

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.
36f.

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

1. Propulsão. 2. Empuxo Vetorial. 3. Gás Frio. 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. 36f. 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.

Aos amigos da Graduação e Pós-Graduação do ITA por motivarem tanto a criação deste template pelo Fábio Fagundes Silveira quanto por motivarem a mim e outras pessoas a atualizarem e aprimorarem este excelente trabalho.

Agradecimentos

...

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.

"Pointy end up, flamey end down."

— TIM DODD, EVERYDAY ASTRONAUT

Resumo

resumir

Abstract

abstract

Lista de Figuras

FIGURA 1.1 – Exemplos de sistemas com empuxo vetorial.	15
FIGURA 2.1 – Balança aerodinâmica utilizada para o experimento.	22
FIGURA 2.2 – Configuração do pré-carregamento da balança de três componentes.	23
FIGURA 2.3 – Montagem do sistema de vetorização de empuxo na balança de três componentes	24
FIGURA 2.4 – Diagrama esquemático da balança de três componentes.	24
FIGURA 3.1 – Perfil interno do motor projetado.	26
FIGURA 3.2 – Geometria tridimensional do motor projetado.	27
FIGURA 3.3 – Empuxo em função de pressão de câmara estática.	28
FIGURA 3.4 – Montagem do sistema de <i>jet vanes</i> renderizada no CATIA.	29
FIGURA 3.5 – Sistema de <i>jet vanes</i> defletido de 20°.	30
FIGURA 3.6 – Vista lateral do sistema de <i>jet vanes</i> impresso e montado.	31
FIGURA 3.7 – Curvas de calibração dos componentes da balança.	32
FIGURA 3.8 – Medidas de empuxo sem lâmina deflectora.	33
FIGURA 3.9 – Curvas de força longitudinal, força transversal e momento medidas para as varreduras de deflexão.	34

Lista de Tabelas

TABELA 2.1 – Requisitos propulsivos e geométricos para o motor.	19
TABELA 2.2 – Descrição dos periféricos usados nos testes de validação do motor desenvolvido.	20

Lista de Abreviaturas e Siglas

CTq	computed torque
DC	direct current
EAR	Equação Algébrica de Riccati
GDL	graus de liberdade
ISR	interrupção de serviço e rotina
LMI	linear matrices inequalities
MIMO	multiple input multiple output
PD	proporcional derivativo
PID	proporcional integrativo derivativo
PTP	point to point
UARMII	Underactuated Robot Manipulator II
VSC	variable structure control

Listas de Símbolos

a	Distância
\mathbf{a}	Vetor de distâncias
\mathbf{e}_j	Vetor unitário de dimensão n e com o j -ésimo componente igual a 1
\mathbf{K}	Matriz de rigidez
m_1	Massa do cumpim
δ_{k-k_f}	Delta de Kronecker no instante k_f

Sumário

1 INTRODUÇÃO	14
1.1 Contexto histórico e motivação	14
1.2 Objetivos	15
1.3 Introdução Teórica	15
2 METODOLOGIA	18
2.1 Projeto do motor	18
2.2 Validação do projeto do motor	19
2.3 Projeto do sistema de <i>jet vanes</i>	20
2.4 Caracterização do sistema em balança de três componentes	20
3 RESULTADOS	26
3.1 Projeto do motor	26
3.2 Validação do projeto do motor	27
3.3 Projeto do sistema de <i>jet vanes</i>	29
3.4 Caracterização do sistema em balança de três componentes	31
REFERÊNCIAS	36

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 reutilizado 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.

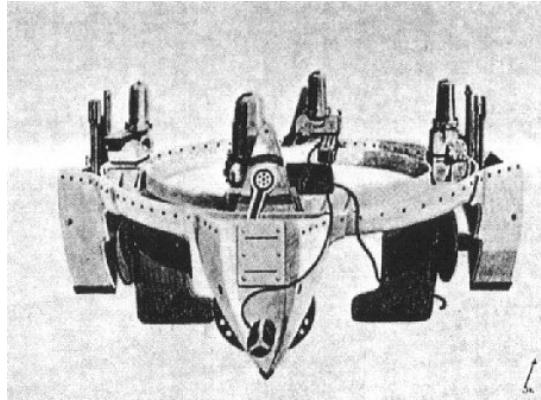
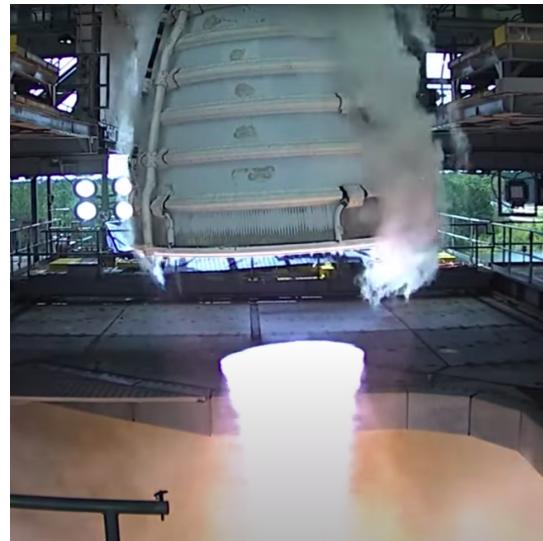
(a) Sistema de *jet vanes* do míssil V2 (V2ROCKET, 2023).(b) Sistema de *gimbal* do motor RS-25 do foguete Artemis (VIDEOFROMSPACE, 2023).

FIGURA 1.1 – Exemplos de sistemas com empuxo vetorial.

1.2 Objetivos

Este trabalho buscou desenvolver motor foguete a gás frio de pequena escala (2–5N), um sistema de empuxo vetorial baseado em *jet vane* para direcionamento do empuxo em um plano, e a caracterização empírica das forças geradas pelo sistema, bem como as dificuldades identificadas para o desenvolvimento futuro do tema.

FALAR DE LINEARIDADE E CONTROLE

1.3 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, força propulsiva, ou empuxo, é uma função do fluxo mássico do sistema, 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):

$$F = \dot{m}v_2 + (p_2 - p_3)A_2 \quad (1.1)$$

onde F é a força propulsiva, \dot{m} é o fluxo mássico de propelente, v_2 é a velocidade de exaustão do propelente, relativa ao veículo, p_2 é a pressão local na saída da tubeira, A_2 é a área de saída da tubeira e p_3 é a pressão ambiente. Observa-se que a equação 1.1 assume valores médios para a seção da tubeira. Também, ressalta-se que os índices 2 e 3 referem-se à saída da tubeira e ao ambiente, respectivamente. O índice 1 será usado para referências à câmara.

