

UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO DE JANEIRO

**AVALIAÇÃO DO SISTEMA DE MEDIÇÃO DE
EMPUXO EM TURBINAS A GÁS USANDO
BIOCOMBUSTÍVEIS**

Henrique Massari Pereira

2014

AVALIAÇÃO DO SISTEMA DE MEDIÇÃO DE EMPUXO EM TURBINAS A GÁS USANDO BIOCOMBUSTÍVEIS

Henrique Massari Pereira

Projeto de Graduação apresentado ao Curso de Engenharia Mecânica da Escola Politécnica, Universidade Federal do Rio de Janeiro, como parte dos requisitos necessários à obtenção do título de Engenheiro.

Orientador(es): Albino José Kalab Leiroz
Marcelo José Colaço

Rio de Janeiro
Agosto de 2014



**UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO DE
JANEIRO**

Departamento de Engenharia Mecânica
DEM/POLI/UFRJ



**AVALIAÇÃO DO SISTEMA DE MEDIÇÃO DE EMPUXO EM TURBINAS A
GÁS USANDO BIOCOMBUSTÍVEIS**

Henrique Massari Pereira

PROJETO FINAL SUBMETIDO AO CORPO DOCENTE DO
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA DA ESCOLA
POLITÉCNICA DA UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO DE JANEIRO
COMO PARTE DOS REQUISITOS NECESSÁRIOS PARA A OBTENÇÃO DO
GRAU DE ENGENHEIRO MECÂNICO.

Aprovado por:

Prof. Albino José Kalab Leiroz

Prof. Marcelo José Colaço

Prof^a. Lavinia Maria Sanabio Alves Borges

Eng. Nauberto Rodrigues Pinto

RIO DE JANEIRO, RJ - BRASIL

AGOSTO DE 2014

Pereira, Henrique Massari

Avaliação do Sistema de Medição de Empuxo em Turbinas a Gás Usando Biocombustíveis/ Henrique Massari Pereira – Rio de Janeiro: UFRJ/ Escola Politécnica, 2014.

Orientadores: Albino José Kalab Leiroz e Marcelo José Colaço / Projeto de Graduação – UFRJ/ Escola Politécnica/Curso de Engenharia do Mecânica, 2014.

Referencias Bibliográficas: p. 65.

1. Medidas de Empuxo 2. Turbina a Gás 3. Rigidez Estrutural 4. Sensibilidade de Medição 6. Biocombustíveis. I.Leiroz, Albino e Colaço, Marcelo II. Universidade Federal do Rio de Janeiro, Escola Politécnica, Curso de Engenharia Mecânica. III. Engenheiro Mecânico.

Resumo do Projeto de Graduação apresentado à Escola Politécnica/ UFRJ como parte dos requisitos necessários para a obtenção do grau de Engenheiro Mecânico.

AVALIAÇÃO DO SISTEMA DE MEDIÇÃO DE EMPUXO EM TURBINAS A GÁS USANDO BIOCOMBUSTÍVEIS

Henrique Massari Pereira

Agosto/2014

Orientadores: Albino José Kalab Leiroz e Marcelo José Colaço

Curso: Engenharia Mecânica

Aeronaves são de grande importância nos dias de hoje, sendo um meio de transporte rápido, seja para fins militares ou comerciais, de passageiros ou cargas. Hoje em dia as aeronaves utilizam turbinas a gás devido à sua maior capacidade de criar empuxo com baixo peso, possibilitando assim, atingir maiores velocidades e transportar maiores cargas. Para melhor compreensão e entendimento dos processos que ocorrem em turbinas aeronáuticas, o Laboratório de Máquinas Térmicas – LMT – junto ao Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade Federal do Rio de Janeiro, dispõe de uma turbina aeronáutica experimental, a SR-30, desenvolvida pela empresa Turbine Technologies. O objetivo primário da pesquisa no LMT é analisar e propor um novo sistema de medição de empuxo, já que o sistema atual apresenta indícios de mau funcionamento. O objetivo secundário é tomar medidas de empuxo para misturas de biocombustíveis em diferentes concentrações e comparar os dados obtidos com querosene de aviação. De acordo com os testes realizados, a bancada experimental não possui boa acurácia na medição do empuxo gerado pela turbina. Dessa forma, nesse trabalho é estudado e proposto um novo sistema de medição e suas características são enumeradas.

Palavras-chave: Medidas de Empuxo, Turbina a Gás, Rigidez Estrutural, Sensibilidade de Medição, Biocombustíveis.

Abstract of Undergraduate Project presented to POLI/UFRJ as a partial fulfillment of the requirements for the degree of Engineer.

EVALUATION OF MEASUREMENT SYSTEM THRUST IN GAS TURBINES USING BIOFUELS

Henrique Massari Pereira

August/2014

Advisors: Albino José Kalab Leiroz e Marcelo José Colaço

Course: Mecanic Engineering

Aircraft are of great importance today, as a means of fast transportation, whether for military or commercial purposes, of passengers or cargo. Nowadays, aircraft use gas turbines because of their greater capacity to create thrust with low weight, thus enabling to achieve higher speeds and carry higher loads. For better comprehension and understanding of the processes occurring in aeronautical turbines, the Laboratory of Thermal Engines – LMT – within the Department of Mechanical Engineering of the Federal University of Rio de Janeiro, has an aircraft experimental turbine, the SR-30, developed by Turbine Technologies. The primary objective of the research at LMT is to analyze and propose a new thrust measurement system, since the current one shows signs of malfunction. The secondary objective is to take thrust measurements using biofuel blends in different concentrations and compare the data obtained with pure aviation kerosene. According to tests, the experimental workbench lacks a good accuracy in thrust measurement generated by the turbine. This way, in this work, a new measurement system is proposed and studied and its features are listed.

Keywords: Thrust Measurement, Gas Turbine, Structural Rigidity, Measurements Sensibility, Biofuels.

Agradecimento

Gostaria de agradecer ao Programa de Recursos Humanos da ANP pelo incentivo e recursos que possibilitaram a execução do presente trabalho. A grade curricular estabelecida bem como as palestras oferecidas contribuíram significativamente para minha formação.

Sumário

1	Introdução.....	1
1.1	Motivação e Objetivo.....	1
1.2	Organização do Trabalho.....	4
2	Revisão Bibliográfica.....	5
2.1	Descrição e Funcionamento de uma Turbina a Gás.....	5
2.1.1	Ciclo Brayton.....	6
2.2	Sistemas de Medição de Força.....	9
2.2.1	Descrição do Funcionamento de um Transdutor de Força.....	9
2.2.2	Erros Envolvidos em Sistemas de Medição de Força.....	13
3	Descrição Experimental.....	16
3.1	Aparato Experimental.....	16
3.2	Procedimento Experimental.....	18
4	Tratamento de Dados.....	21
4.1	Erro.....	21
4.2	Empuxo Calculado.....	22
5	Resultados dos Testes com Biocombustíveis.....	25
6	Considerações Sobre o Sistema de Medição de Empuxo.....	29
6.1	Sistema de Calibração.....	29
6.1.1	Descrição.....	29
6.1.2	Procedimento.....	32
6.1.3	Resultados da Avaliação do Sistema de Medição de Empuxo.....	33
6.2	Causas dos Erros de Medição.....	40
7	Proposição de um Novo Sistema de Medição de Empuxo.....	43
7.1	Célula de Carga e Condicionador de Sinais.....	43
7.2	Tubulação.....	47
7.3	Estrutura.....	48

7.3.1	Comparação Entre a Rigidez das Estruturas.....	49
7.4	Sensibilidade do Sistema de Medição de Empuxo Proposto.....	59
8	Conclusões e Sugestões.....	63
8.1	Conclusões.....	63
8.2	Sugestões.....	63
9	Bibliografia.....	65
	Apêndice A – Dados das Medições na Turbina.....	67
	Apêndice B – Dados das Medições de Calibração.....	72

Índice de figuras

Figura 1.1 Número de passageiros em voos nacionais e internacionais operados por empresas brasileiras. Adaptado de (Agência Nacional de Aviação Civil, 2013).....	1
Figura 1.2 - Assento Quilômetro Oferecido e Tonelada Quilômetro Oferecido (International Air Transport Association, 2014)	2
Figura 1.3 - Comparação entre o preço do Jet A-1 e do Petróleo (International Air Transport Association, 2014)	3
Figura 2.1 - (a) Gerador de gases, (b) Turbojato, (c) Turbofan, (d) Turboélice (Hill & Peterson, 1992).....	6
Figura 2.2 - Representação do ciclo Brayton ideal (Van Wylen, 2003).....	7
Figura 2.3 - Representação do ciclo Brayton real (Van Wylen, 2003).	8
Figura 2.4 - Balança de braços iguais e balança de braços desiguais (Boyes, 2010).....	9
Figura 2.5 - Elementos estruturais típicos e suas faixas de aplicação (Institute of Measurement and Control, 2013).	10
Figura 2.6 - Diferentes tipos de extensômetros (Institute of Measurement and Control, 2013).....	10
Figura 2.7 – Configuração de um quarto de ponte, meia ponte e ponte completa (Interface Inc., 2009)	11
Figura 2.8 - Esquemática simplificada de uma célula de carga (PCB Load & Torque Inc.).	11
Figura 2.9 - Diagrama de funcionamento de uma célula de carga por extensômetro. ...	12
Figura 2.10 - Esquema ilustrativo do processamento de dados de uma célula de carga.....	12
Figura 2.11 - Representação dos erros de não linearidade e histerese (PCB Load & Torque Inc.).	13
Figura 2.12- Representação do erro de não linearidade (PCB Load & Torque Inc.).	14
Figura 2.13 - Representação do erro de fluência (Institute of Measurement and Control, 2013).....	15
Figura 2.14 - Valores típicos de erros em células de carga por aplicação industrial (PCB Load & Torque Inc.).....	15
Figura 3.1 - Vista em corte da turbina SR-30 e sua instrumentação (Turbine Technologies Ltd.).....	17

Figura 3.2 - Arranjo da bancada MIniLab (Turbine Technologies Ltd.).	18
Figura 3.3 - Manopla de aceleração da turbina SR-30 e detalhe da escala.	19
Figura 3.4 - Vista traseira da bancada.	20
Figura 4.1 - Volume de controle aplicado para análise da turbina (Hill & Peterson, 1992).	23
Figura 5.1 - Empuxo medido durante testes com biocombustíveis.	25
Figura 5.2 - Empuxo teórico calculado para os testes com biocombustíveis.	26
Figura 5.3 - Comparação entre empuxo calculado e medido ao longo dos testes.	27
Figura 6.1 - Arranjo geral do sistema de calibração.	29
Figura 6.2 - Vista a) traseira e b) frontal da estrutura de sustentação.	30
Figura 6.3 - Fixação dos cabos de tração na turbina por ganchos.	30
Figura 6.4 - Massas calibradas.	31
Figura 6.5 - Sistema de calibração durante medição.	32
Figura 6.6 - Primeiro teste de avaliação do sistema.	34
Figura 6.7 - Segundo teste de avaliação do sistema.	35
Figura 6.8 - Terceiro teste de avaliação do sistema.	36
Figura 6.9 - Tendência do erro de histerese.	37
Figura 6.10 - Tendência do erro de linearidade.	38
Figura 6.11 - Tendência do erro de repetibilidade.	38
Figura 6.12 - Teste de avaliação do erro de fluência.	39
Figura 6.13 - Dados brutos da célula de carga durante o teste de fluência.	40
Figura 6.14 - Célula de carga da bancada e sua estrutura de fixação.	41
Figura 6.15 - Tubulações de sensoriamento e alimentação da turbina.	42
Figura 7.1 - Dimensões da célula de carga CSAZL-20 (MK Controle e Instrumentação Ltda.).	44
Figura 7.2 - Condicionador de sinais SMKTC-10 (MK Controle e Instrumentação Ltda.).	45
Figura 7.3 - CH15 do terminal de aquisição de dados da bancada.	46
Figura 7.4 - Vista frontal e traseira da turbina SR-30 com indicações das tubulações rígidas.	48
Figura 7.5 - Fixação por colunas proposta por Davis (2004).	49
Figura 7.5 - Disposição dos parafusos de fixação da turbina na bancada.	51
Figura 7.6 - Modelo de Elementos finitos da primeira configuração.	51
Figura 7.7 - Deslocamentos da primeira configuração.	52

Figura 7.8 - Rigidez da primeira configuração.....	52
Figura 7.9 - Estado de deformação da primeira configuração.....	53
Figura 7.10 - Modelo de Elementos finitos da segunda configuração.	54
Figura 7.11 - Deslocamentos da segunda configuração.	54
Figura 7.12 - Rigidez da segunda configuração.	55
Figura 7.13 - Estado de deformação da segunda configuração.	55
Figura 7.15 - Modelo de Elementos finitos da terceira configuração.	56
Figura 7.16 - Deslocamentos da terceira configuração.	57
Figura 7.17 - Rigidez da terceira configuração.	57
Figura 7.18 - Estado de deformação da segunda configuração.	57
Figura 7.19 - Deslocamentos das três configurações.	58
Figura 7.20 –Medição direta de uma força.....	59
Figura 7.21 – Medição da força na bancada.	59
Figura 7.22 - Curva de calibração estimada para as diferentes configurações.....	62

