados, de modo que foi comprovada a capacidade de fornecimento de ar do compressor. Com estes dados, e também o valor do coeficiente de empuxo empírico, conclui-se que a pressão real de câmara obtida foi de $5,60 \pm 0,15$ bar. A diferença deste valor para os valores obtidos no gráfico 3.3 deve-se à mudança do sistema de compressão de ar utilizado.

Finalmente, apresentam-se os gráficos de forças e momento em função da deflexão do servomotor. Recorda-se aqui que a posição de 90° do servomotor corresponde ao paralelismo da lâmina deflectora com o escoamento da tubeira. Como mencionado na seção 2.4, foram feitas três repetições de varreduras crescentes e decrescentes de posição. Os gráficos de F_x , F_y e M obtidos após conversão das saídas dos componentes para forças aplicadas (através da calibração e equações 2.2 a 2.4) estão exibidos na figura 3.8.

Os gráficos à esquerda correspondem às varreduras no sentido $70^\circ \rightarrow 110^\circ$ e os à direita, às varreduras no sentido contrário. Se houvesse folga mecânica nos componentes, seria esperado haver discordância entre os gráficos da esquerda e da direita, devido à mudança de sentido da força sofrida pelo sistema deflecto ao passar pela posição 90° . Havendo, pelo contrário, forte semelhança entre os gráficos, é possível excluir imperfeições mecânicas como fonte de erros para o sistema. Observa-se aqui que o momento apresentado nos gráficos refere-se ao momento ao redor do eixo da balança (localizado nas figuras 3.5, 3.4a e 2.4).

As curvas de força transversal e momento apresentam comportamento linear para pequenas deflexões. Observa-se, em todos os gráficos, uma mudança no coeficiente angular destas quantidades por volta dos 115° , o que corresponde ao término da região linear