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. 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_2 . No entanto, para motores que operam em uma atmosfera, deve-se atentar também para o fato de que p_2 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.

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 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):

$$C_F = \frac{F}{p_1 A_t} \quad (1.4)$$

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):

$$c^* = \frac{p_1 A_t}{\dot{m}} \quad (1.5)$$

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 **REFERENCIAR**, 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 termodinâmica supersônica.

FALAR DE LINEARIDADE, CONTROLE e placa plana supersônica anderson

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.

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 AAAAAAAA.

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 1.3) e na necessidade de fácil manipulação, manufatura e conexão. 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 foi utilizado para calcular os parâmetros propulsivos (ε , C^* e C_f) do sistema com pressão ambiente $P_{amb} = 100\text{kPa}$. Com estes coeficientes, pode-se aplicar as relações 1.2 e 1.4 descritas na seção 1.3 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 GMT-1. Foi introduzida uma seção cilíndrica na garganta do motor, com área de seção transversal A_t , para garantir a manufatura precisa dessa dimensão.

Código	Variável	Grandeza	Valor
PRP-1	P_C	Pressão de câmara	500 kPa
PRP-2	T	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.

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 :

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

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, e à sua geometria complexa, assim como pela velocidade de prototipagem propiciada por esta tecnologia. O material de impressão usado foi ABS.

2.2 Validação do projeto do motor

O motor projetado e impresso em 3D foi montado em uma bancada de testes e instrumentado com os sensores da tabela ref. Os sensores, bem como uma válvula de gás comandada eletronicamente, foram ligados a um Arduino Mega para leitura e controle do conjunto de testes.

Para o controle da bancada foi desenvolvida uma *command line interface* simples para

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

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.

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 iteração do teste.

2.3 Projeto do sistema de *jet vanes*

Devido à disponibilidade de materiais, foi utilizada uma lâmina de aço de 0,7mm de espessura como *jet vane*. Com este sistema, desejou-se a capacidade de posicionar a lâmina deflectora com resolução de 1° , com alcance de deflexão de $\pm 20^\circ$. 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 12mm 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 servomotor 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 Feng, exibida na figura 2.1. Apesar de montada a um túnel de vento, este não foi utilizado no 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 linearidade, com a configuração dos pesos mostrada na figura 2.2. 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.

Dentro da seção de teste, o sistema de vetorialização de empuxo foi montado como na figura 2.3. 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 fluxo, 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 2.3 está encaixado no furo central da balança, facilmente visível na figura 2.1.

A balança possui três células de carga, conforme visto na figura 2.4. Destas células de carga são obtidas as forças F_x , F_y e o torque M gerado sobre o eixo 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, deve-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

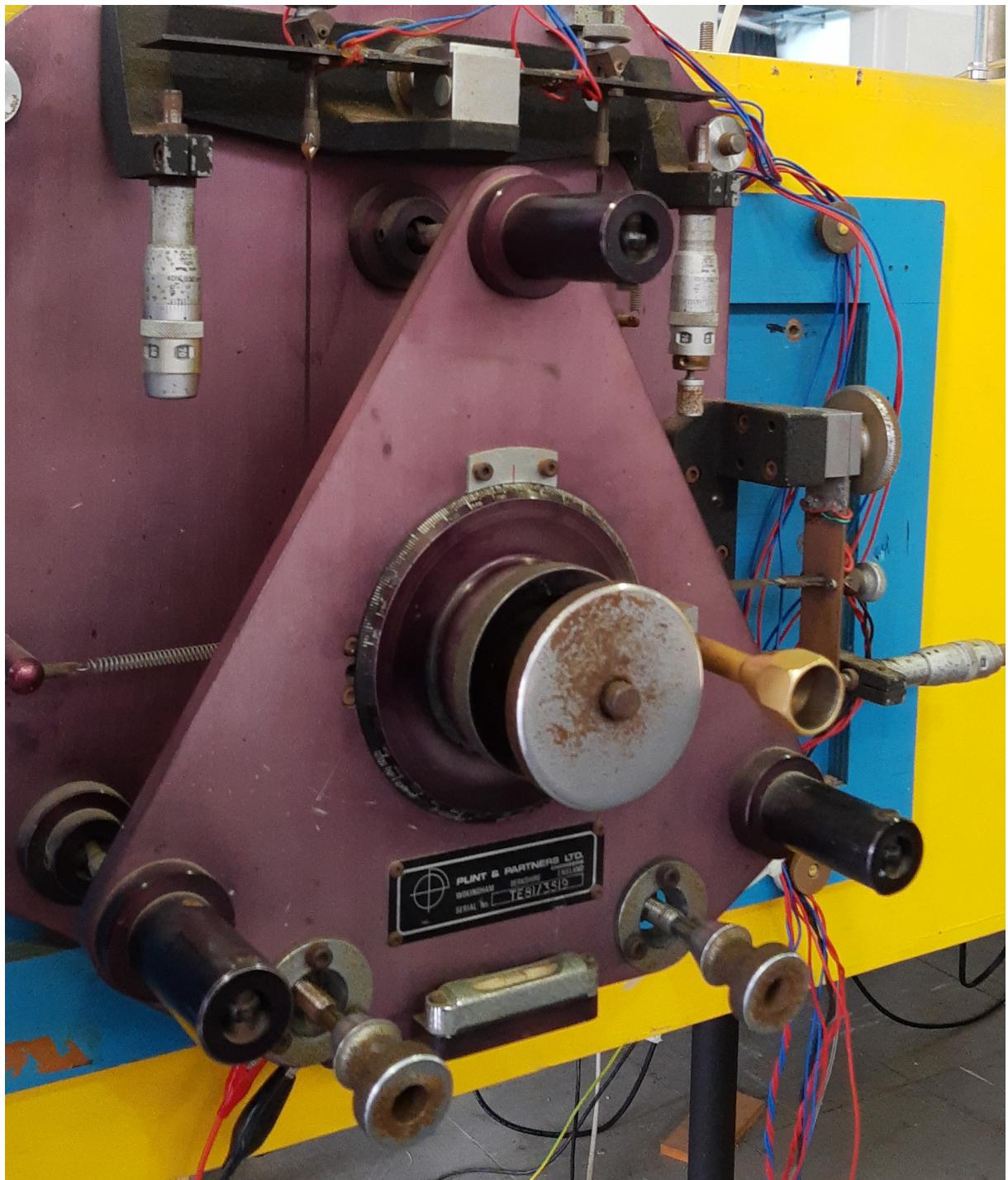


FIGURA 2.1 – Balança aerodinâmica utilizada para o experimento.