Índice de tabelas

Tabela 4.1 - Propriedade dos gases de combustão (Cohen, Rogers, & Saravanamuttoo, 1996).....	24
Tabela 6.1 - Valores das massas de calibração disponíveis.	31
Tabela 6.2 - Valores dos pesos utilizados.....	32
Tabela 6.3 - Erros de linearidade, histerese e repetibilidade do primeiro teste.	34
Tabela 6.4 - Erros de linearidade, histerese e repetibilidade do segundo teste.	35
Tabela 6.5 - Erros de linearidade, histerese e repetibilidade do terceiro teste.	37
Tabela 7.1 - Características da célula de carga CSAZL-20 (MK Controle e Instrumentação Ltda.).....	44
Tabela 7.2 - Características da condicionador de sinais SMKTC5-10 (MK Controle e Instrumentação Ltda.).....	45
Tabela 7.3 - Propriedades do material utilizado na análise por elementos finitos.	49
Tabela 7.4 - Forças aplicadas na análise por elementos finitos.....	50
Tabela 7.5 - Deslocamentos da primeira configuração.	52
Tabela 7.6 - Deslocamentos da segunda configuração.....	54
Tabela 7.7 - Deslocamentos da terceira configuração.....	56
Tabela 7.8 – Resumo dos resultados obtidos.....	58
Tabela 7.9 - Comparação entre a sensibilidade dos sistemas de medição de empuxo.	61
Tabela A.0.1 – Dados medidos e calculados para o teste com QAV.	67
Tabela A.0.2 – Dados medidos e calculados para o teste com QBE 0802.....	68
Tabela A.0.3 – Dados medidos e calculados para o teste com QBE 1505.....	69
Tabela A.0.4 – Dados medidos e calculados para o teste com QBE 2005.....	70
Tabela A.0.5 – Dados medidos e calculados para o teste com QBE 2505.....	71
Tabela B.0.1 – Dados medidos para o primeiro teste de avaliação do sistema de medição de empuxo.....	72
Tabela B.0.2 – Dados medidos para o segundo teste de avaliação do sistema de medição de empuxo.....	72
Tabela B.0.3 – Dados medidos para o terceiro teste de avaliação do sistema de medição de empuxo.....	73
Tabela B.0.4 – Dados medidos para o teste de avaliação do sistema de medição de empuxo (erro de fluência).....	73

1 Introdução.

1.1 Motivação e Objetivo.

Atualmente, aeronaves desempenham um papel indispensável no mundo. Elas proveem um meio de locomoção rápido, seja para fins militares ou comerciais, no transporte de passageiros ou cargas. Segundo a ANAC (Agência Nacional de Aviação Civil) de janeiro a junho de 2014 foram mais de 46,2 milhões de embarques em voos domésticos e 3,0 milhões de embarques internacionais no Brasil apenas em empresas nacionais (Agência Nacional de Aviação Civil, 2014).

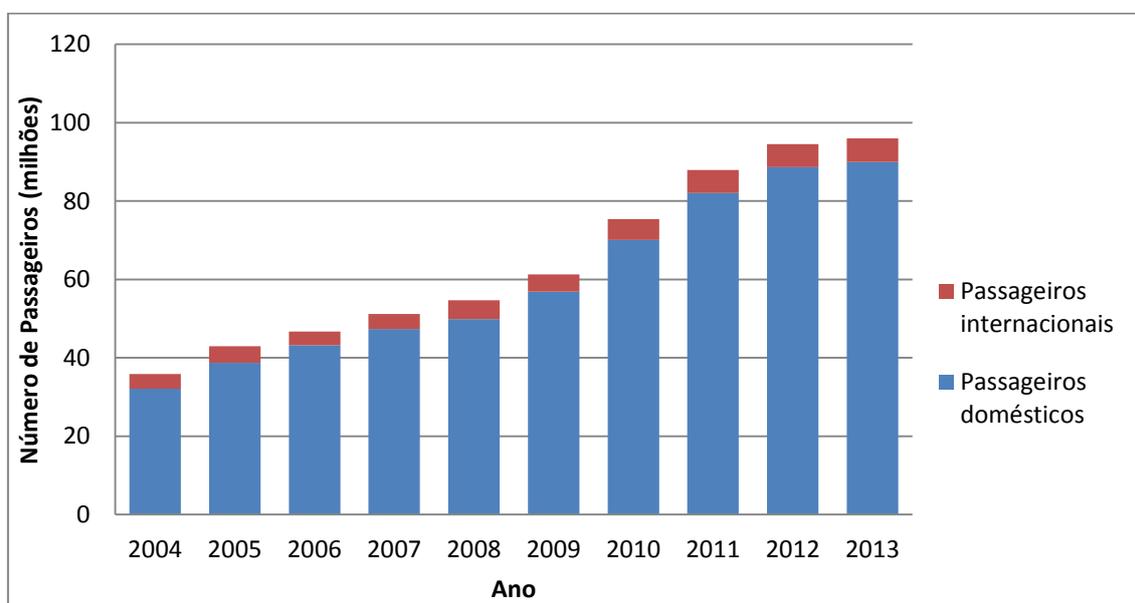


Figura 1.1 Número de passageiros em voos nacionais e internacionais operados por empresas brasileiras. Adaptado de (Agência Nacional de Aviação Civil, 2013)

Ainda segundo a ANAC, o número de passageiros em voos nacionais e internacionais cresceu cerca de 167% desde 2004 conforme indicado na Figura 1.1.

A Associação Internacional de Transportes Aéreos (IATA na sigla em inglês) é a principal associação de companhias aéreas do Mundo. Ela apresenta dados internacionais de comportamento semelhante aos dados apontados pela ANAC. A Figura 1.2 mostra a crescente oferta, ao longo dos anos, de Assentos Quilômetro e Toneladas Quilômetro, das siglas ASK (*Available Seat Kilometers*) e AFTK (*Available*

Freight Tonne Kilometers) respectivamente. Esses dados são obtidos pela multiplicação da quantidade de assentos ou toneladas de carga oferecidos pela quantidade de quilômetros voados. (International Air Transport Association, 2014).

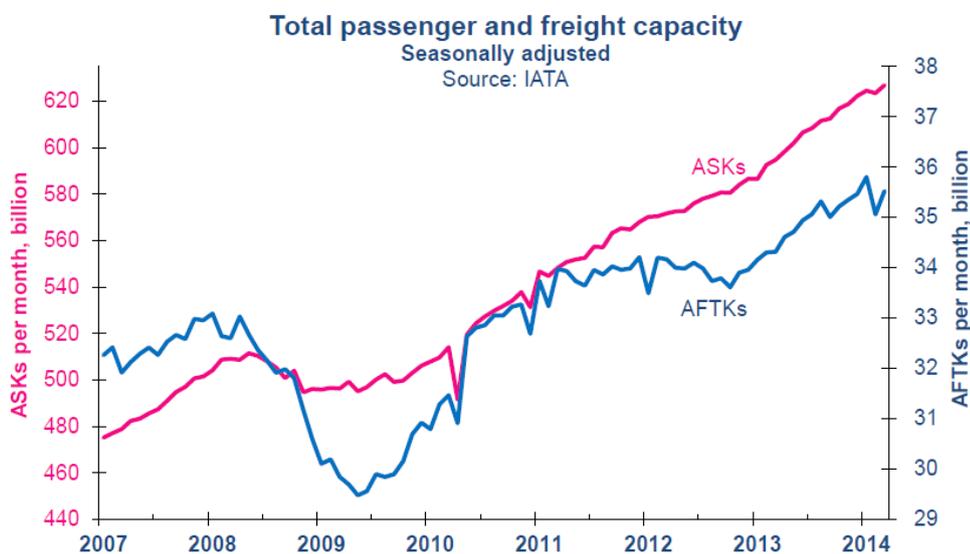


Figura 1.2 - Assento Quilômetro Oferecido e Tonelada Quilômetro Oferecido (International Air Transport Association, 2014)

Desde o início dos anos 1940, as aeronaves começaram a fazer uso de turbinas a gás e, hoje em dia, são largamente utilizadas devido à sua maior capacidade de criar empuxo com baixo peso. Isso possibilita atingir maiores velocidades e transportar maiores cargas (Giampaolo, 2006).

Turbinas a gás têm como principal combustível o querosene de aviação (QAV ou Jet A-1), que é regulamentado pela ANP (Agência Nacional do Petróleo, Gás Natural e Biocombustíveis). Segundo ela, o querosene de aviação deve ser constituído exclusivamente de hidrocarbonetos derivados das seguintes fontes convencionais: petróleo, condensados líquidos de gás natural, óleo pesado, óleo de xisto e aditivos, tais como: melhoradores de lubricidade, inibidores de formação de gelo e antioxidantes. Esses são adicionados para garantir boas características lubrificantes, a permanência na fase líquida do combustível, sua homogeneidade até a zona de combustão da aeronave e boa resistência química e física às variações de temperatura e pressão (Agência Nacional do Petróleo, Gás Natural e Biocombustíveis, 2009).

Comercialmente, o QAV é produzido por fracionamento do petróleo, através de destilação a pressão atmosférica com temperaturas entre 150°C e 300°C, caracterizando-se como um combustível não renovável e com altos impactos ambientais negativos..

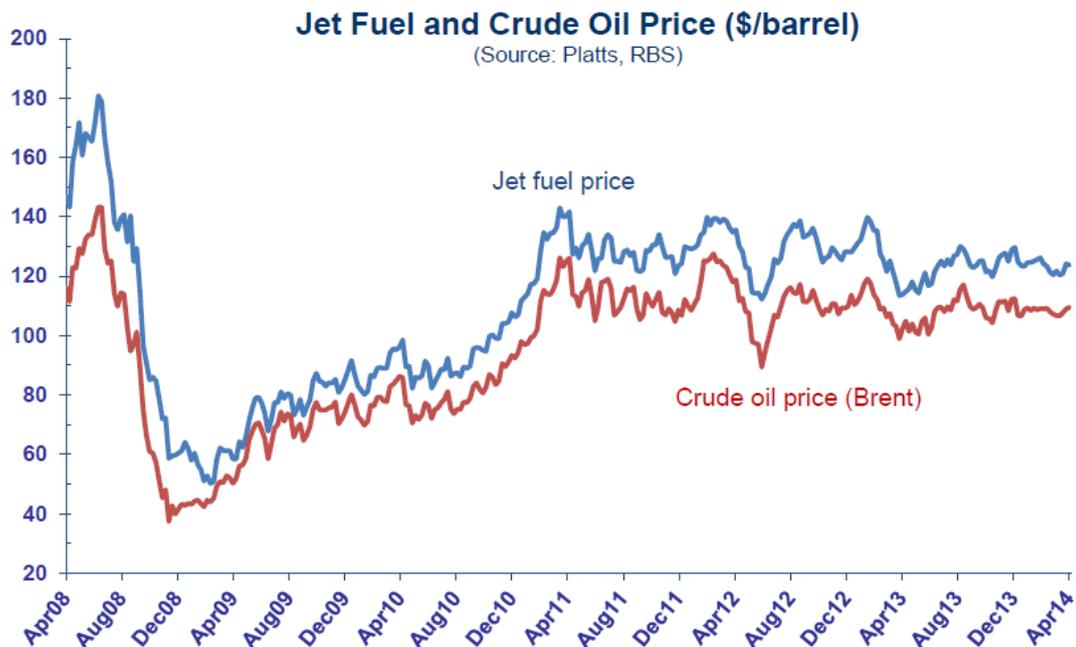


Figura 1.3 - Comparação entre o preço do Jet A-1 e do Petróleo (International Air Transport Association, 2014)

Outro fator importante a ser destacado é a forte dependência entre o preço dos combustíveis de aviação e o preço do petróleo, como se pode notar na Figura 1.3. Há também grande preocupação com o preço deste combustível, que tende a oscilar muito, pois boa parte de sua produção é oriunda de regiões de conflitos e de grandes instabilidades políticas e sociais.

Dada a importância da aviação comercial para a humanidade, em oposição aos malefícios e problemas gerados pelo uso de combustíveis fósseis em turbinas, entendemos como sendo altamente relevante o estudo de combustíveis alternativos e renováveis que substituam total ou parcialmente o querosene de aviação.

Para melhor compreensão e entendimento dos processos que ocorrem em uma turbina aeronáutica, o Laboratório de Máquinas Térmicas do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade Federal do Rio de Janeiro dispõe de uma turbina aeronáutica experimental, a SR-30, desenvolvida pela empresa Turine Technologies.

O objetivo primário desta pesquisa é analisar e propor um novo sistema de medição de empuxo da bancada em questão, já que o sistema atual apresenta indícios de mau funcionamento. O objetivo secundário é tomar medidas de empuxo para misturas de biocombustíveis em diferentes concentrações, comparando os dados obtidos com os do querosene de aviação puro.