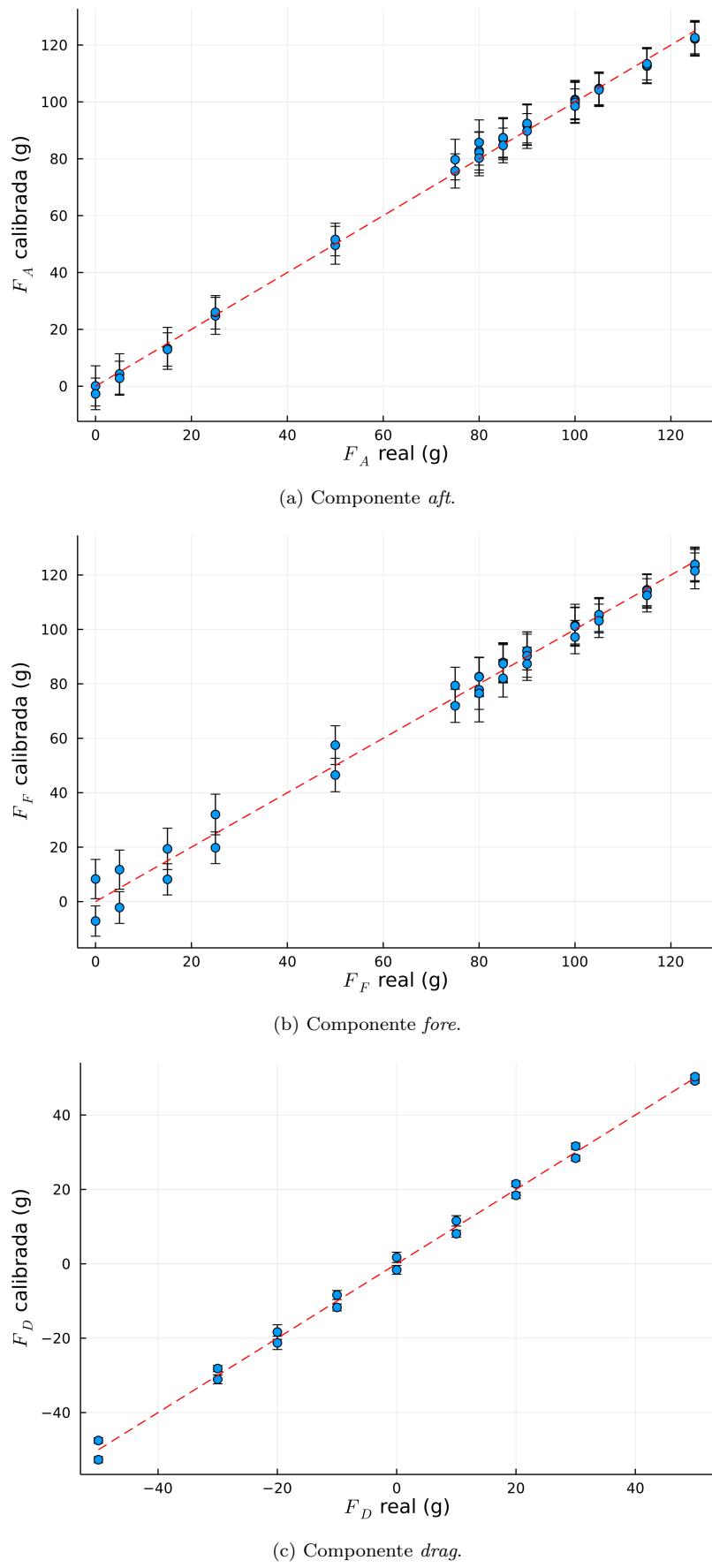


FIGURA 3.6 – Curvas de calibração dos componentes da balança.

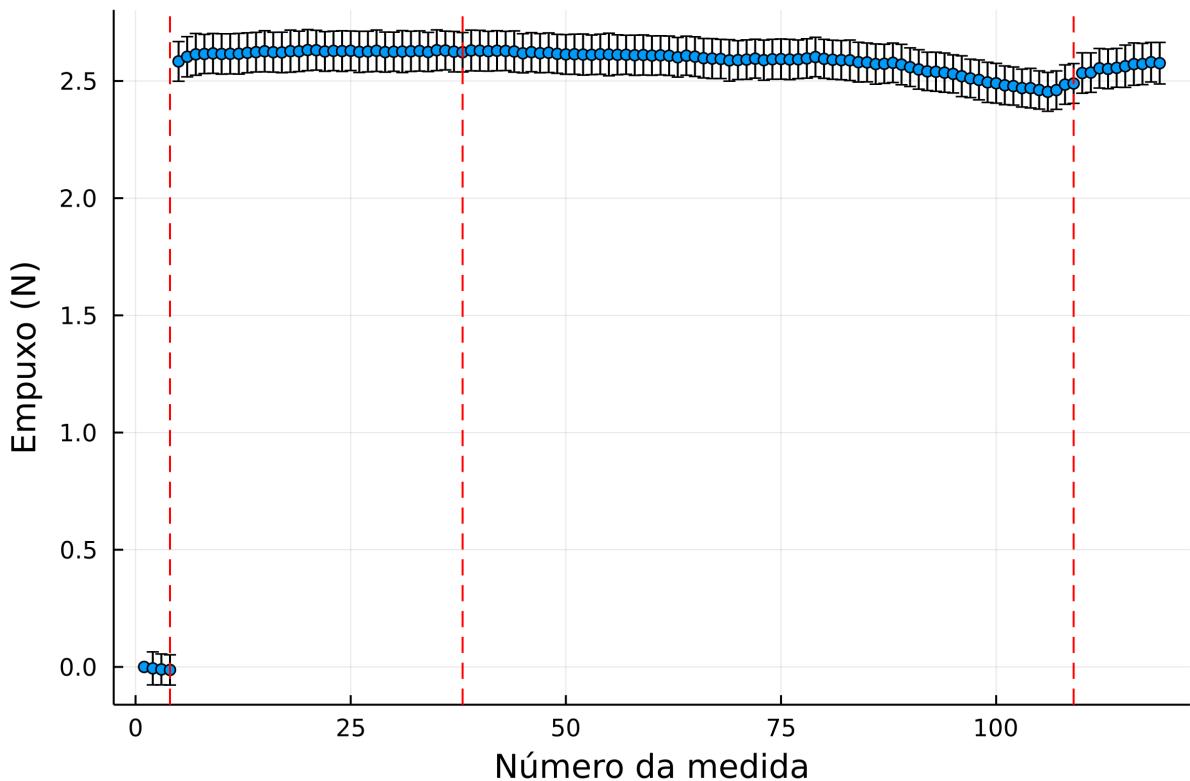


FIGURA 3.7 – Medidas de empuxo sem lâmina deflectora.