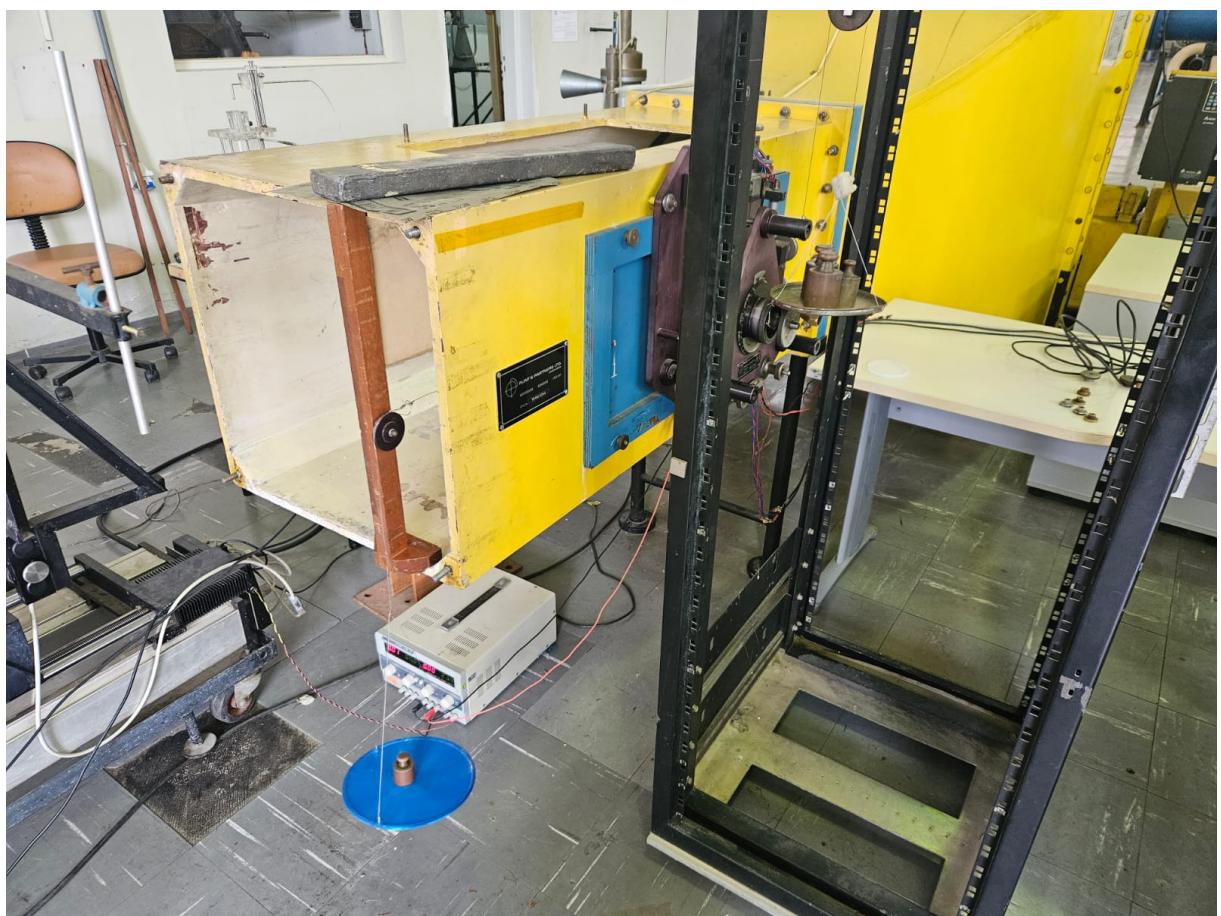


FIGURA 2.2 – Configuração do pré-carregamento da balança de três componentes.



FIGURA 2.3 – Montagem do sistema de vetorização de empuxo na balança de três componentes

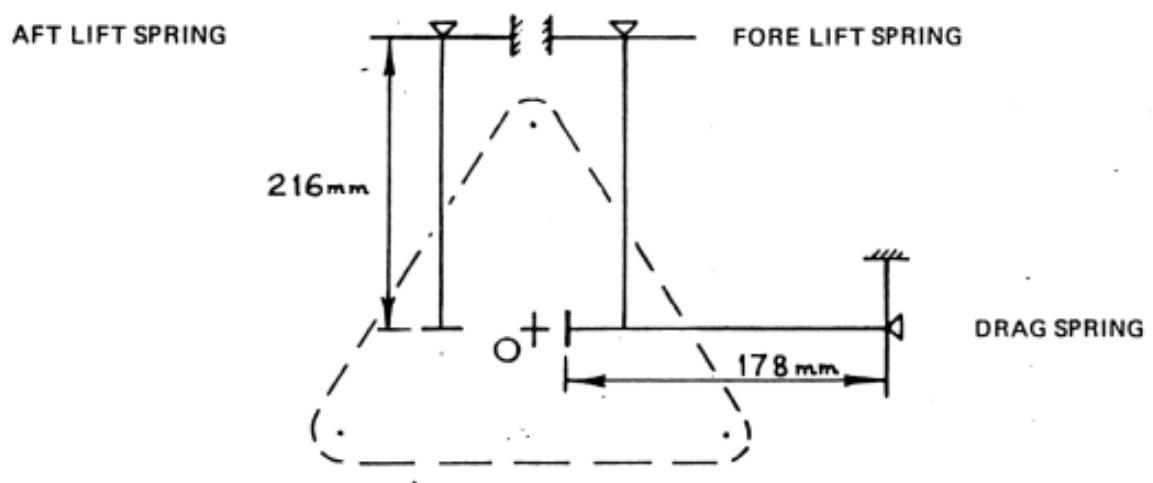


FIGURA 2.4 – Diagrama esquemático da balança de três componentes.

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, para evitar grandes fontes de erros sistemáticos. 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. As forças foram aplicadas modificando os pesos colocados nos pratos da figura 2.2. Para cada peso 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

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 fluxo intenso (ver seção 3.2).