1.2 Organização do Trabalho.

O presente trabalho é dividido em outros oito capítulos, além deste introdutório, onde são apresentados os objetivos e as motivações que motivaram o trabalho. São eles: Revisão Bibliográfica, Descrição Experimental, Tratamento de Dados, Resultados dos Testes com Biocombustíveis, Considerações Sobre o Sistema de Medição de Empuxo, Proposição do Novo Sistema de Medição de Empuxo e Conclusões e Sugestões.

No capítulo sobre revisão bibliográfica, são apresentados os conceitos fundamentais para entendimento do funcionamento tanto de uma turbina a gás aeronáutica, como de um sistema de medição de força. Além disso, são introduzidos os principais tipos de erros e suas metodologias de cálculos são explicadas.

O terceiro capítulo descreve o experimento de medição de empuxo na turbina usando biocombustíveis. O tratamento dos dados medidos, assim como os resultados obtidos pela manipulação dos mesmos, são descritos e apresentados nos dois capítulos subsequentes.

O sexto capítulo avalia o sistema de medição da bancada, bem como elucida as prováveis causas dos erros de medição levantados. As soluções para os problemas enumerados são apresentadas no capítulo seguinte, onde é feita uma comparação minuciosa entre o sistema atual e o proposto.

O último capítulo reúne as conclusões obtidas nas seções anteriores e são propostos futuros estudos sobre o tema.

2 Revisão Bibliográfica.

2.1 Descrição e Funcionamento de uma Turbina a Gás.

Turbinas a gás são equipamentos cuja principal função é gerar trabalho mecânico na forma de empuxo ou trabalho de eixo. São divididas em dois grandes grupos: as turbinas utilizadas na aviação de forma geral, também denominadas turbinas aeronáuticas com a principal função de geração de empuxo; e as utilizadas em terra e mar, comumente chamadas de turbinas estacionárias cuja principal função é a geração de potência de eixo (Giampaolo, 2006).

Sua forma compacta, sua excelente relação peso-potência e grande versatilidade de combustíveis faz das turbinas uma ótima solução para geração de energia *offshore* e acionamento de outros equipamentos como bombas e compressores, bem como para geração de empuxo na propulsão de aeronaves (Boyce, 2012).

As turbinas a gás são basicamente compostas de duas partes. A primeira é denominada gerador de gases e é composta por compressor, câmara de combustão e turbina, que gera apenas a energia necessária para acionar o compressor, como ilustrado na Figura 2.1. A segunda parte é chamada de conversor de potência e é nessa parte que ocorrem as variações entre os tipos das turbinas, pois diferentes configurações de entrada e saída do gerador de gases propiciam diferentes resultados (Bathie, 1996).

Para pequenas velocidades de voo e pequenas distâncias, turboélices ou turbo propulsores são consideravelmente mais eficientes que turbojatos. No entanto, para velocidades de voo maiores que 0,5 ou 0,6 vezes a velocidade do som, turboélices se tornam ineficientes. Para faixas maiores, até 85% da velocidade do som turbojatos e turbofans operam com boa eficiência. Turbojatos também operam em velocidades supersônicas (Hill & Peterson, 1992).

Os dois principais fatores que afetaram o desempenho de turbinas a gás nos anos passados foram a eficiência de cada componente individual (compressor e turbina) e a temperatura de trabalho que as pás suportam (Cohen, Rogers, & Saravanamuttoo, 1996).

Nos últimos anos, grandes avanços foram possíveis pelo desenvolvimento das tecnologias metalúrgicas e pela utilização de computação no projeto das turbinas que possibilitaram além do emprego de maiores temperaturas e razões de compressão, o aumento da eficiência das turbinas a gás (Giampaolo, 2006). Esses progressos

proporcionaram, nos últimos 20 anos, um salto de 15% para 45% na eficiência térmica destes equipamentos (Boyce, 2012).

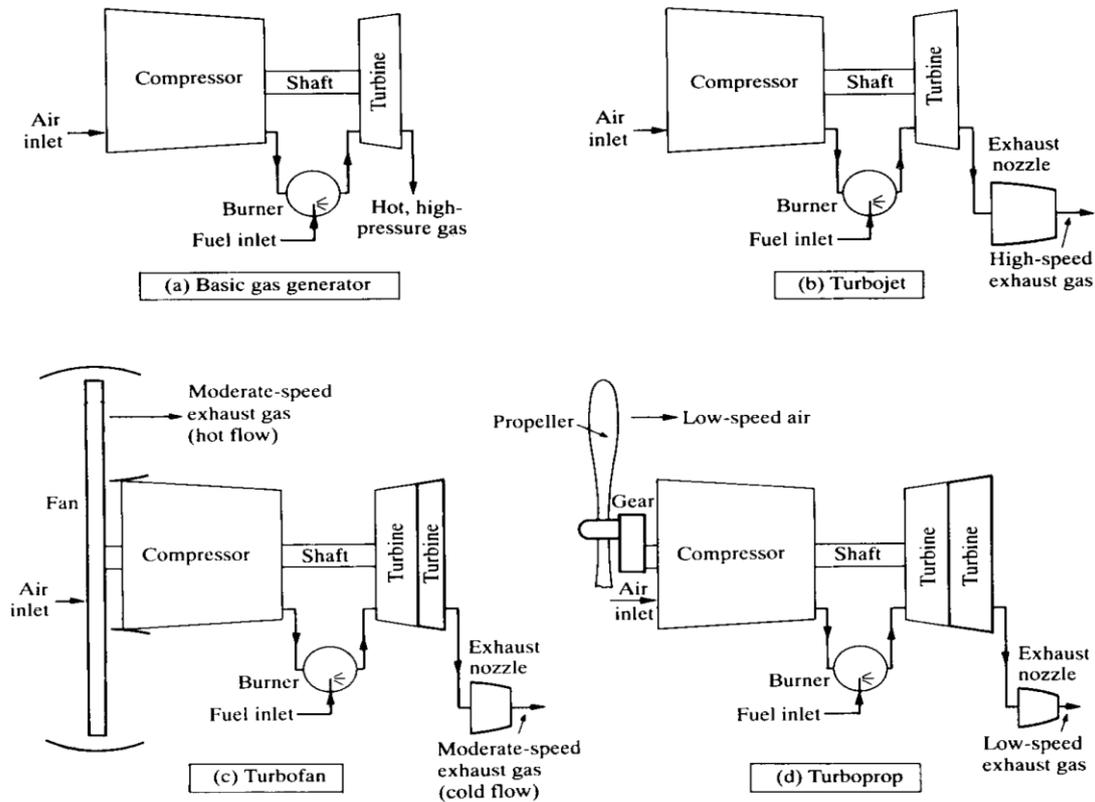


Figura 2.1 - (a) Gerador de gases, (b) Turbojato, (c) Turbofan, (d) Turboélice (Hill & Peterson, 1992)

O ciclo que melhor representa os processos que ocorrem em uma turbina é o ciclo Brayton que será descrito no próximo capítulo.

2.1.1 Ciclo Brayton.

O ciclo Brayton ideal consiste de dois processos isobáricos e dois isentrópicos que ocorrem em um gás monofásico como fluido de trabalho. Estes processos ocorrem na ordem descrita na Figura 2.2 e como resumido abaixo (Van Wylen, 2003):

- 1→2 – Compressão adiabática e reversível;
- 2→3 – Adição de calor a pressão constante;
- 3→4 – Expansão adiabática e reversível;
- 4→1 – Perda de calor a pressão constante.

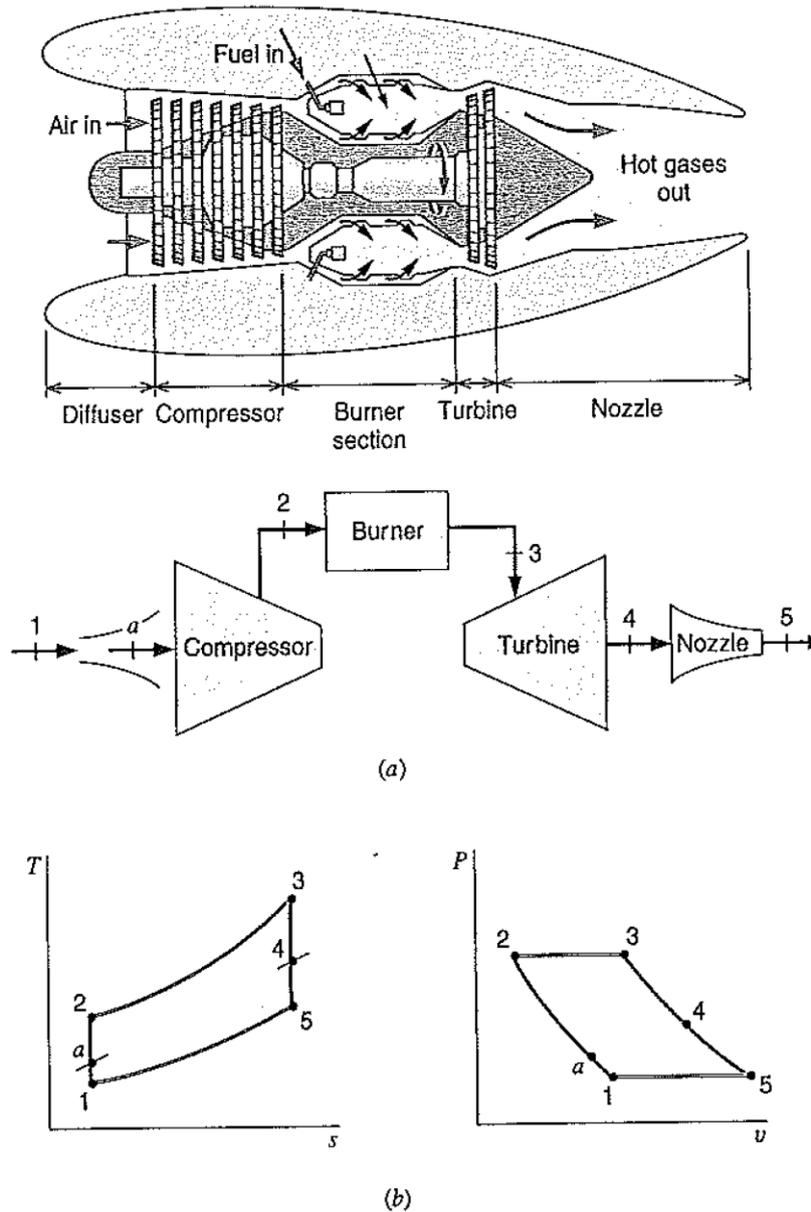


Figura 2.2 - Representação do ciclo Brayton ideal (Van Wylen, 2003).

Para aproximar os processos que ocorrem em uma turbina ao ciclo de Brayton, algumas premissas também devem ser adotadas (Van Wylen, 2003) (Cohen, Rogers, & Saravanamuttoo, 1996):

- 1) O ar, enquanto fluido de trabalho é sempre considerado um gás ideal, e sua vazão mássica é constante ao longo de todo ciclo, bem como seu calor específico;
- 2) A composição química do fluido não é alterada durante o ciclo;
- 3) A combustão é modelada como um processo de adição de calor de uma fonte externa;

- 4) O descarte dos gases da combustão é modelado como um processo de perda de calor para uma fonte externa;
- 5) A alteração na energia cinética e potencial do fluido é desprezível;
- 6) Não há perda de carga nos componentes do ciclo.

Essas premissas são adotadas para simplificar o sistema e facilitar a investigação de fatores que afetam a eficiência das turbinas. Uma vez que o principal objetivo de uma turbina aeronáutica é gerar empuxo, parâmetros como o empuxo específico, eficiência de propulsão, eficiência térmica e global são relevantes nas análises de sua eficiência. Para estudo desses parâmetros, é necessário conhecer o empuxo gerado pela turbina (Cohen, Rogers, & Saravanamuttoo, 1996).

No entanto, fatores como irreversibilidades no compressor e na turbina, bem como perda de carga na câmara de combustão levam ao ciclo mostrado na Figura 2.3. Os processos de compressão e expansão com irreversibilidades geram um aumento da entropia, e são representados pelas linhas tracejadas $1 \rightarrow 2$ e $3 \rightarrow 4$ respectivamente. Já a perda de carga na câmara de combustão produz queda de pressão durante a passagem do fluido, em contraposto ao processo de adição de calor isobárico e reversível do ciclo ideal. Todos esses fatores conduzem para uma redução da eficiência global do ciclo Brayton (Van Wylen, 2003).

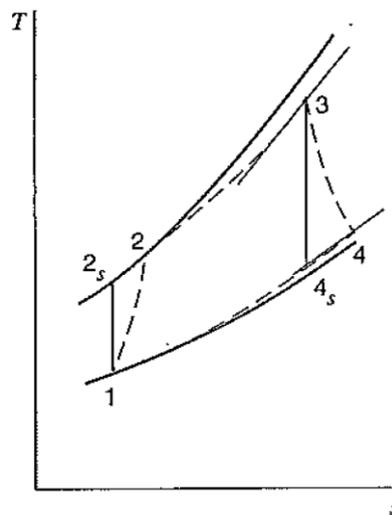


Figura 2.3 - Representação do ciclo Brayton real (Van Wylen, 2003).