prevista pela equação 1.7. Nota-se no entanto que na posição 90° há forças e momentos residuais, o que não condiz com a simetria esperada para a configuração. Esta assimetria pode ser atribuída a erros experimentais introduzidos pelo equipamento, como por exemplo a rigidez da mangueira de gás, alterada pelo escoamento a alta pressão em seu interior, como discutido na seção 2.4. Observa-se também que devido ao corte da lâmina deflectora com tesouras de metal, esta peça apresentava leve assimetria. O fato destes valores serem semelhantes para todos os experimentos conduzidos corrobora a hipótese de que são fruto de erros experimentais sistemáticos e podem, portanto, ser desconsiderados.

Quanto à curva de força longitudinal ou empuxo, F_y , percebe-se que houve uma redução consistente de empuxo em relação ao empuxo sem lâmina deflectora da figura 3.7. A introdução de uma lâmina de espessura não nula gera ondas de choque no escoamento supersônico mesmo a ângulo de ataque nulo (ANDERSON J.D., 2010), que reduzem a velocidade do escoamento e portanto o empuxo do motor. Observa-se também um pico de empuxo próximo à deflexão de 100° , correlacionado com o momento durante o experimento no qual o compressor foi reativado devido ao esvaziamento de seu reservatório. Assim, esta curva apresenta erros experimentais significativos, de modo que quaisquer variações reais de empuxo em função da deflexão da lâmina são indetermináveis.

Tendo sido exibidos os gráficos diretamente obtidos dos dados experimentais, e tendo sido constatada sua semelhança, extraíram-se parâmetros médios para o sistema. O em-