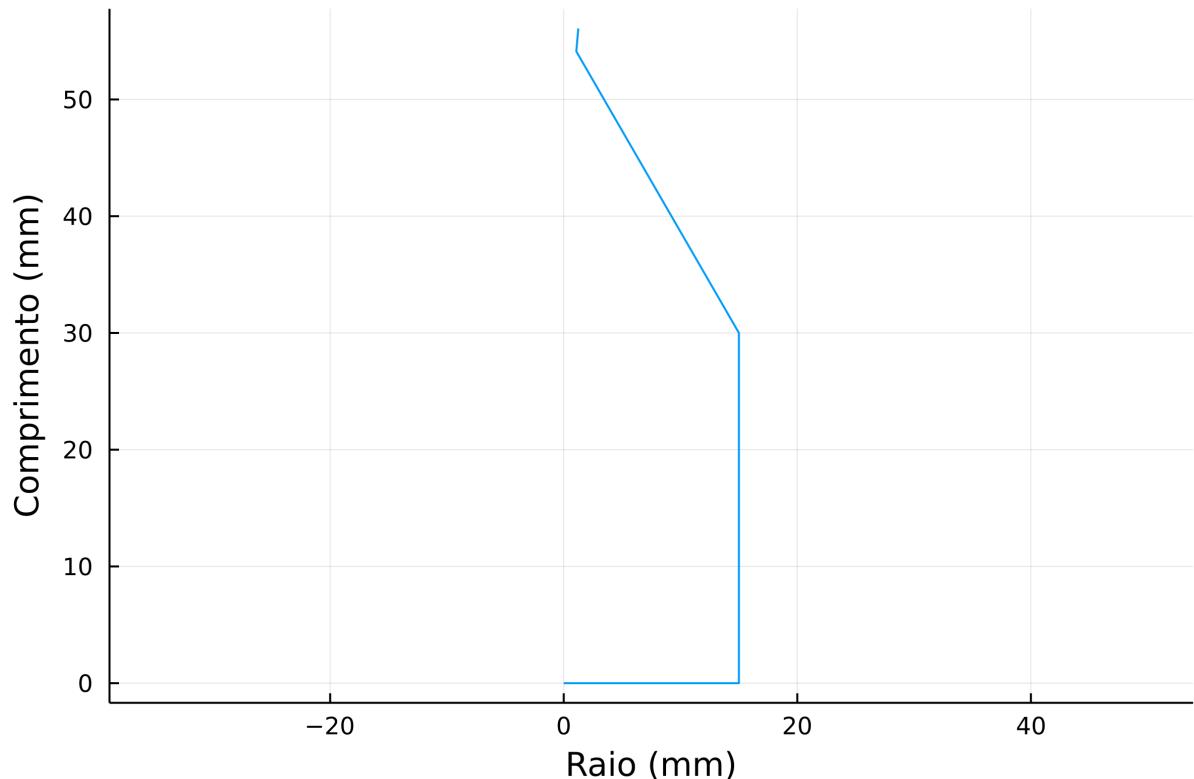


FIGURA 3.1 – Perfil interno do motor projetado.

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 $I_{sp} = 47,9s$ 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, 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 **COLOCAR**.

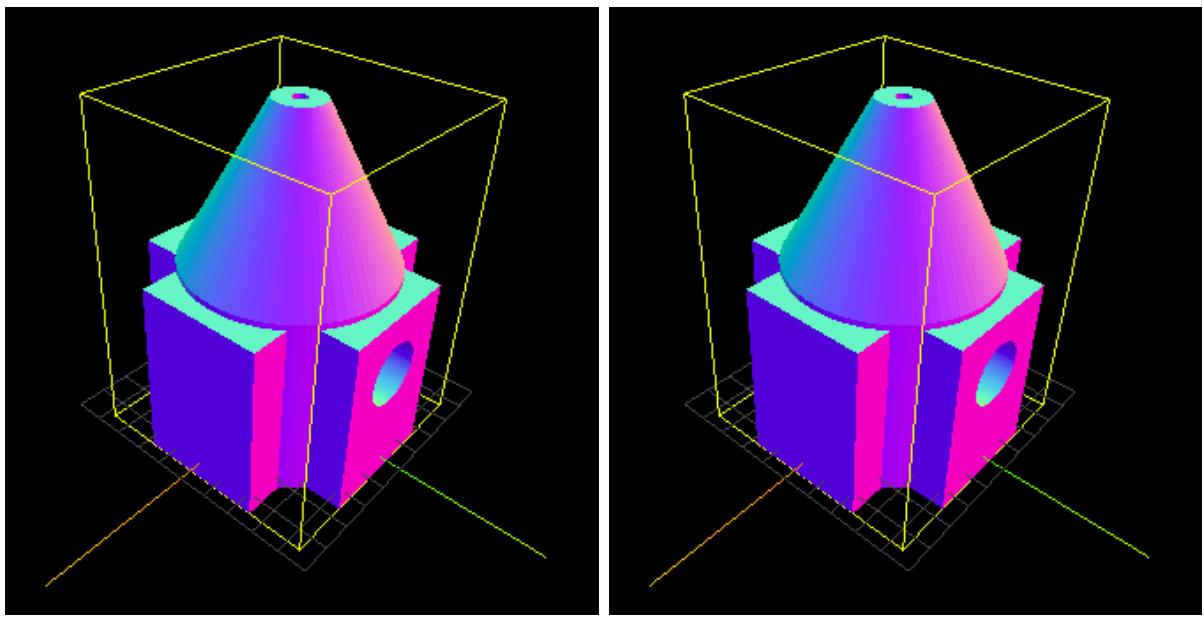


FIGURA 3.2 – Geometria tridimensional do motor projetado.

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.