2.2 Sistemas de Medição de Força.

2.2.1 Descrição do Funcionamento de um Transdutor de Força.

O sistema de medição de empuxo tem como função medir a força de propulsão gerada pela turbina quando em operação. A determinação desta força, como já discutido na seção anterior, é fundamental para análise da eficiência de uma turbina aeronáutica.

Existem diversas maneiras de medir a grandeza de uma força que são divididas em duas categorias: medição direta e indireta. Nas medições diretas, há comparação direta entre uma força medida e uma pré-determinada, por exemplo, a força gravitacional atuando sobre uma massa conhecida. As balanças de braços iguais e desiguais mostradas na Figura 2.4 são um mecanismo clássico de medição direta. Já as medições indiretas dependem do uso de transdutores de força ou massas calibradas (Boyes, 2010).

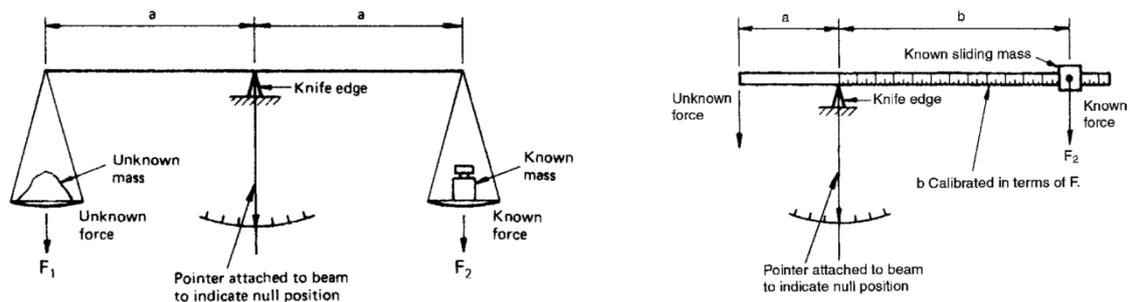


Figura 2.4 - Balança de braços iguais e balança de braços desiguais (Boyes, 2010).

Transdutores são mecanismos capazes de converter um estímulo físico em um sinal de resposta proporcional à variação deste estímulo. Transdutores de força funcionam da mesma forma e são geralmente compostos de duas partes: o elemento elástico, responsável por converter a força aplicada em um deslocamento elástico, e o elemento sensitivo, responsável por transformar este deslocamento em um sinal elétrico.

O elemento elástico tem função estrutural, e pode ter diversas formas e ser feito de diversos materiais, desde que sua construção mantenha a relação linear entre tensão e deformação. A escolha dos materiais e formas depende de vários fatores como: faixa de aplicação, restrições dimensionais, desempenho e custos de produção da célula de carga

(Institute of Measurement and Control, 2013). Alguns desses arranjos e suas faixas de aplicação típicas estão descritos na Figura 2.5.

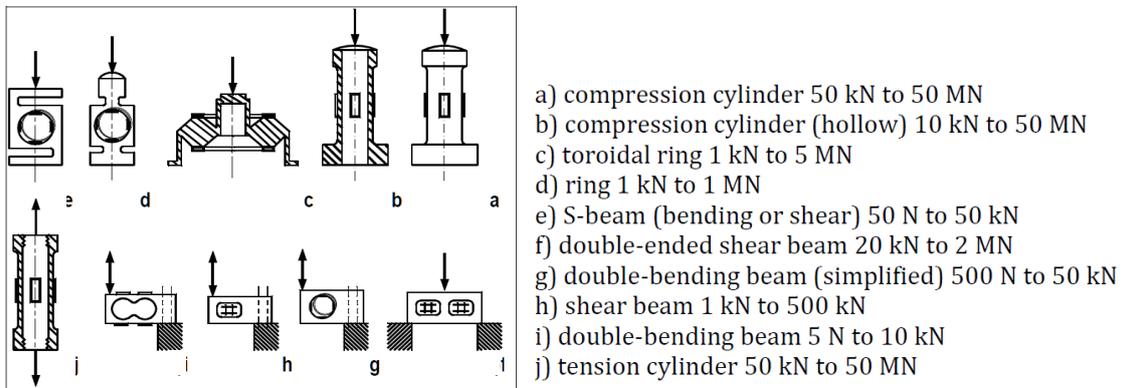


Figura 2.5 - Elementos estruturais típicos e suas faixas de aplicação (Institute of Measurement and Control, 2013).

O elemento sensível mais comum utilizado em medições de força é o extensômetro. Extensômetros ou *strain gages* são resistências elétricas que sofrem grande variação de resistividade conforme sua deformação. Alguns de seus tipos são ilustrados na Figura 2.6. O princípio de funcionamento de um extensômetro é bem simples e segue a lei da resistividade de fios elétricos, onde a redução da área de seção e aumento do comprimento do arame, causados pela deformação, provocam o aumento da resistividade do fio. A sensibilidade do extensômetros está relacionada com a direção de aplicação da força, já que o aumento da resistividade é maior na direção principal de seus fios.

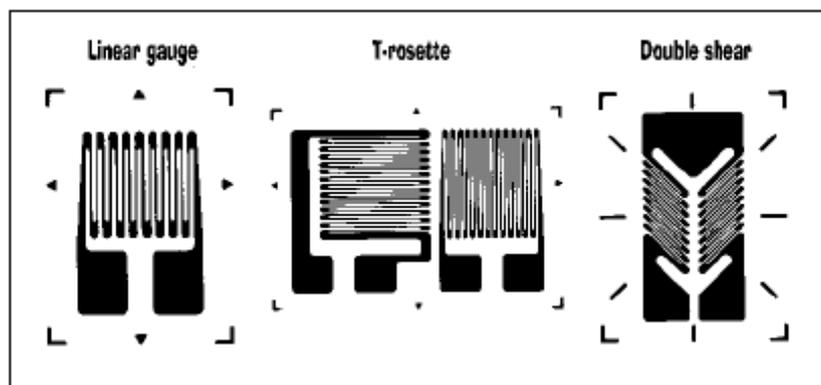


Figura 2.6 - Diferentes tipos de extensômetros (Institute of Measurement and Control, 2013).

Uma vez que os extensômetros estão engastados no elemento elástico, a deformação sofrida pela aplicação de uma força neste elemento pode ser medida pela variação da resistividade do elemento sensetivo. Uma célula de carga pode possuir diversos extensômetros que geralmente estão dispostos em uma ponte completa de Wheatstone para obtenção de medições mais precisas (Boyes, 2010).

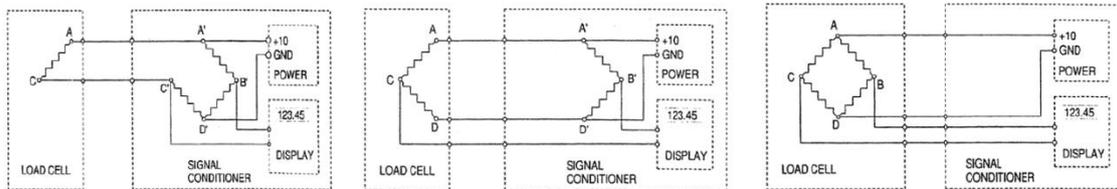


Figura 2.7 – Configuração de um quarto de ponte, meia ponte e ponte completa (Interface Inc., 2009)

No entanto, existem outras configurações de ponte de Wheatstone que podem ser usadas quando a aplicação não necessita da exatidão do uso de quatro *strain gages*. É o caso do quarto de ponte descrito na Figura 2.7, comumente utilizado em balanças corporais de baixa precisão. A configuração de meia ponte é normalmente encontrada em células de carga de baixo custo e aplicações menos nobres (Interface Inc., 2009).

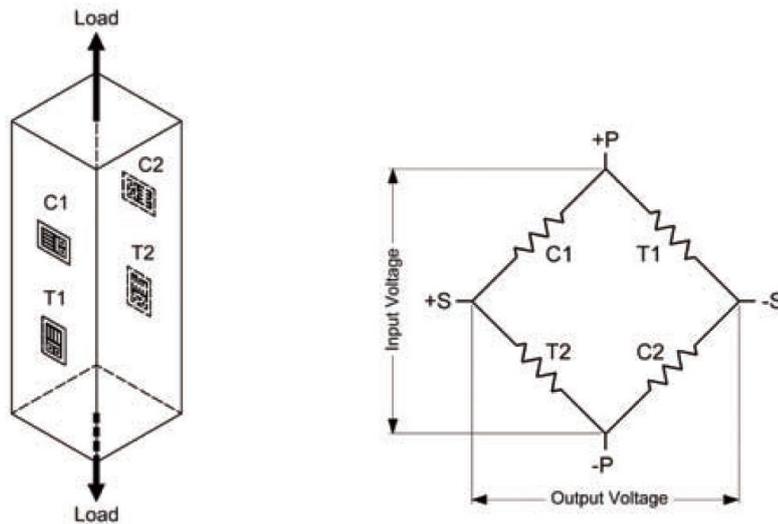


Figura 2.8 - Esquemática simplificada de uma célula de carga (PCB Load & Torque Inc.).

O princípio de funcionamento de uma célula de carga é baseado na variação da resistividade dos extensômetros em uma ponte de Wheatstone. A Figura 2.8 descreve de forma simplificada uma célula de carga com quatro extensômetros dispostos em uma

ponte completa. Quando não há carga aplicada, a resistividade dos quatro *strain gages* é igual, e diz-se que a ponte encontra-se em equilíbrio ou balanceada. A partir do momento em que há força presente, os extensômetros se deformam e suas resistividades variam, tornando a ponte desbalanceada. O resultado é uma tensão de saída proporcional ao carregamento aplicado (PCB Load & Torque Inc.). A Figura 2.9 mostra de forma esquemática o funcionamento de uma célula de carga.

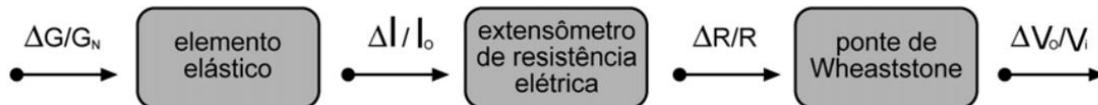


Figura 2.9 - Diagrama de funcionamento de uma célula de carga por extensômetro.

A sensibilidade usual de células de carga comerciais é de 1mV/V a 4mV/V, o que significa um *output* de um a quatro milivolts por voltagem aplicada durante operação com sua carga nominal. O cálculo da sensibilidade em unidades de engenharia é apresentado abaixo pela Equação (2.1) (PCB Load & Torque Inc.).

$$Sensibilidade \left[\frac{mV}{N} \right] = \frac{Sensibilidade \left[\frac{mV}{V} \right] \times Excitação [V]}{Carga Nominal [N]} \quad (2.1)$$

A célula de carga é apenas uma parte do sistema de medição de uma força. Além dela, são necessários outros componentes para que o sinal de saída da célula de carga se transforme no monitoramento real de uma força (Institute of Measurement and Control, 2013). A Figura 2.10 detalha os componentes envolvidos no processamento usual do sinal de uma célula de carga.

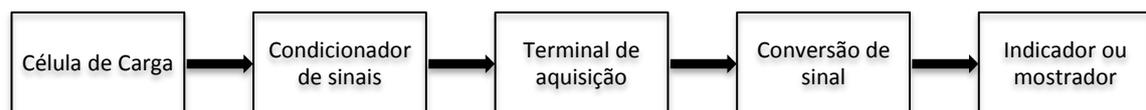


Figura 2.10 - Esquema ilustrativo do processamento de dados de uma célula de carga.

O condicionador de sinais tem como função prover uma excitação estável para a ponte de Wheatstone (*input voltage* da Figura 2.8) e amplificar o sinal de saída (*output*

voltage da Figura 2.8). Dessa forma, o sinal de saída da ordem de mV é convertido em valores usuais de 0~10 Vcc. Uma vez que o sinal é condicionado, a transformação de sinal analógico em digital e a quantificação do sinal em unidades de engenharia são realizadas nas etapas subsequentes.

2.2.2 Erros Envolvidos em Sistemas de Medição de Força.

O erro é inerente aos processos de medição de força. Suas causas podem ser diversas tais como: acurácia da célula de carga, fatores de carga, presença de forças externas indesejadas, interferência nos sinais de transmissão, entre outros. O objetivo principal do projeto de um sistema de medição é reduzir os erros envolvidos e aumentar a precisão e exatidão das mensurações.

Os principais erros em um sistema de medição são:

1. Não linearidade;
2. Histerese;
3. Não repetibilidade;
4. *Creep* ou fluência.

A não linearidade é o desvio entre uma linha reta e a curva de calibração de uma célula de carga. Seu cálculo é feito a partir da Equação (2.2). Quanto menor é a carga aplicada quando comparada com a capacidade nominal, menor é a tendência do aparecimento deste erro.

$$\text{Erro de linearidade [\%]} = \left| \frac{\text{Carga aplicada} - \text{Carga medida}}{\text{Capacidade nominal}} \right| \times 100 \quad (2.2)$$

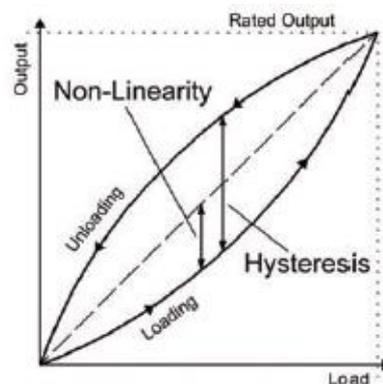


Figura 2.11 - Representação dos erros de não linearidade e histerese (PCB Load & Torque Inc.).