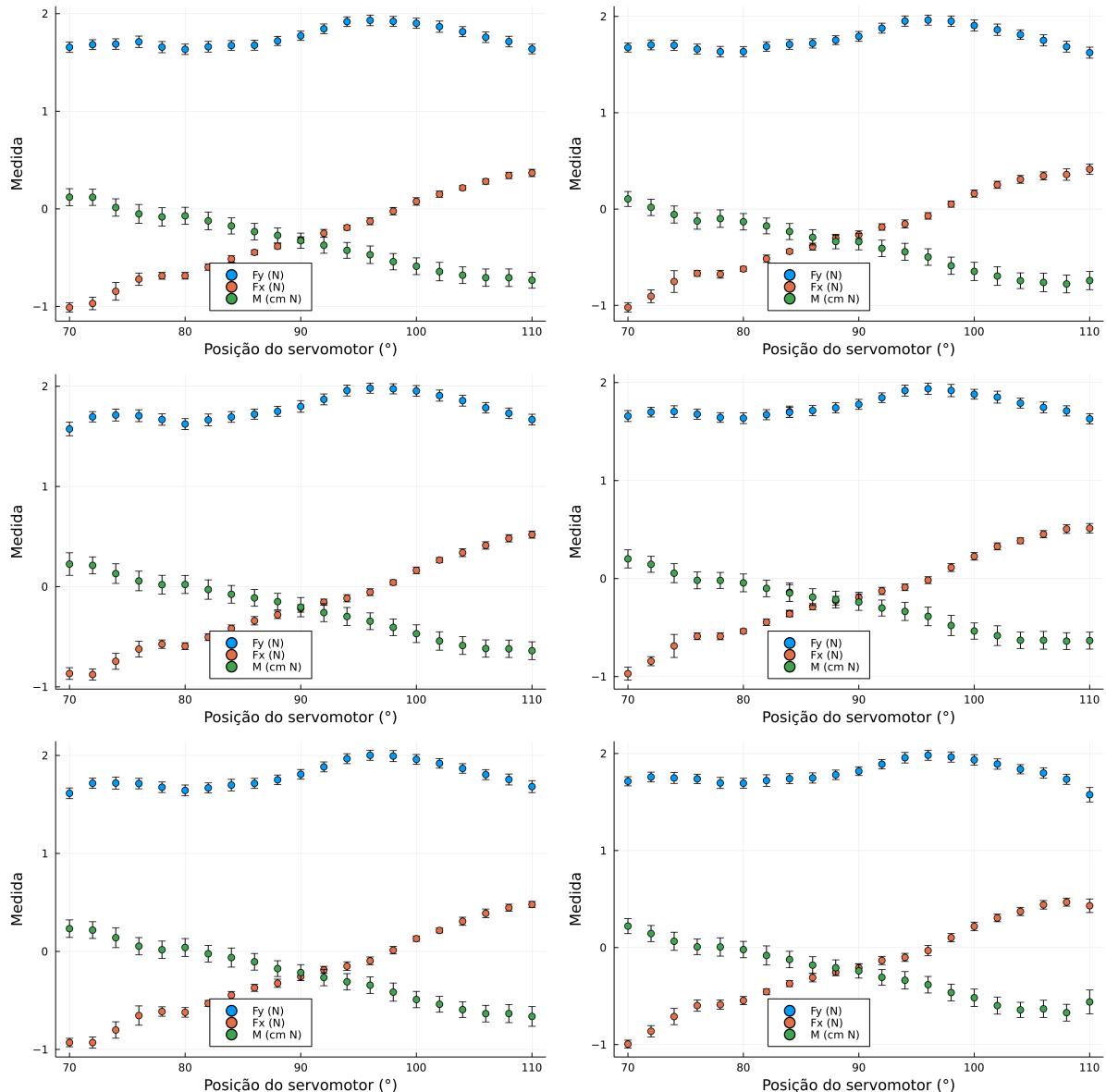


FIGURA 3.8 – Curvas de força longitudinal, força transversal e momento medidas para as varreduras de deflexão.

puxo médio obtido foi

$$F_{av} = 1,77 \pm 0,02 \text{ N} \quad (3.3)$$

correspondendo a uma redução de 41% em relação ao empuxo sem lâmina deflectora. Calculam-se por fim as derivadas de controle médias para a força transversal e para o momento:

$$F_{x\delta} = (3,57 \pm 0,05) \times 10^{-2} \text{ N/}^\circ \quad (3.4)$$

$$M_\delta = (-2,29 \pm 0,02) \times 10^{-2} \text{ N cm/}^\circ \quad (3.5)$$

onde δ representa a deflexão da lâmina. O momento é dado em relação ao eixo da balança. Assim conclui-se a apresentação de todos os resultados experimentais almejados por este trabalho.

3.5 Discussão sobre a metodologia

O estudo sobre vetorização de empuxo é uma área promissora mas nova no Brasil. Desta forma, este trabalho foi uma primeira aproximação do assunto, no qual foram feitas suposições sobre a metodologia adequada para estudar o tema. Agora, avaliar-se-ão algumas das escolhas feitas, considerando a possibilidade de trabalhos futuros.

A escolha do gás frio como propelente deve-se à sua temperatura, que permite o uso de componentes impressos em 3D, bem como à sua disponibilidade e custo. Outra característica do gás frio constatada no trabalho é sua reproduzibilidade: o empuxo é estável (figura 3.7) e não varia entre ativações do motor (figura 3.8). Todas essas são características desejáveis e provaram-se necessárias para a execução do trabalho. Supondo, por exemplo, que o trabalho tivesse sido conduzido com um motor de combustível sólido, introduzir-se-iam variações devido à mistura dos propelentes e devido à curva de empuxo do motor (SUTTON; BIBLARZ, 2001), além de introduzir-se a necessidade de manufaturar todos os componentes em materiais resistentes à temperatura. Estima-se que o motor tenha sido ativado por cerca de 20min ao longo do trabalho, de modo que seria necessário fabricar vários grãos-propelente para a execução dos testes necessários.

No entanto, a baixa energia do propelente significa que uma alta vazão mássica é necessária mesmo para os pequenos empuxos usados no trabalho. Originalmente almejava-se usar um motor de 5N, mas este provou-se inviável devido à velocidade de consumo de ar comprimido. Ao longo do projeto foram utilizados cilindro de nitrogênio comprimido e dois compressores de ar distintos (40 L e 8 bar e 400 L e 9 bar). O cilindro de nitrogênio, de 200 bar e 50 L foi esvaziado rapidamente, e o primeiro compressor apresentava uma rápida queda de pressão (motivo pelo qual o gráfico 3.7 apresenta pressão variável). O maior

compressor durou mais tempo, mas possivelmente introduziu erros nos gráficos da 3.8. Dessa forma, para trabalhos futuros, garantir a compatibilidade do sistema propulsivo com o sistema de fornecimento de ar comprimido é fundamental.