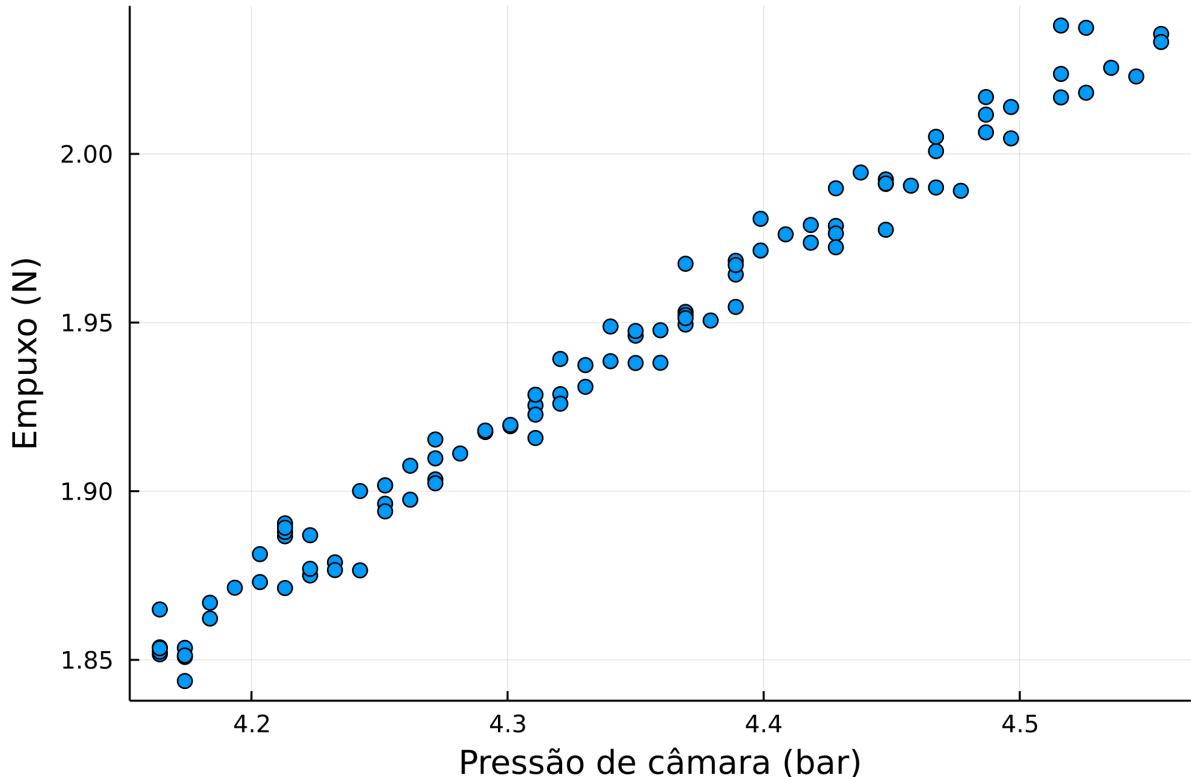


FIGURA 3.3 – Empuxo em função de pressão de câmara estática.

A variação de pressão de câmara observada neste ensaio deve-se ao grande fluxo gásico exigido pelo motor, de modo que houve esvaziamento significativo do compressor de ar utilizado durante o teste. Também destaca-se que a pressão medida na câmara, entre 4,2bar e 4,6bar, foi inferior à pressão regulada em válvula, de exatamente 5bar. No entanto, o fato do motor real atingir os 2N de empuxo exigidos com pressão próxima de 4,5bar 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 2N de empuxo, obteve-se impulso específico de 46,6s.

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

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

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 3.4 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.

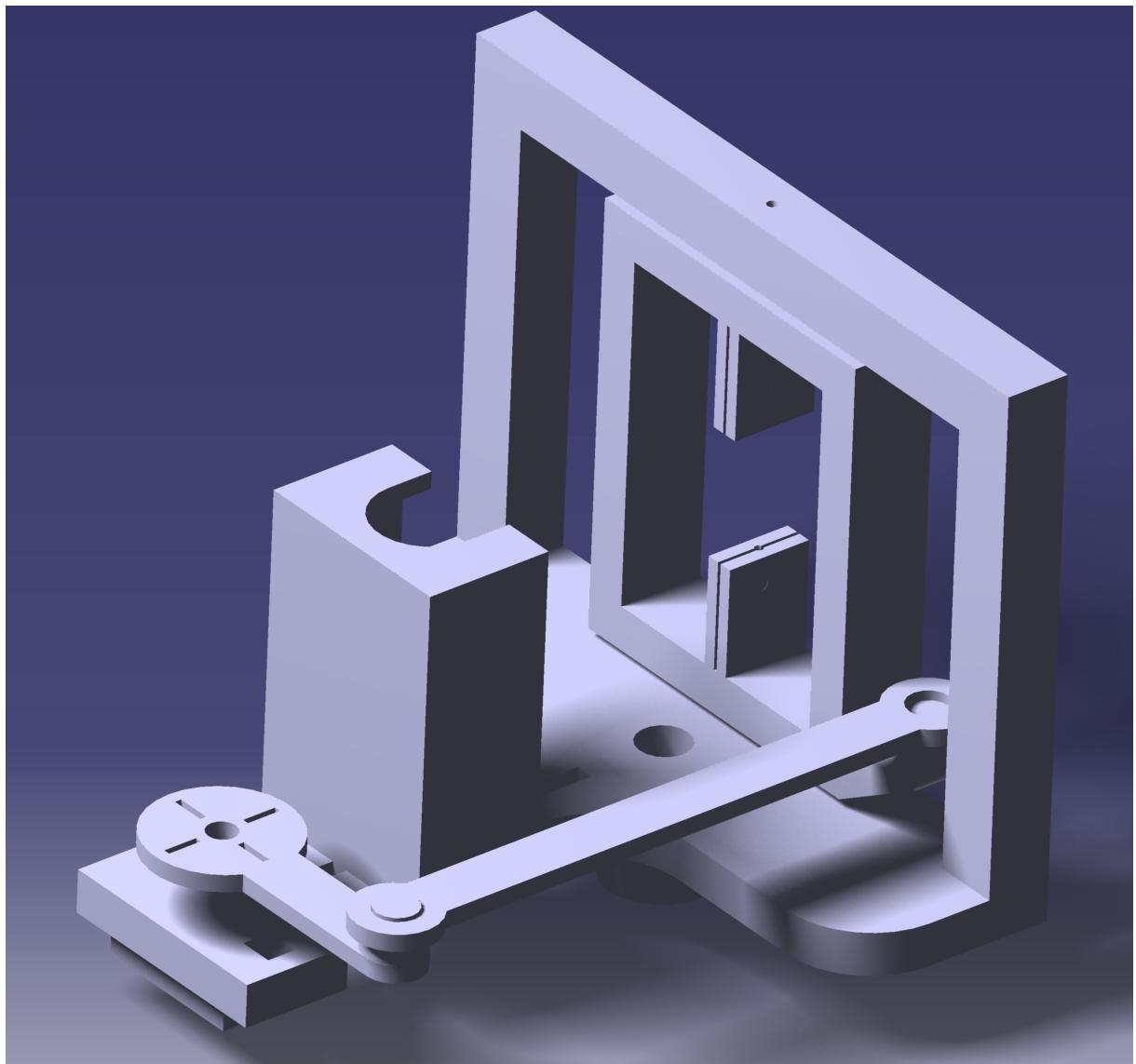


FIGURA 3.4 – Montagem do sistema de *jet vanes* renderizada no CATIA.

A figura 3.5 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.