Já a histerese é a variação entre duas medições para a mesma carga, quando aplicada uma força crescente e outra decrescente. Os erros de linearidade e histerese estão ilustrados na Figura 2.11. A Equação (2.3) é usada para o cálculo da histerese. Nela, os índices 1 e 2 representam a medição com cargas crescentes e decrescentes, respectivamente.

$$\text{Erro de histerese [\%]} = \left| \frac{\text{Carga medida}_1 - \text{Carga medida}_2}{\text{Capacidade nominal}} \right| \times 100 \quad (2.3)$$

A não repetibilidade é ilustrada na Figura 2.12 e depende da diferença nas medições de dois testes distintos que ocorrem sob as mesmas condições. Seu cálculo é parecido ao utilizado para determinação da histerese. Seu valor pode ser obtido com a Equação (2.4), onde os índices 1 e 2 representam os diferentes testes realizados.

$$\text{Erro de repetibilidade [\%]} = \left| \frac{\text{Carga medida}_1 - \text{Carga medida}_2}{\text{Capacidade nominal}} \right| \times 100 \quad (2.4)$$

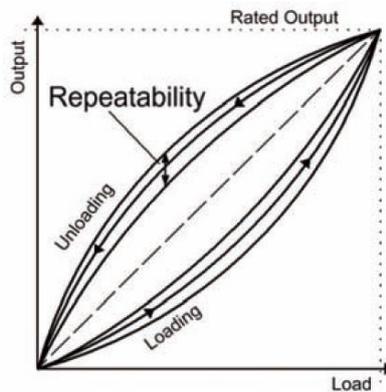


Figura 2.12- Representação do erro de não linearidade (PCB Load & Torque Inc.).

O último erro que pode ser encontrado é o de fluência ou *creep*. Ele ocorre quando um sistema de medição é submetido a uma carga por um longo período de tempo, e é caracterizado pela variação do *output* de medição durante este tempo. Seu cálculo é indicado pela Equação (2.5) e normalmente é representado em função do tempo de duração do teste.

$$\text{Erro de fluência [\%]} = \left| \frac{\text{Carga medida}_{t1} - \text{Carga medida}_{t2}}{\text{Capacidade nominal}} \right| \times 100 \quad (2.5)$$

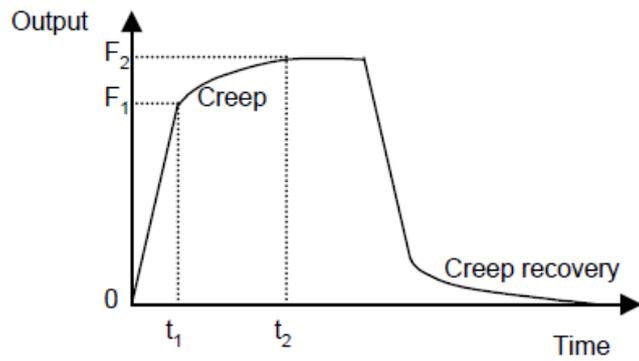


Figura 2.13 - Representação do erro de fluência (Institute of Measurement and Control, 2013).

A Figura 2.14 mostra valores usuais para os erros acima descritos, dependendo da área de aplicação da célula de carga. É importante ressaltar, que alguns erros são mais relevantes que outros e dependem do campo de utilização destes equipamentos.

Typical Load Cell Performance Requirements by Market				
Parameter	Industrial	Automotive	Test & Measurement	Aerospace & Defense
Non-Linearity	0.25 % to 1%	0.1 to 1%	0.05% to 0.25%	0.04% to 0.06%
Hysteresis	0.25% to 1%	0.1 to 1%	0.05% to 0.25%	0.04% to 0.06%
Repeatability	0.1% to 0.5%	0.05% to 0.1%	0.05% to 0.02%	0.02% to 0.01%

Figura 2.14 - Valores típicos de erros em células de carga por aplicação industrial (PCB Load & Torque Inc.)

3 Descrição Experimental.

O estudo foi desenvolvido a partir do teste de biocombustíveis em uma turbina aeronáutica SR-30. O procedimento e o aparato experimental utilizados para análise das medições de empuxo da bancada são descritos abaixo. O texto é dividido em duas partes. A primeira descreve a bancada e suas principais características, como especificações e aparelhagem. A segunda parte descreve como as medições foram obtidas.

3.1 Aparato Experimental.

A turbina SR-30 desenvolvida pela Turbine Technologies é um turbojato experimental cujo propósito é demonstrar a operação de uma turbina a gás. Por se tratar de uma bancada de testes, possui toda a instrumentação necessária para estudo dos fatores que interferem na eficiência e funcionamento do equipamento, tornando-se uma ótima ferramenta para fins didáticos e de pesquisa. A Figura 3.1 mostra uma vista em corte da turbina, onde é possível ver seus principais componentes, como compressor, câmara de combustão e turbina, e toda a parte de monitoramento e sensoriamento.

As especificações de operação da bancada são as seguintes (Turbine Technologies Ltd.):

- Empuxo máximo de projeto: 40lbf (178N);
- Combustíveis aprovados: Jet A, A-1, B; JP-4, 5, 8; Kerosene, Diesel, Fuel Oil #1 ou #2;
- Temperatura dos gases de exaustão (EGT): 1328°F (720°C);
- Vazão mássica: 1,1lbs/s (0,5kg/s);
- Máxima rotação de projeto: 87.000 rpm;
- Razão de compressão: 3,4;
- Razão de pressão: 30,0.

Os sensores presentes são:

- Temperatura e pressão na entrada do compressor: T1 e P1;
- Temperatura e pressão na saída do compressor: T02 e P02;
- Temperatura e pressão na entrada da turbina: T03 e P3;

- Temperatura e pressão na saída da turbina: T04 e P04;
- Temperatura e pressão na saída do bocal: T05 e P05;
- Vazão volumétrica de combustível;
- Empuxo;
- Rotação.

Nota-se que os sensores de saída do bocal medem a temperatura e pressão de estagnação T05 e P05.

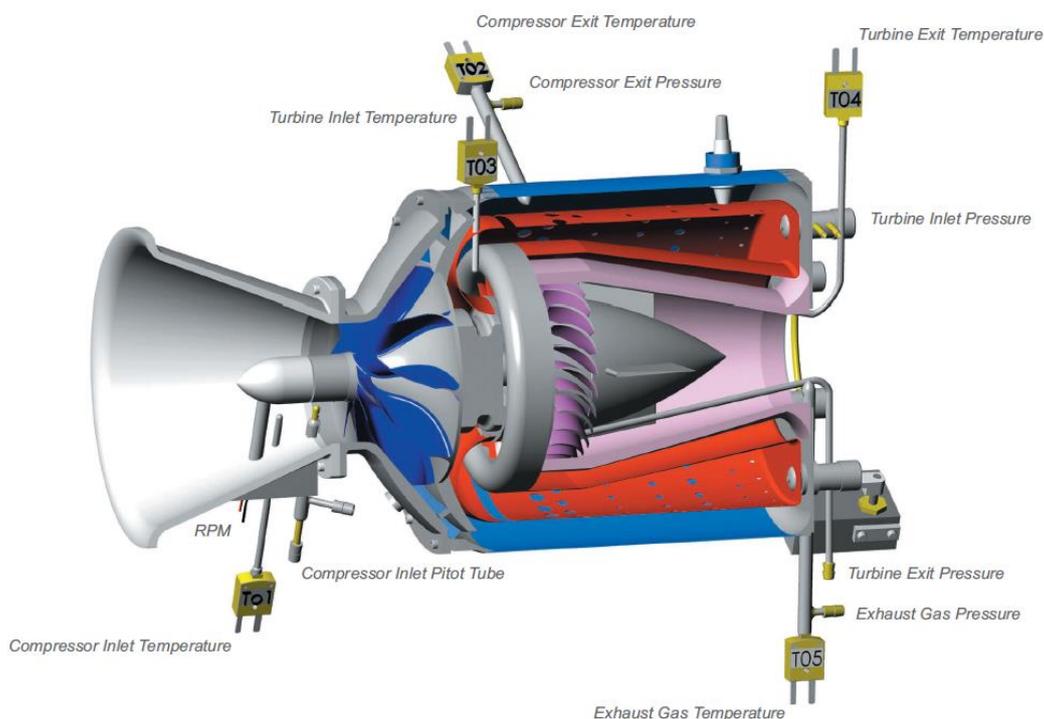


Figura 3.1 - Vista em corte da turbina SR-30 e sua instrumentação (Turbine Technologies Ltd.).

A Figura 3.2 mostra o arranjo da bancada SR-30 junto com seu sistema de aquisição de dados, que é composto por duas placas de aquisição e o *software* Virtual Bench Logger 2.6. As duas placas são responsáveis por transmitir o sinal analógico vindo do conjunto de sensores e converter esse sinal em digital. O *software*, por sua vez, converte o sinal para unidades de engenharia, a partir das curvas de calibração de cada sensor. Outra função do Virtual Bench Logger é mostrar a curva de evolução dos dados e salvar os resultados em um arquivo a cada sete segundos.



Figura 3.2 - Arranjo da bancada MIniLab (Turbine Technologies Ltd.).

3.2 Procedimento Experimental.

Para análise do comportamento das medições de empuxo da turbina, foram conduzidos testes com biocombustíveis e os valores de empuxo calculado foram comparados com os valores medidos. Para os testes, foram realizadas quatro misturas de combustíveis em base volumétrica que são descritas a seguir:

- QBE 0802 (QAV 90%, Biodiesel de soja 8% e Etanol anidro 2%);
- QBE 1505 (QAV 80%, Biodiesel de soja 15% e Etanol anidro 5%);
- QBE 2005 (QAV 75%, Biodiesel de soja 20% e Etanol anidro 5%);
- QBE 2505 (QAV 70%, Biodiesel de soja 25% e Etanol anidro 5%).

O procedimento de mistura foi feito conforme enunciado por D’Andrea (2012) e Messeder (2014). Além das quatro misturas, querosene de aviação puro (QAV) também foi utilizado.

A ordem de execução dos testes, com relação aos combustíveis, foi a seguinte:

- 1° Teste: QAV puro;
- 2° Teste: QBE 0802;
- 3° Teste: QBE 1505;
- 4° Teste: QBE 2005;
- 5° Teste: QBE 2505.

Para obtenção dos valores de empuxo, a turbina rodou com cada um dos combustíveis por cinco estágios, são eles: Marcha Lenta (ML), 25%, 50%, 75% e 100% de carga. Em cada etapa, eram tomadas medidas por dois minutos após verificação do estado de regime permanente. A Figura 3.3 mostra os níveis de aceleração da turbina que foram utilizados.

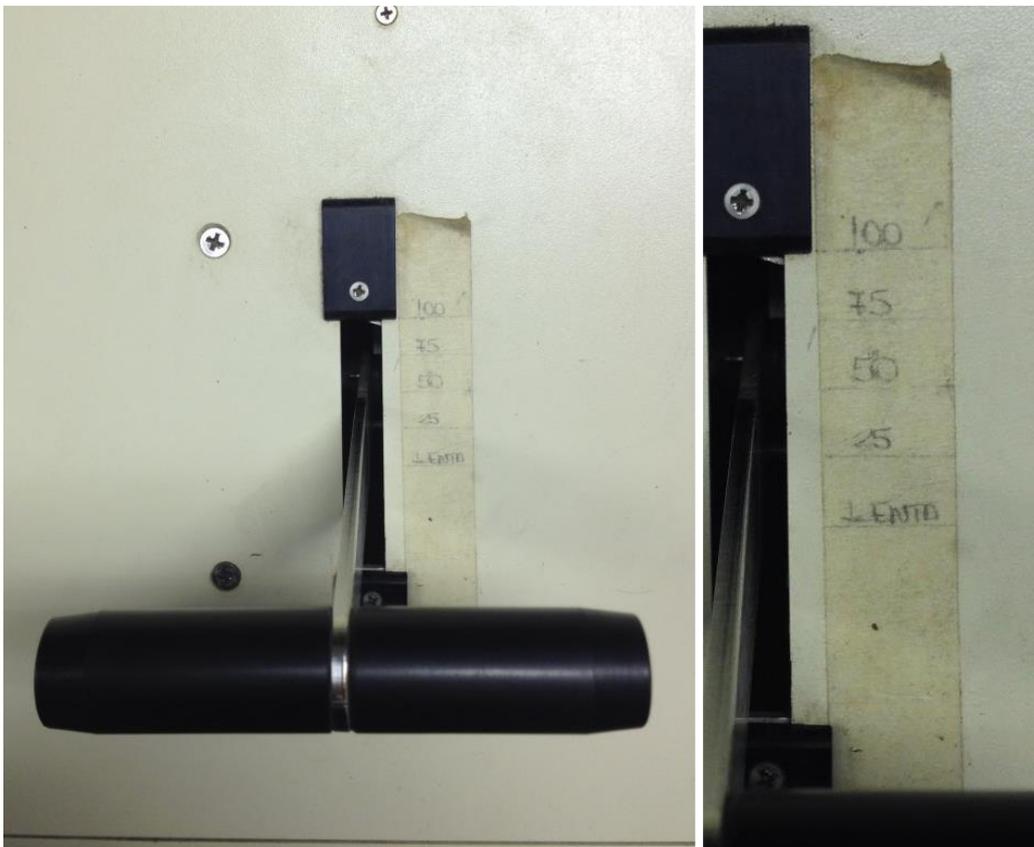


Figura 3.3 - Manopla de aceleração da turbina SR-30 e detalhe da escala.