Quanto à balança de três componentes usada, faz-se necessário encontrar alternativas para trabalhos futuros. A balança é montada a um túnel de vento, o que restringe a montagem do sistema propulsivo. Isto impediu, por exemplo, a montagem de um transdutor de pressão na câmara de empuxo nas medidas finais, já que essa montagem introduziria ainda mais erros devidos à rigidez da mangueira. Tendo sido adquirida para medir forças da escala de 5 a 20 N (ARAÚJO, 2022), ela mostra-se inadequada para as diminutas forças permitidas pelos sistemas de fornecimento de ar comprimido disponíveis. Este aparato não é de simples fabricação, sendo necessária precisão micrométrica para alguns componentes. No entanto, parece ser um passo necessário para o desenvolvimento de sistemas de vetorização de empuxo no Brasil a fabricação de uma bancada de teste de empuxo com balança de três componentes (para sistemas com um grau de liberdade, que geram forças e momento em um plano, como o do presente trabalho) ou seis componentes (para medição completa de forças e momentos tridimensionais), específicas para o propósito.

Por fim, discutem-se questões relacionadas diretamente ao sistema de vetorização e à lâmina deflectora. A tabela 3.1 apresenta uma relação de novos parâmetros de projeto introduzidos pela adição do sistema de vetorização a um sistema propulsivo, bem como os *trade-offs* de engenharia que os acompanham.

Parâmetro	<i>Trade-off</i> associado	Critério de escolha para este trabalho
Espessura da lâmina	Perda de empuxo contra ganho de integridade estrutural	Disponibilidade de material e rigidez ao manuseio
Distância da tubeira à lâmina	Perda de empuxo contra ganho de derivadas de controle	Espaço para montagem
Corda da lâmina	Ganho de derivadas de controle contra aumento do momento aerodinâmico sobre a lâmina	Escala próxima aos componentes já escolhidos
Posição do eixo em relação ao bordo de ataque da lâmina deflectora	Exigência de torque do atuador contra integridade estrutural	Centro
Resolução e torque máximo do atuador	Capacidades contra custo	Disponibilidade, tamanho

TABELA 3.1 – Parâmetros de projeto referentes ao sistema de vetorização de empuxo.

A grande perda de empuxo observada com a inserção da lâmina deflectora pode ser

atribuída ao fato de que a espessura da lâmina, 0,7 mm é 58% do diâmetro da tubeira, 1,2 mm. A influência da distância da tubeira à lâmina deve ser examinada em um trabalho futuro, pois esta grandeza foi constante neste trabalho (cerca de 1 cm). A corda da lâmina também foi mantida constante em 1,1 cm. Posicionar o eixo na metade da corda da lâmina é uma decisão que se justifica pela previsão de que para placas infinitamente planas em escoamentos uniformes, como a situação da figura 1.3, o ponto neutro situa-se neste ponto (ANDERSON J.D., 2010). Destaca-se também que a lâmina pode sofrer *flutter* (WRIGHT; COOPER, 2015), o que pode ser mitigado por engastes adequados ao eixo. Por fim, foi introduzido um componente eletromecânico ao sistema propulsivo, o servomotor, que apresenta limites de resolução e torque máximo. Historicamente, o atuador foi geralmente eletro-hidráulico, mas há um interesse recente em realizar sistemas eletromecânicos de vetorização de empuxo (BATES; YOUNG, 2012).

4 CONCLUSÃO

A proposta deste trabalho, de desenvolver um sistema de vetorialização de empuxo e caracterizar seu desempenho, foi executada. Desenvolveu-se um motor foguete de gás frio de 2 N que foi validado experimentalmente e então usado em um sistema de vetorialização de empuxo com lâmina deflectora (*jet vane*). Por fim, este sistema foi caracterizado em relação à perda de empuxo causada pela adição da lâmina deflectora e suas derivadas de controle foram obtidas. Apesar do objetivo ter sido atingido, foram encontradas várias dificuldades e fontes de erros experimentais que devem ser abordadas em trabalhos futuros.