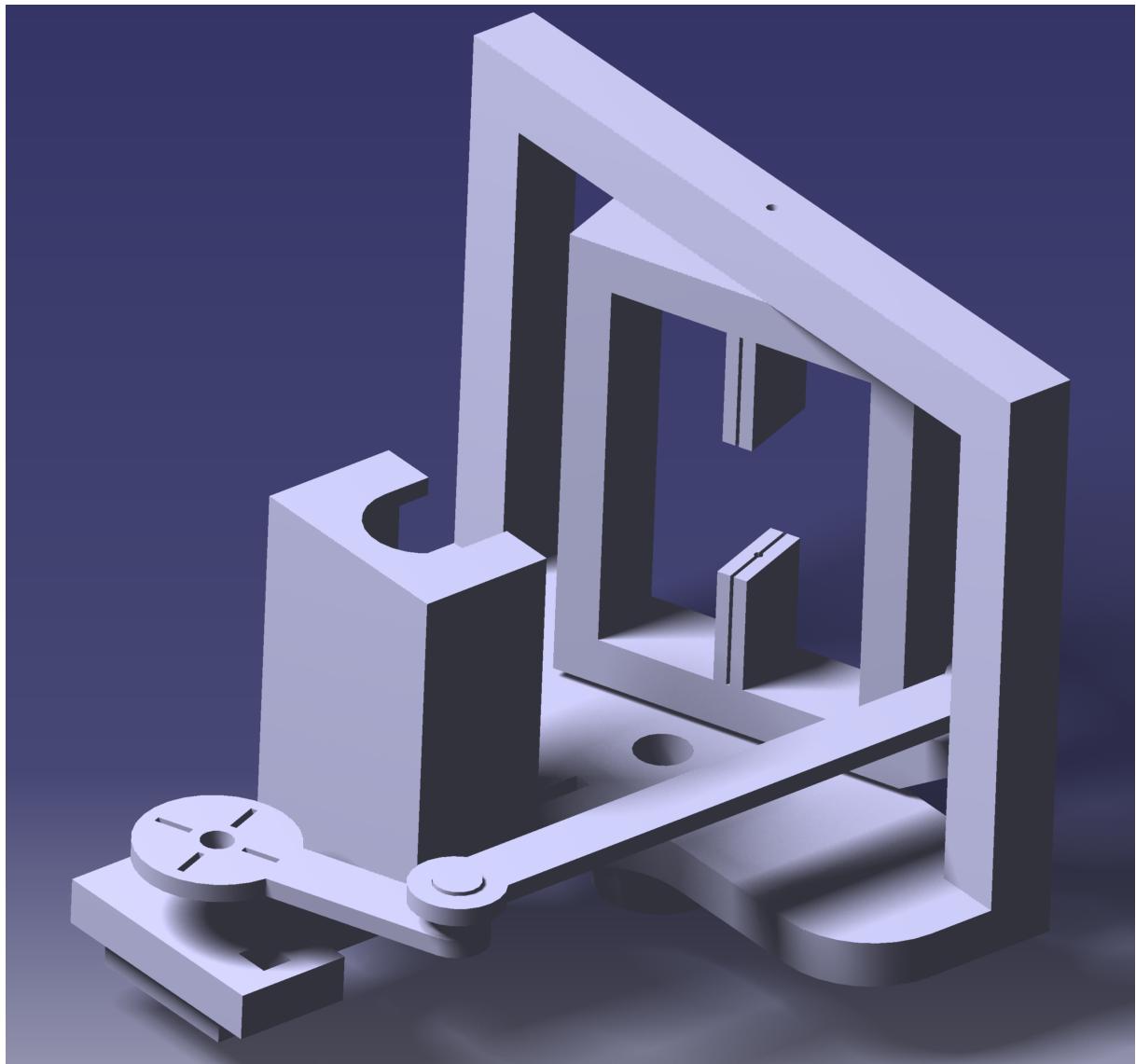


FIGURA 3.5 – Sistema de *jet vanes* defletido de 20° .

As peças projetadas foram então impressas em 3D e montadas. A figura 3.6 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.

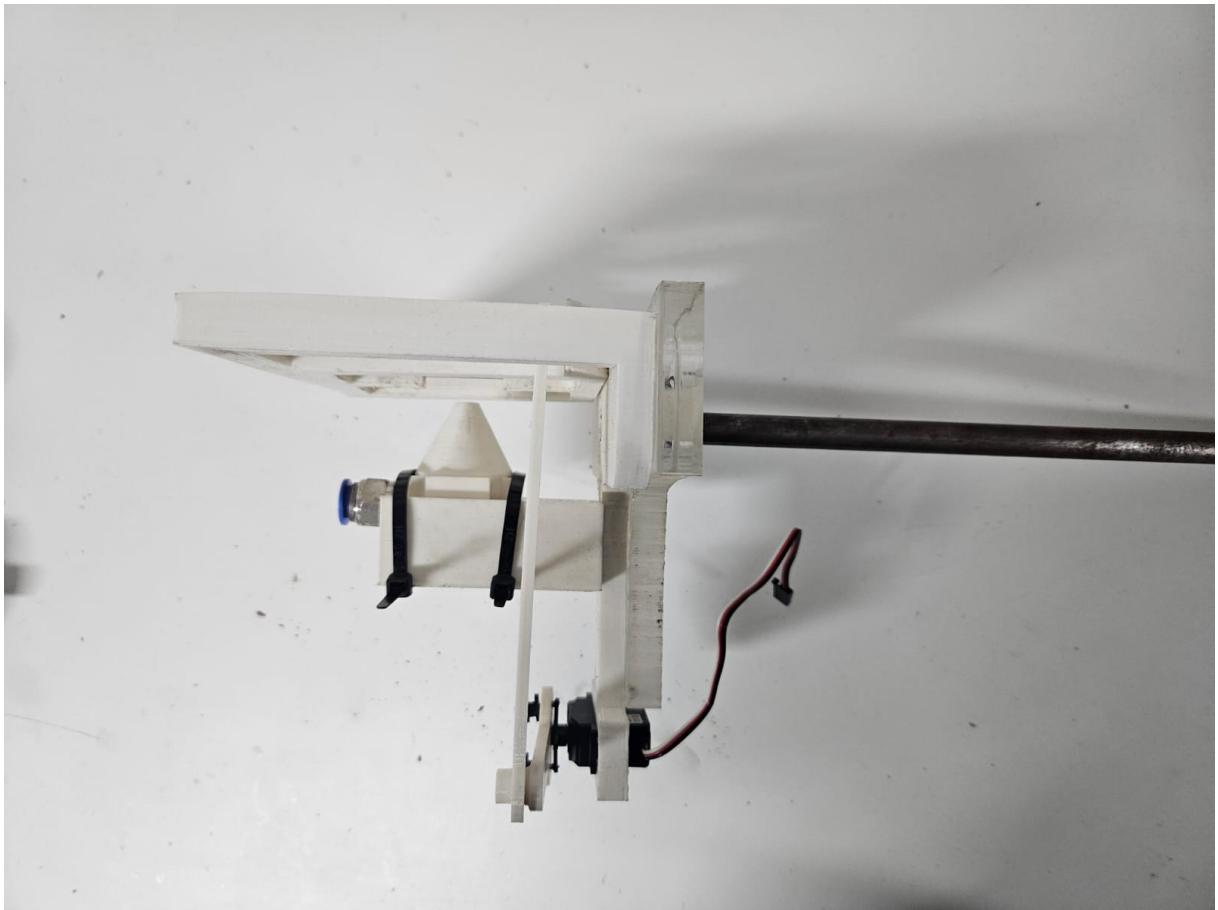


FIGURA 3.6 – Vista lateral do sistema de *jet vanes* impresso e montado.