Os dados obtidos pelos sensores eram mostrados em tempo real pelo Virtual Bench Logger e salvos em um arquivo previamente criado. Outros dados relevantes

também foram registrados manualmente no início de cada teste, como temperatura ambiente, pressão ambiente e umidade.

Ao final do teste de cada mistura, o tanque de combustível da bancada era drenado e uma nova mistura era inserida.

A Figura 3.4 mostra o posicionamento dos seguintes componentes:

- 1- Tanque de combustível;
- 2- Tanque de óleo de lubrificação;
- 3- Bombas de óleo e combustível;
- 4- Mangueira de drenagem do tanque de combustível.

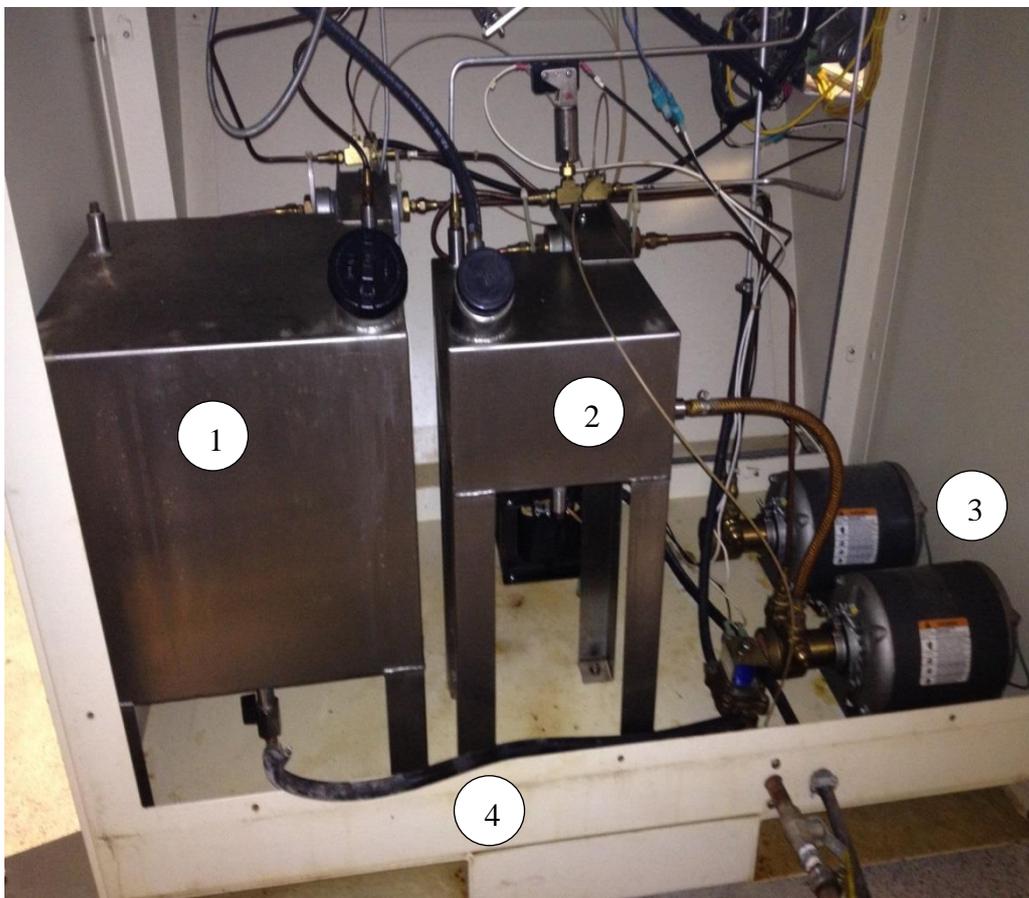


Figura 3.4 - Vista traseira da bancada.

Para que não houvesse resquícios de combustíveis na linha de alimentação da turbina, após cada drenagem e troca de combustíveis a turbina era ligada e rodava por dois minutos com 100% de carga e um minuto com 50% de carga no procedimento sugerido por D'Andrea (2012).

4 Tratamento de Dados.

Este capítulo mostra como os dados obtidos pelos sensores foram tratados e analisados para os testes realizados na turbina. O capítulo é dividido em duas partes: a primeira mostra como foram feitos os cálculos das incertezas envolvidas nas medições e sua propagação, a segunda ilustra o processo de cálculo do empuxo teórico produzido pela turbina.

4.1 Erro.

Incertezas são inerentes a medições. Desta forma, esta seção mostra como os erros em medições devem ser tratados. O procedimento simplificado para o cálculo das incertezas descrito a seguir é mais bem detalhado por INMETRO (2012).

Os erros considerados em uma medição são:

- Erro do tipo A: tem origem estatística e medem a variação aleatória das medições. Seu cálculo segue na Equação (4.1) também chamado de desvio padrão.

$$U_S = \pm \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - x_m)^2} \quad (4.1)$$

onde, n é o número de medições e x_m é a média dos valores. Uma boa amostra possui um desvio padrão pequeno, ou seja, os valores medidos oscilaram pouco em torno do valor médio.

- Erro do tipo B: está associado à precisão e resolução do sensor. Seu cálculo é:

$$U_{res} = \pm \frac{Res}{2 \times \sqrt{3}} \quad (4.2)$$

onde Res é a resolução do sensor.

A outra parte desta incerteza vem da precisão do equipamento e é denominada U_p , que não foi considerado, pois o manual da bancada não informa a precisão de seus sensores.

A incerteza de uma medição combinada é composta pela combinação das três incertezas citadas. Seu cálculo é feito através da Equação (4.3)

$$U_c = \pm \sqrt{U_S^2 + U_{res}^2 + U_p^2} \quad (4.3)$$

O valor da incerteza combinada ainda deve ser corrigido por um fator k para aumentar seu grau de confiança até o valor desejado. Normalmente em engenharia esse fator é obtido pela distribuição t de Student em função do número de graus de liberdade e o valor de confiança desejado é de 95%. O número de graus de liberdade é obtido pelo número de medições menos 1. Como as grandezas medidas foram tomadas com números de medições diferentes, o fator k variou entre elas.

$$U_i = \pm K_{st} \times U_c \quad (4.4)$$

A incerteza de uma medição está definida. No entanto, quando se utiliza uma ou mais medições com incerteza, para o cálculo de outra grandeza, a incerteza deve ser propagada. Esta operação é descrita pela Equação (4.5) abaixo.

$$U_f = \sqrt{\left(\frac{\partial f}{\partial x_1}\right)^2 \times U_{x_1}^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial x_2}\right)^2 \times U_{x_2}^2 + \dots + \left(\frac{\partial f}{\partial x_n}\right)^2 \times U_{x_n}^2} \quad (4.5)$$

4.2 Empuxo Calculado.

A Figura 4.1 mostra o volume de controle utilizado para análise do empuxo gerado por uma turbina. Aplicando-se o princípio de quantidade de movimento linear no volume de controle, obtemos:

$$F = u_e \times \dot{m}_e - \dot{m}_a \times u + (p_e - p_a)A_e \quad (4.6)$$

onde \dot{m}_e e \dot{m}_a são as vazões mássicas dos gases da exaustão e admissão em kg/s, u e u_e são as velocidades dos gases na admissão e saída em m/s, p_a e p_e são as pressões de admissão e saída em Pa e A_e a área do bocal da turbina em m^2 .

O termo $(\dot{m}_e \times u_e)$ representa o empuxo bruto da turbina, a parte $(\dot{m}_a \times u)$ é relativa ao arrasto da turbina. O empuxo resultante ou líquido é encontrado pela subtração dos dois valores (Pourmovahed, Jeruzal, & Brinker, 2003).

Para velocidades de exaustão (u_e) subsônicas, a pressão de saída (p_e) pode ser considerada igual à pressão ambiente, sendo, portanto, $p_e - p_a = 0$ (Bathie, 1996). Para velocidades supersônicas, a contribuição dessa parcela pode ser significativa para aumento do empuxo, caso $p_e \ll p_a$ (Hill & Peterson, 1992).

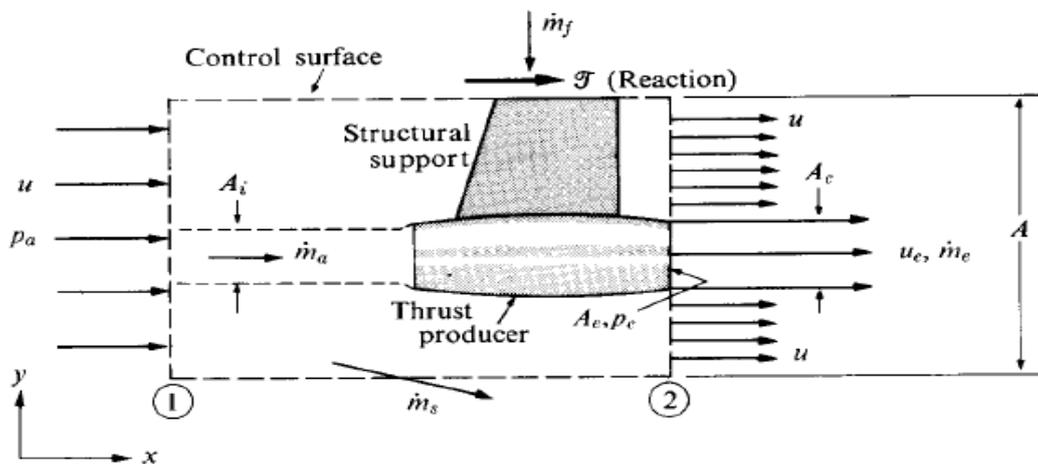


Figura 4.1 - Volume de controle aplicado para análise da turbina (Hill & Peterson, 1992).

Como a turbina está presa à bancada, podemos assumir que $u = 0$, dessa forma, para este experimento, o empuxo teórico pode ser escrito na forma:

$$F = u_e \times \dot{m}_e \quad (4.7)$$

A instrumentação da bancada permite o cálculo indireto dos dois termos da equação (4.7). Para tal, foi usada a notação presente na Figura 2.2 para as temperaturas e pressões, onde os índices 1 a 5 fazem referência ao ponto do ciclo estudado.

O primeiro passo para obtenção do empuxo teórico é calcular o número de Mach (M_5) a partir da Equação (4.8), obtida pela relação isentrópica entre a pressão de estagnação P_{05} e a pressão estática P_5 ,

$$\frac{P_{05}}{P_5} = \left(1 + \frac{\gamma_e - 1}{2} M_5^2\right)^{\gamma_e/(\gamma_e - 1)}, \quad (4.8)$$

onde γ_e é a razão dos calores específicos dos gases da exaustão.

Uma relação semelhante a esta é apresentada abaixo, e pode ser usada para obtenção da temperatura estática do fluido no ponto 5.

$$\frac{T_{05}}{T_5} = 1 + \frac{\gamma_e - 1}{2} M_5^2 \quad (4.9)$$

A última etapa é calcular a velocidade de saída dos gases u_e , que pode ser obtida pela Equação (4.10).

$$u_e = M_5 \sqrt{T_5 \times \gamma_e \times R_e}, \quad (4.10)$$

onde R_e é constante universal para os gases de exaustão. Os valores de R_e e γ_e são ligeiramente diferentes dos valores considerados para o ar ideal, pois há mudança de composição durante o processo de combustão (Cohen, Rogers, & Saravanamuttoo, 1996). Seus valores são apresentados na Tabela 4.1.

Tabela 4.1 - Propriedade dos gases de combustão (Cohen, Rogers, & Saravanamuttoo, 1996)

γ_e	R_e (J/kg K)
1,33	285

Para o cálculo da vazão mássica de exaustão pode-se usar a Equação (4.11).

$$\dot{m}_e = \frac{P_5}{R_e \times T_5} \times A_e \times u_e, \quad (4.11)$$

onde o termo $P_5/(R_e \times T_5)$ é a massa específica dos gases de exaustão.

Dessa forma, todos os parâmetros necessários para o cálculo do empuxo teórico são obtidos. As medições e suas incertezas envolvidas foram calculados e são apresentadas no Apêndice A.