Referências

- ANDERSON J.D., J. **Fundamentals of Aerodynamics**. 5. ed. [S.l.]: McGraw-Hill, 2010.
- ARAÚJO, T. B. **Apostila de Laboratório de AED-11**. [S.l.]: Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2022.
- ASTROM, K. J.; MURRAY, R. M. **Feedback Systems: An Introduction for Scientists and Engineers**. USA: Princeton University Press, 2008. ISBN 0691135762.
- BATES, L. B.; YOUNG, D. Developmental testing of electric thrust vector control systems for manned launch vehicle applications. In: . **Proceedings** [...]. [S.l.: s.n.], 2012.
- BEZANSON, J.; EDELMAN, A.; KARPINSKI, S.; SHAH, V. B. Julia: A fresh approach to numerical computing. **SIAM Review**, SIAM, v. 59, n. 1, p. 65–98, 2017. Available at: <https://pubs.siam.org/doi/10.1137/141000671>.
- CGPM. **Comptes rendus des séances de la Troisième Conférence Générale des Poids et Mesures**. [S.l.]: Conférence Générale des Poids et Mesures, 1901. 70 p.
- DYKE, M. V. **An album of fluid motion**. [S.l.]: Parabolic Press Stanford, 1982.
- NASA. **Chemical Equilibrium Applications**. 2023. Available at: <https://software.nasa.gov/software/LEW-17687-1>.
- SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion Elements**. [S.l.]: Wiley Interscience, 2001.
- TAYLOR, C. **RocketCEA**. 2023. Available at: <https://rocketcea.readthedocs.io/en/latest/index.html>.
- V2ROCKET. **A-4/V-2 Makeup - Tech Data & Markings**. 2023. <http://www.v2rocket.com/start/makeup/design.html>. Acessado em 20/06/2023.
- VIDEOFROMSPACE. **Watch an Artemis moon rocket engine gimbal in hot fire test**. 2023. <Https://www.youtube.com/watch?v=eJFzfUeLM>. Acessado em 20/06/2023.
- WRIGHT, J.; COOPER, J. **Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads: Second Edition**. [S.l.: s.n.], 2015. 1-543 p. ISBN 9781118488010.

Apêndice A - Histórico de desenvolvimento do motor foguete

Neste apêndice apresentar-se-ão versões intermediárias do motor foguete desenvolvido, de modo a esclarecer algumas decisões tomadas ao longo do trabalho.



Primeiro motor desenvolvido. Apenas uma câmara cilíndrica com uma tubeira em uma base e um furo rosulado para a mangueira de gás na outra. Projetado para $F = 5 \text{ N}$, $p_c = 5 \text{ bar}$, $\alpha_{\text{div}} = 15^\circ$, $\alpha_{\text{conv}} = 45^\circ$ e razão de contração 6. Provou-se de difícil manuseio e a tubeira foi impressa em poucas camadas, de modo que sua precisão dimensional foi subótima.



A razão de contração foi aumentada para 50, alongou-se a tubeira usando $\alpha_{\text{div}} = 15^\circ$, a câmara foi alongada e foram adicionadas superfícies planas à base para facilitar o rosqueamento do conector de gás (base inferior, não visível na imagem). A cor encardida deve-se ao uso de cola de ABS para selar a peça, que apresentou grandes vazamentos de ar em testes preliminares.



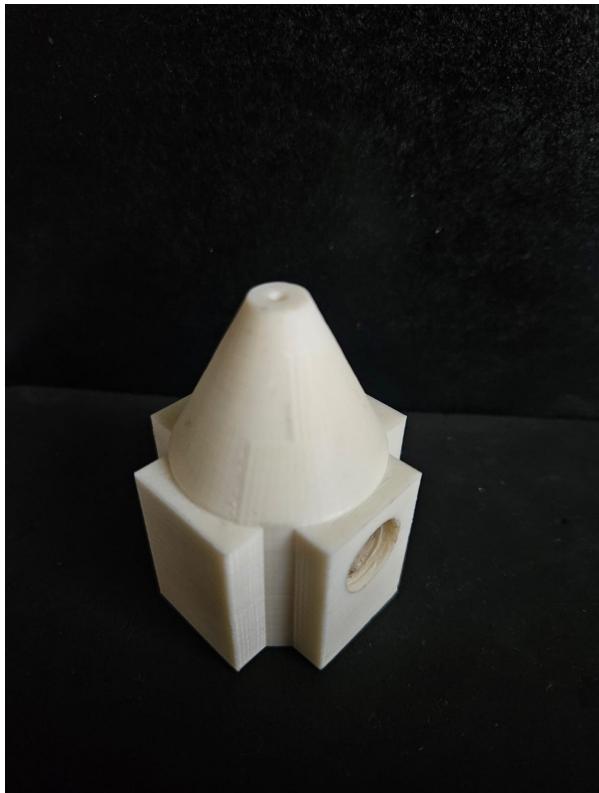
Adicionada entrada para conexão com um transdutor de pressão, ver seção 2.2. O transdutor de pressão foi posicionado perpendicularmente à entrada de ar, na mesma posição da versão anterior, para medir a pressão estática na câmara.