3.4 Caracterização do sistema em balança de três componentes

As curvas de calibração dos componentes da balança estão exibidas na figura 3.7. 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 através da calibração feita, usando a saída da balança para um dado carregamento. Nesta seção, todas as barras de erro referem-se ao erro quadrático médio obtido ao longo de 1s de medida com amostragem de 1000Hz. A calibração foi feita com dados de carregamento e descarregamento da balança para que a histerese dos componentes fosse observável, como na figura 3.7b. 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.

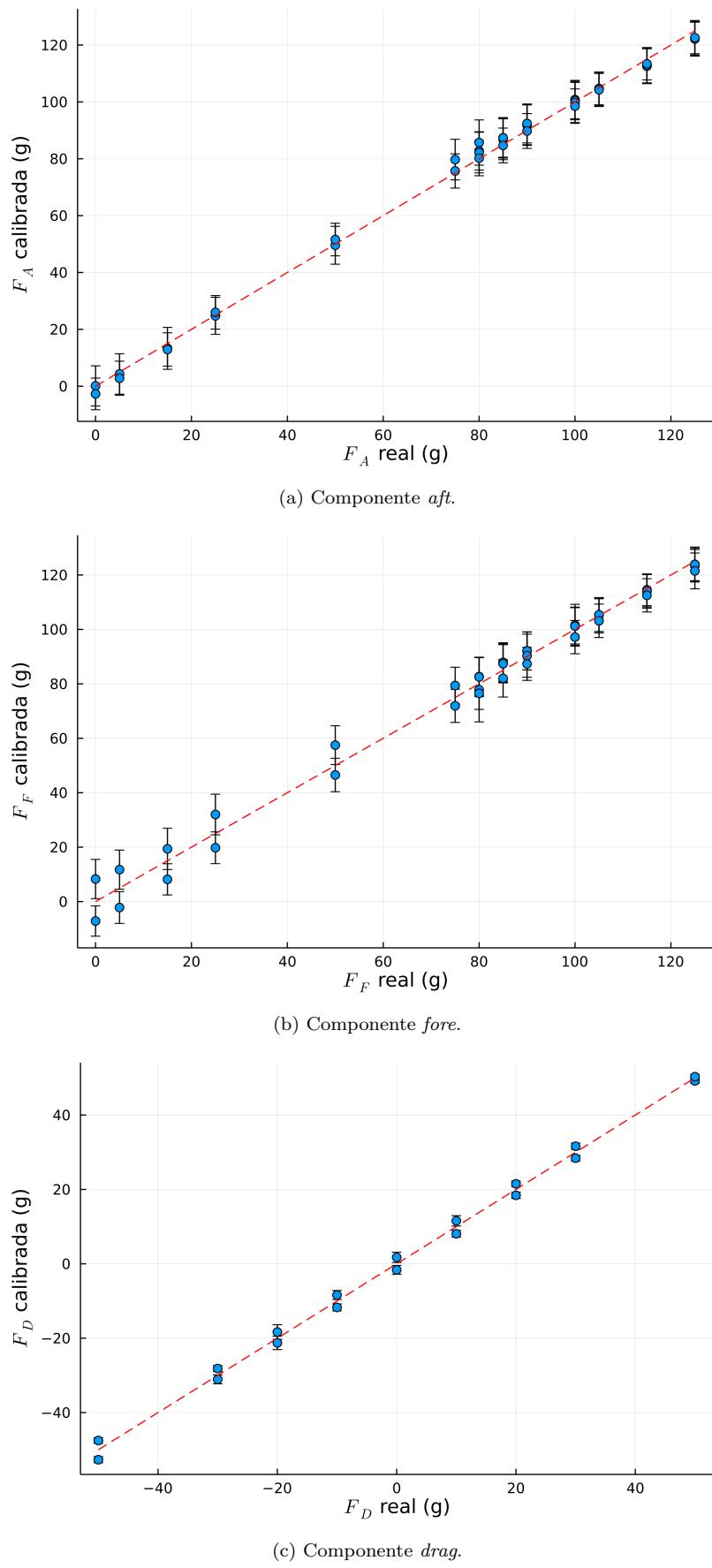


FIGURA 3.7 – Curvas de calibração dos componentes da balança.

Os resultados de empuxo sem lâmina deflectora estão exibidos na figura 3.8. A primeira linha vermelha tracejada, à esquerda, indica o acionamento do compressor de ar. A segunda, indica seu desligamento, e por fim a terceira seu acionamento final. O compressor de ar usado aciona-se automaticamente quando a pressão do reservatório (400L) reduz-se abaixo de certo limite (8bar). Assim, esse experimento demonstra que as variações de pressão no reservatório pouco afetam o experimento, conectado ao reservatório de ar por uma válvula reguladora. 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.