5 Resultados dos Testes com Biocombustíveis.

Neste capítulo são apresentados os resultados obtidos com os testes realizados na turbina. São mostrados os gráficos comparativos entre os combustíveis com base nas medições da célula de carga da bancada. Em seguida a mesma comparação é feita para os valores calculados. Por fim, o empuxo calculado é comparado diretamente com o medido para cada combustível.

A Figura 5.1 mostra as medições obtidas pela célula de carga da bancada e suas respectivas incertezas.

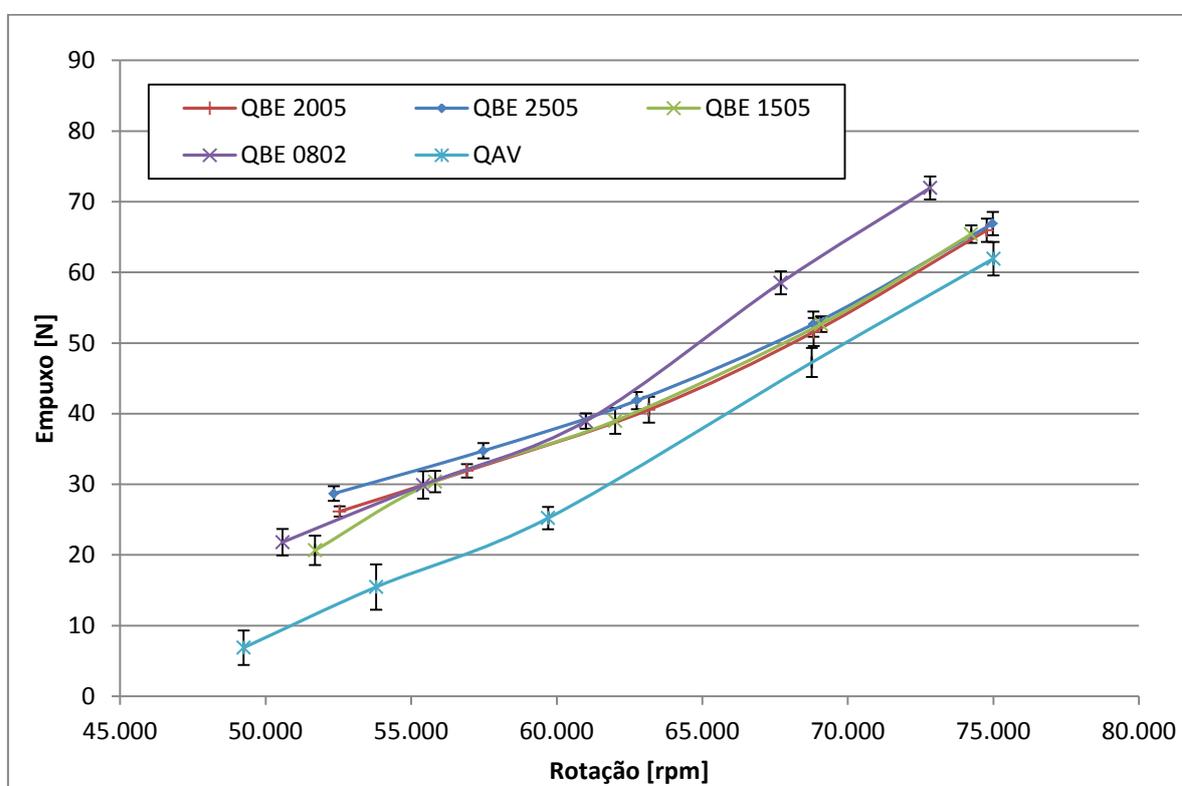


Figura 5.1 - Empuxo medido durante testes com biocombustíveis.

As medições de empuxo da turbina possuem um comportamento confuso, já observado por D'Andrea (2012), onde combustíveis com características mais próximas em sua composição apresentam medidas de empuxo mais dissemelhantes, como por exemplo, as medições de QAV puro e QBE 0802 para rotações acima de 65.000 rpm.

No entanto, os valores de empuxo para os testes com QBE 1505, QBE 2005 e QBE 2505 são mais semelhantes a partir do terceiro teste. Ou seja, as medições começam a apresentar valores mais próximos entre si, retratando maior

condescendência com a realidade. A mesma característica pode ser observada nos gráficos apresentados por D'Andrea (2012) para o empuxo medido em testes com misturas de biodiesel e querosene.

A Figura 5.2 mostra os resultados calculados de empuxo teórico obtidos através das manipulações descritas na seção 4.2 da pressão de estagnação P_{05} e da temperatura de estagnação T_{05} .

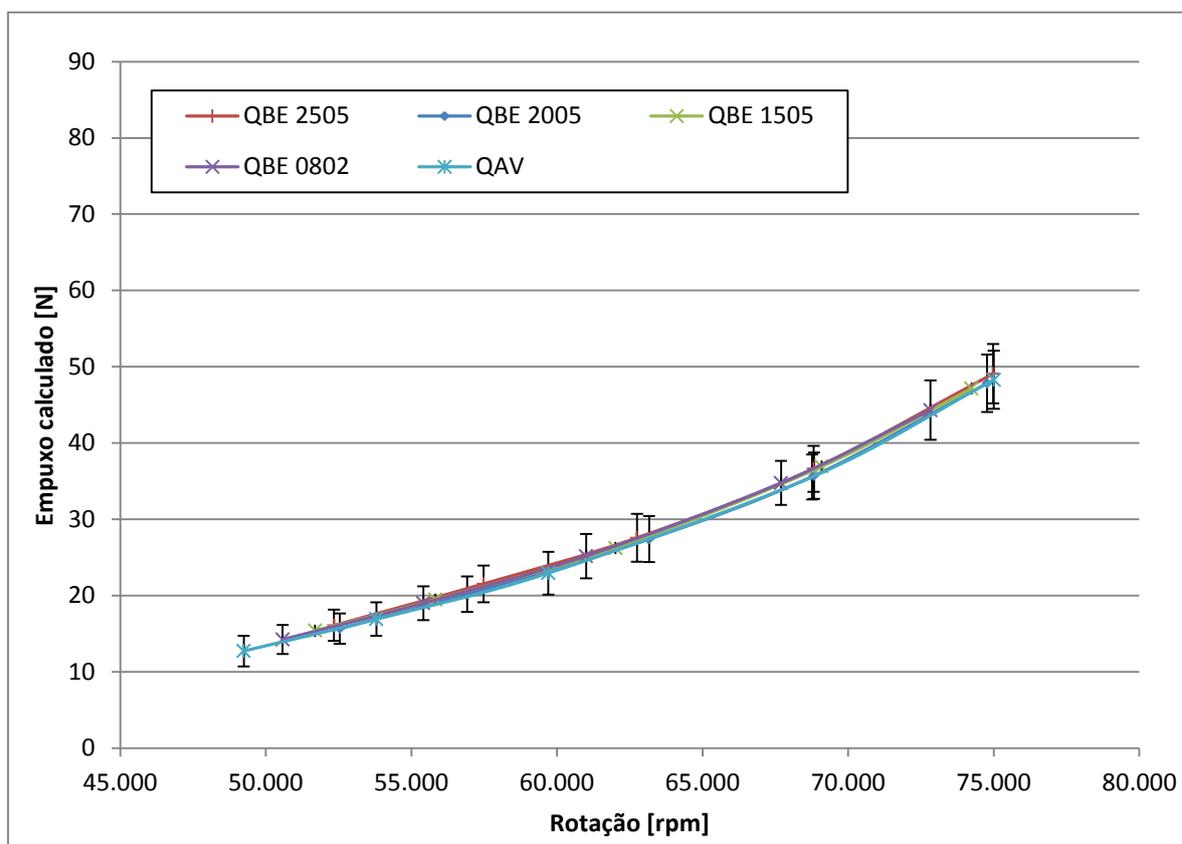


Figura 5.2 - Empuxo teórico calculado para os testes com biocombustíveis

Os valores calculados para o empuxo apontam comportamento menos sensível à mudança de composição do combustível. Os testes realizados por Habib & Parthasarathy (2009) e D'Andrea (2012) apresentam resultados semelhantes aos obtidos neste trabalho, inclusive para os valores calculados de empuxo teórico.

Quantitativamente, os valores calculados apresentam grande disparidade quando comparados com os valores medidos, podendo chegar a 38% para o pior caso mostrado no teste do QBE 0802.

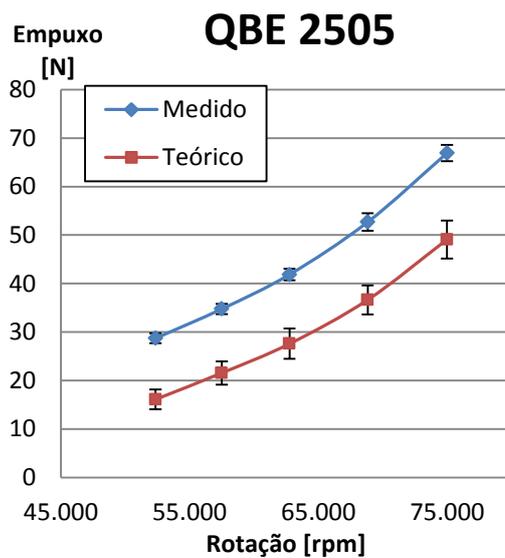
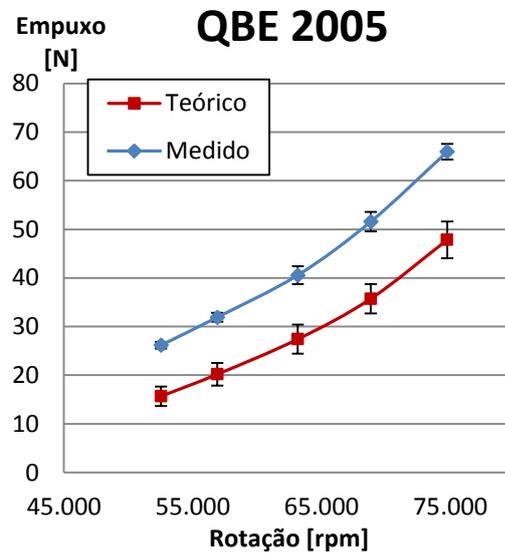
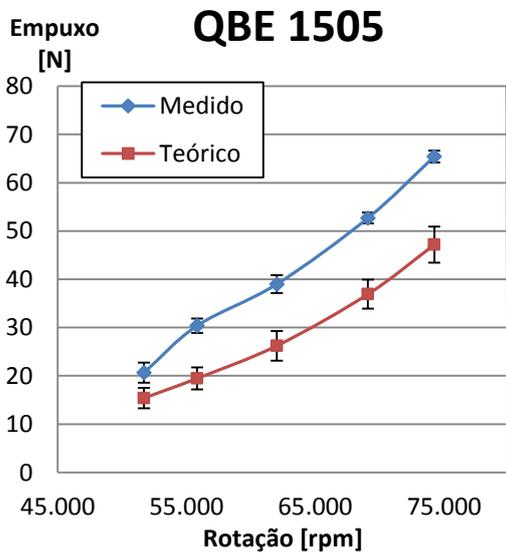
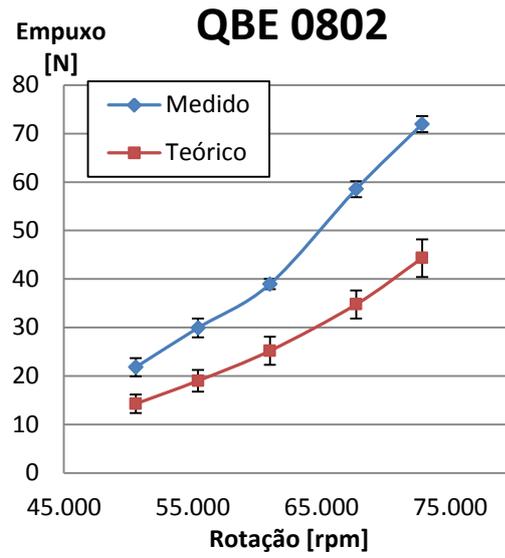
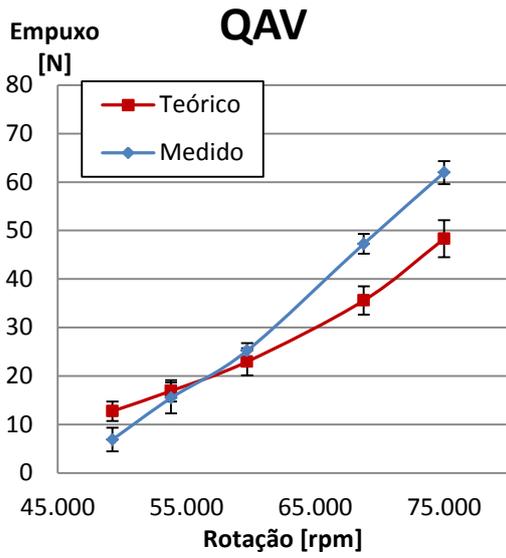


Figura 5.3 - Comparação entre empuxo calculado e medido ao longo dos testes.