Ambas as conexões de gás agora são posicionadas em paredes laterais, e a geometria dos planos laterais foi mudada para quadrada, ao invés de hexagonal. A entrada de ar na base do motor dificultava sua montagem na bancada de teste de empuxo. O diâmetro das conexões de gás foi aumentado para reduzir perdas viscosas na tubulação, que estimavam-se ser altas devido à alta vazão.



O empuxo do motor foi reduzido para 2 N. Neste ponto do trabalho, já havia-se testado os motores anteriores e foi consumida metade de um cilindro de nitrogênio comprimido. Visando reduzir custos e permitir testes mais extensivos, o empuxo foi reduzido para permitir o uso do compressor de baixa capacidade mencionado na 3.5. O extrusor usado a partir desse motor foi de 0,2 mm, ao invés de 0,4 mm como nos motores anteriores, o que garantir maior precisão para a tubeira mais estreita.



Versão final do motor. Alongou-se o conjunto, reduzindo o ângulo de convergente para $\alpha_{\text{conv}} = 30^\circ$ para reduzir a distância da tubeira à lámina deflectora. Foi removida a entrada para conexão com um transdutor de pressão, já que a conexão deste com o motor na balança introduziria ainda mais rigidez indesejada ao sistema.

FOLHA DE REGISTRO DO DOCUMENTO

1. CLASSIFICAÇÃO/TIPO TC	2. DATA 25 de março de 2015	3. DOCUMENTO Nº DCTA/ITA/DM-018/2015	4. Nº DE PÁGINAS 44
5. TÍTULO E SUBTÍTULO: Caracterização de sistema de propulsão a gás frio com vetorização de empuxo			
6. AUTOR(ES): Pedro Kuntz Puglia			
7. INSTITUIÇÃO(ÓES)/ÓRGÃO(S) INTERNO(S)/DIVISÃO(ÓES): Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA			
8. PALAVRAS-CHAVE SUGERIDAS PELO AUTOR: Cupim; Cimento; Estruturas			
9. PALAVRAS-CHAVE RESULTANTES DE INDEXAÇÃO: Propulsão; Gás Frio; Vetorização de empuxo;			
10. APRESENTAÇÃO: ITA, São José dos Campos. Curso de Mestrado. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeronáutica e Mecânica. Área de Sistemas Aeroespaciais e Mecatrônica. Orientador: Prof. Dr. Adalberto Santos Dupont. Coorientadora: Profª. Drª. Doralice Serra. Defesa em 05/03/2015. Publicada em 25/03/2015.			
11. RESUMO: <p>Este trabalho apresenta o processo de desenvolvimento e caracterização de um sistema de vetorização de empuxo com motor a gás frio. O motor tem como requisito empuxo de 2 N e 5 bar de pressão de câmara. O método de vetorização escolhido para teste foi o de <i>jet vane</i>. O motor construído apresentou divergências pequenas com os requisitos, tendo um impulso específico de 46,6 s. Este motor foi montado em um mecanismo de controle da lâmina deflectora e esta montagem foi acoplada a uma balança de três componentes para caracterização das forças e momentos gerados. Como resultado final, obtiveram-se as derivadas de controle de força lateral e momento. Por fim, apresentaram-se os problemas metodológicos encontrados e <i>trade-offs</i> de engenharia identificados para o sistema.</p>			
12. GRAU DE SIGILO: <input checked="" type="checkbox"/> (X) OSTENSIVO <input type="checkbox"/> () RESERVADO <input type="checkbox"/> () SECRETO			