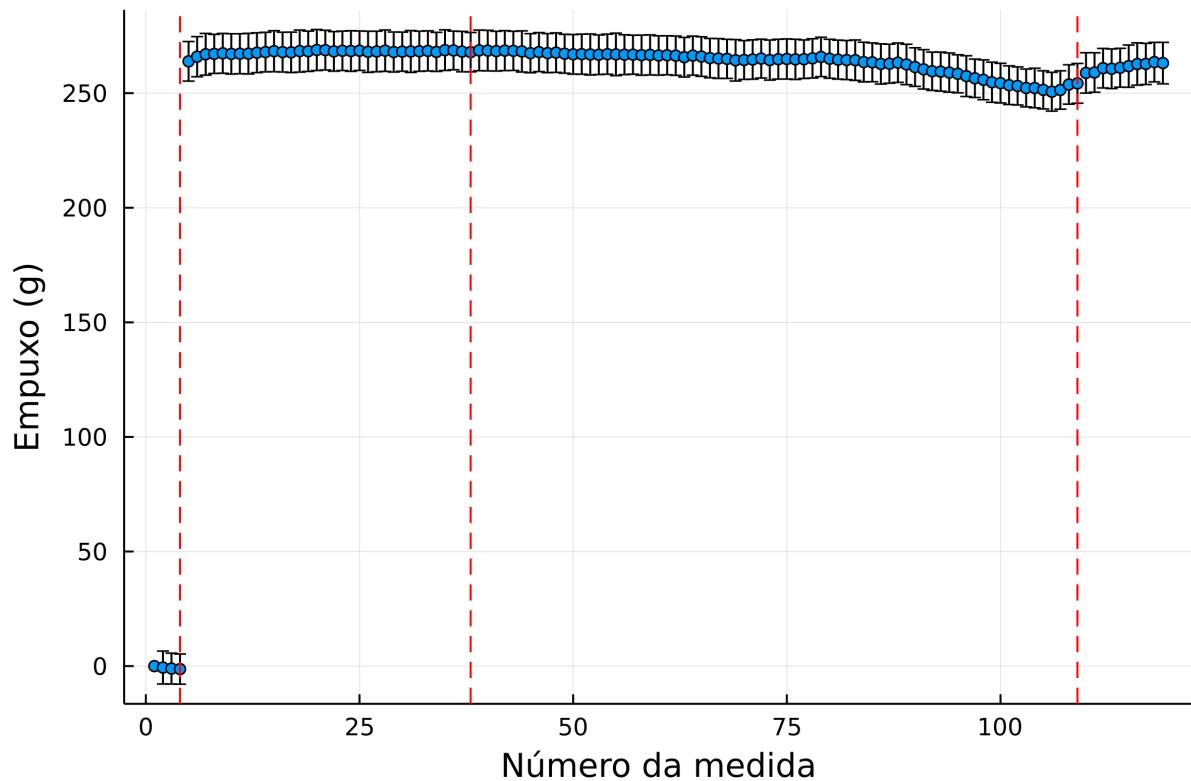


FIGURA 3.8 – Medidas de empuxo sem lâmina deflectora.

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 3.9.

Os gráficos à esquerda correspondem às varreduras no sentido $70^\circ \rightarrow 110^\circ$ e os à direita,

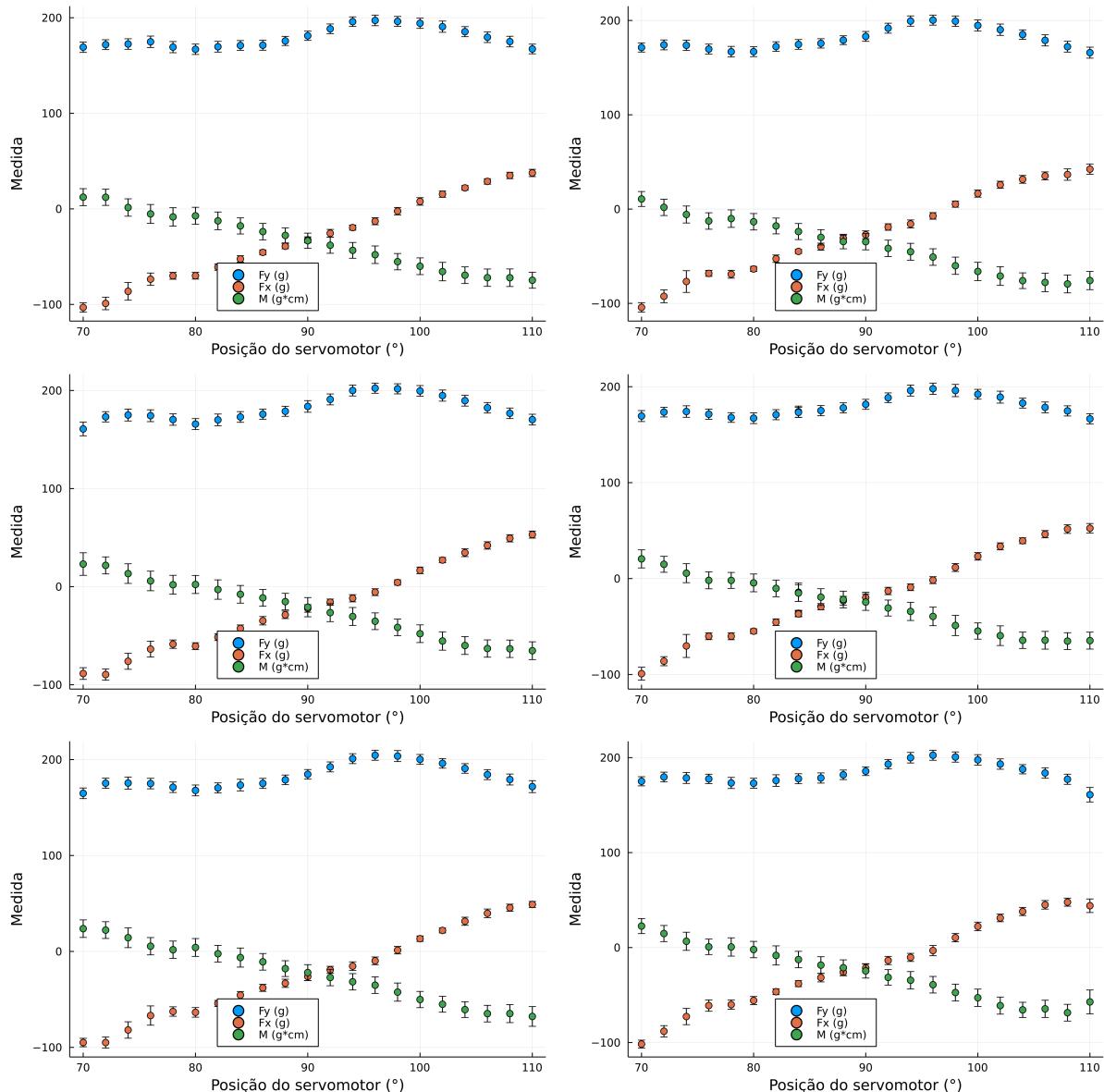


FIGURA 3.9 – Curvas de força longitudinal, força transversal e momento medidas para as varreduras de deflexão.

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 defletor 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 3.6, 3.4 e 2.3).

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.
- 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.
- SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion Elements**. [S.l.]: Wiley Interscience, 2001.
- 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=eJTfzffUeLM>. Acessado em 20/06/2023.

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 36
5. TÍTULO E SUBTÍTULO: Caracterização de sistema de propulsão a gás frio com vetorialização de empuxo			
6. AUTOR(ES): Pedro Kuntz Puglia			
7. INSTITUIÇÃO(ÖES)/ÓRGÃO(S) INTERNO(S)/DIVISÃO(ÖES): Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA			
8. PALAVRAS-CHAVE SUGERIDAS PELO AUTOR: Cupim; Cimento; Estruturas			
9. PALAVRAS-CHAVE RESULTANTES DE INDEXAÇÃO: Cupim; Dilema; Construção			
10. APRESENTAÇÃO: <input checked="" type="checkbox"/> Nacional <input type="checkbox"/> Internacional			
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: resumir			
12. GRAU DE SIGILO: <input checked="" type="checkbox"/> OSTENSIVO <input type="checkbox"/> RESERVADO <input type="checkbox"/> SECRETO			