A Figura 5.3 acima mostra comparativamente a diferença entre os valores medidos e os calculados para cada um dos cinco testes realizados. A Figura 5.3 evidencia que, à medida que os testes foram tomados, os valores medidos foram seguindo cada vez mais a tendência do empuxo calculado, no entanto, seus valores foram se distanciando cada vez mais do mesmo.

A medição de empuxo da bancada não pode ser considerada confiável, fato discutido por Pourmovahed, Jeruzal, & Brinker (2003), que inclusive propõe alterações em alguns dos sistemas de medição da bancada.

A fim de melhor entender as diferenças apresentadas entre o empuxo teórico calculado e o medido, bem como avaliar o sistema atual de medição, foi proposto um experimento de avaliação da medição elucidado no próximo capítulo 6 -Considerações Sobre o Sistema de Medição de Empuxo.

Messeder (2014) realizou experimentos com a mistura ternária QBE nas mesmas condições de teste e apresentou resultados para empuxo, TSFC (*thrust specific fuel consumption*), eficiência térmica e principais emissões de poluentes.

6 Considerações Sobre o Sistema de Medição de Empuxo.

Neste capítulo é descrito o procedimento de avaliação da precisão de medição de empuxo da bancada experimental. Para tal, foi proposto um sistema de tração por cabos para simular o empuxo gerado pela turbina quando em operação. Também são discutidas as correlações entre características do sistema de medições e das células de carga.

6.1 Sistema de Calibração.

O intuito do sistema de calibração é criar uma força axial na turbina semelhante à força gerada pelo empuxo enquanto a turbina está sendo operada. Dessa forma, foi desenvolvido um aparato de calibração composto por uma estrutura de sustentação e cabos de aço associados a uma roldana. Massas calibradas foram usadas para comparar os valores das medições da célula de carga da bancada com o valor ideal. O arranjo geral do sistema de calibração é mostrado na Figura 6.1.

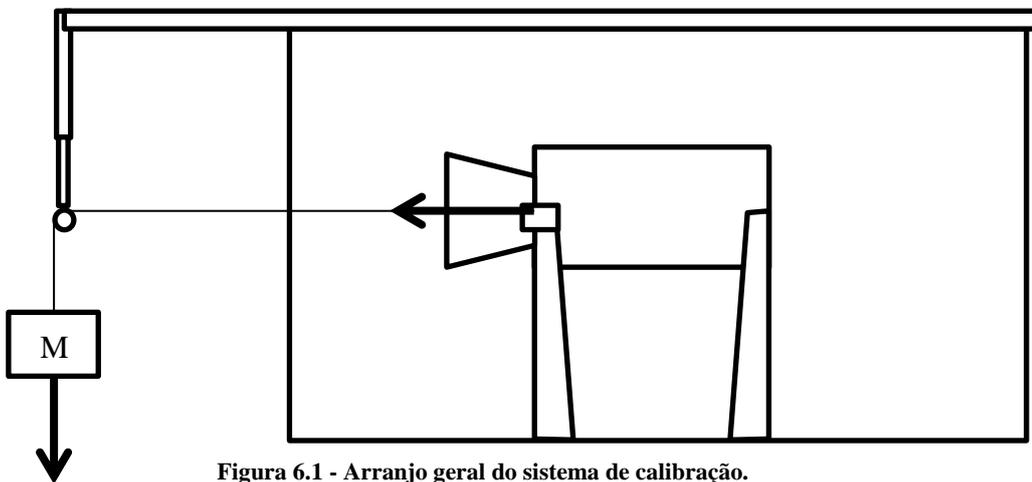


Figura 6.1 - Arranjo geral do sistema de calibração.

6.1.1 Descrição.

A estrutura de sustentação é composta por um tubo quadrado disposto longitudinalmente à bancada. O tubo se apoia na carenagem da bancada por meio de duas cantoneiras que garantem estabilidade no posicionamento.



Figura 6.2 - Vista a) traseira e b) frontal da estrutura de sustentação.

Na parte traseira da turbina, Figura 6.2 a, uma barra rosqueada prende a chapa lateral por meio de um gancho para que a estrutura não tombe quando os pesos são adicionados.

Na parte frontal da turbina, Figura 6.2 b, um tubo redondo é soldado na outra extremidade do metalon para garantir maior rigidez à flexão, e reduzir o deslocamento provocado pela adição das massas calibradas. Por dentro do tubo passa uma barra rosqueada usada para ajustar o posicionamento da roldana em sua extremidade, pois é fixada por um sistema de porca e contra-porca que permite o ajuste da altura do conjunto.

Os cabos de aço de 1/16 polegadas usados para tração do sistema são fixados na estrutura de suporte da turbina por meio de ganchos, que são mostrados na Figura 6.3. Uma peça de alumínio foi utilizada para separar os cabos e evitar que eles tocassem no bocal de admissão.



Figura 6.3 - Fixação dos cabos de tração na turbina por ganchos.

Na outra extremidade do cabo de aço, os pesos mostrados na Figura 6.4 são colocados em uma base.

Este aparato além de servir para avaliação do sistema de medição de empuxo da turbina, também serve para uma futura calibração da célula de carga instalada na bancada. O procedimento para calibração é descrito por Pacheco (2012).



Figura 6.4 - Massas calibradas.

O valor em gramas das massas calibradas e seus respectivos erros são mostrados na Tabela 6.1.

Tabela 6.1 - Valores das massas de calibração disponíveis.

Número da massa	Massa [g]
1	1056,1 ± 0,1
2	1064,8 ± 0,1
3	2011,9 ± 0,1
4	2012,6 ± 0,1
5	2014,6 ± 0,1
6	2021,1 ± 0,1
Base	404,9 ± 0,1

A Tabela 6.2 mostra os pesos utilizados e seus respectivos erros.

Tabela 6.2 - Valores dos pesos utilizados.

Número do peso	Peso [N]
1	$3,9623 \pm 0,0010$
2	$14,2970 \pm 0,0014$
3	$24,7168 \pm 0,0017$
4	$44,4048 \pm 0,0020$
5	$64,0996 \pm 0,0022$
6	$83,8140 \pm 0,0024$
7	$103,5919 \pm 0,0026$

6.1.2 Procedimento.

Esta seção descreve o procedimento utilizado para avaliação do sistema de medição de empuxo da turbina. Todos os dados foram coletados pelo Virtual Bench e salvos em um arquivo da mesma forma como feito na seção 3.2.

Inicialmente, o sistema foi reajustado ao zero pelo parafuso de ajuste da célula de carga. Para tal, os dados foram analisados em tempo real através do Virtual Bench e do arquivo por ele salvo a cada sete segundos.



Figura 6.5 - Sistema de calibração durante medição.

A Figura 6.5 mostra a configuração do conjunto durante a medição. Nela pode-se notar as massas calibradas e seu suporte, o cabo de aço tracionando, a polia e a estrutura de sustentação.

As massas calibradas mostradas na Figura 6.4 foram gradualmente adicionadas no suporte de pesos e as medições tomadas após estabilização do sinal da célula de carga por dois minutos. Os dados provenientes desta etapa de medição foram usados para o cálculo de não linearidade do sistema de medição.

Após a adição da última carga, os pesos foram gradualmente retirados para o cálculo da histerese. Cada vez que uma massa era retirada, a estabilização do sinal era aguardada e as medições eram tomadas por dois minutos cada. O procedimento descrito foi repetido três vezes para comparação dos resultados e obtenção do erro de repetibilidade.

Para o cálculo do erro de fluência ou *creep*, o procedimento adotado foi diferente. Como este erro ocorre quando um sistema de medição é submetido a uma carga por um longo período de tempo, foram tomadas medidas por dois minutos no tempo $t = 0 \text{ min}$ e mais dois minutos no tempo $t = 45 \text{ min}$. O peso utilizado durante o teste foi constante e igual a $103,5919 \pm 0,0026 \text{ N}$.

Todas as medições tiveram seus erros calculados conforme descrito na seção 4.1 e seus valores estão presentes no Apêndice B.

6.1.3 Resultados da Avaliação do Sistema de Medição de Empuxo.

Nesta seção, são apresentados e comentados os resultados da avaliação do sistema de medição da bancada MiniLab, para cada uma das três tomadas de medida. Em seguida, são discutidas as principais e prováveis causas dos erros de medição de empuxo.

O erro de repetibilidade é calculado entre dois testes diferentes. Dessa forma, em um primeiro momento foi avaliada a repetibilidade entre os testes 1 e 2. Para que a repetibilidade seja avaliada em todos os testes, serão apresentados os valores deste erro entre os testes 2 e 3, em seguida entre 3 e 1.

Todos os testes foram executados em sequência conforme o procedimento descrito no item 6.1.2. Para o primeiro teste, os resultados são mostrados abaixo na Figura 6.6 e na Tabela 6.3.

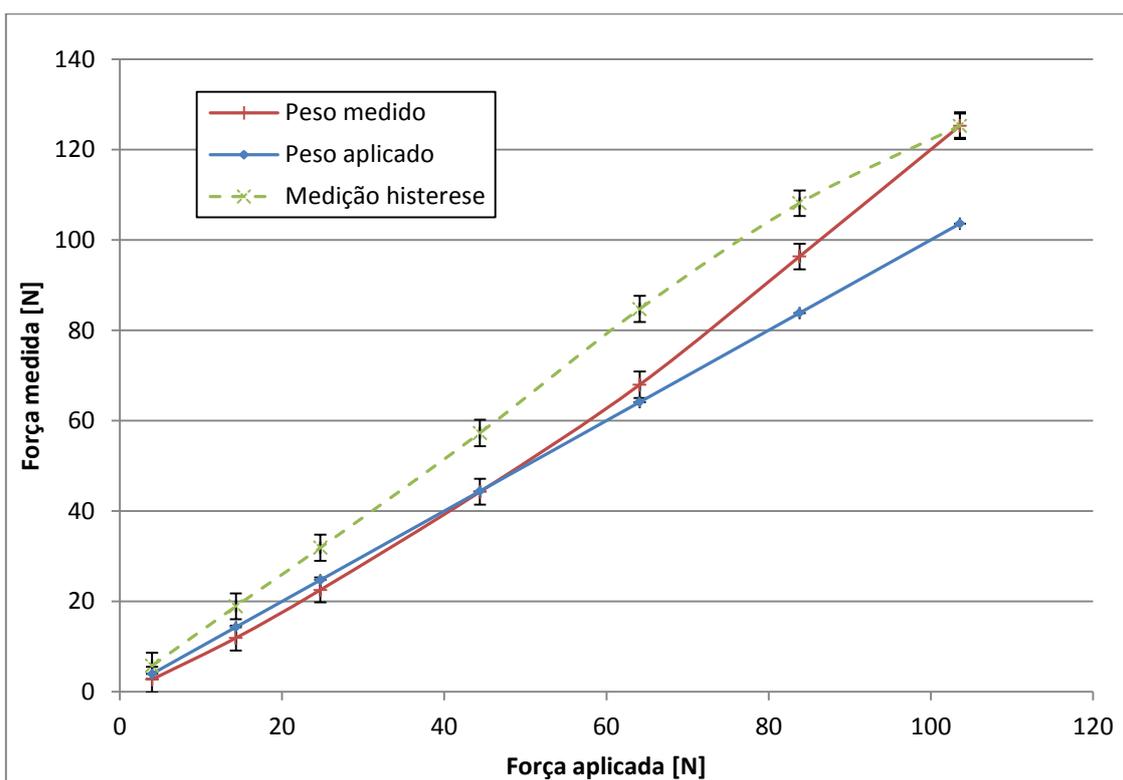


Figura 6.6 - Primeiro teste de avaliação do sistema.

Tabela 6.3 - Erros de linearidade, histerese e repetibilidade do primeiro teste.

Ponto	Força aplicada [N]	Erro de linearidade	Erro de histerese	Erro repetibilidade 1x2
1	3,962	1,20%	2,92%	0,93%
2	14,297	2,32%	6,77%	1,95%
3	24,717	2,11%	9,03%	1,45%
4	44,405	0,15%	12,59%	1,93%
5	64,100	3,72%	16,17%	2,13%
6	83,814	12,08%	11,38%	2,58%
7	103,592	20,91%	0,01%	1,01%
	Maior valor:	20,91%	16,17%	2,58%

Como se pode observar na Figura 6.6, os valores medidos possuem maior proximidade com os valores aplicados até a marca de 50N aproximadamente, estando os dois valores dentro da faixa de erro. A partir deste ponto, as medições começam a se distanciar cada vez mais dos valores esperados, chegando a um erro máximo de 20,91%. A Tabela 6.3 mostra que até o quarto ponto, o erro de linearidade se manteve abaixo dos 2,32%.

Se para a linearidade há uma faixa inicial onde o erro é menor, para a histerese isso não ocorre. Em toda faixa de medição o erro é elevado chegando ao valor máximo de 16,17%.

O erro de repetibilidade entre os testes se mostrou elevado na maior parte da faixa de medição chegando ao valor máximo de 2,58%.

O segundo teste foi feito em seguida e seus valores são apresentados na Figura 6.7 e na Tabela 6.4 abaixo.

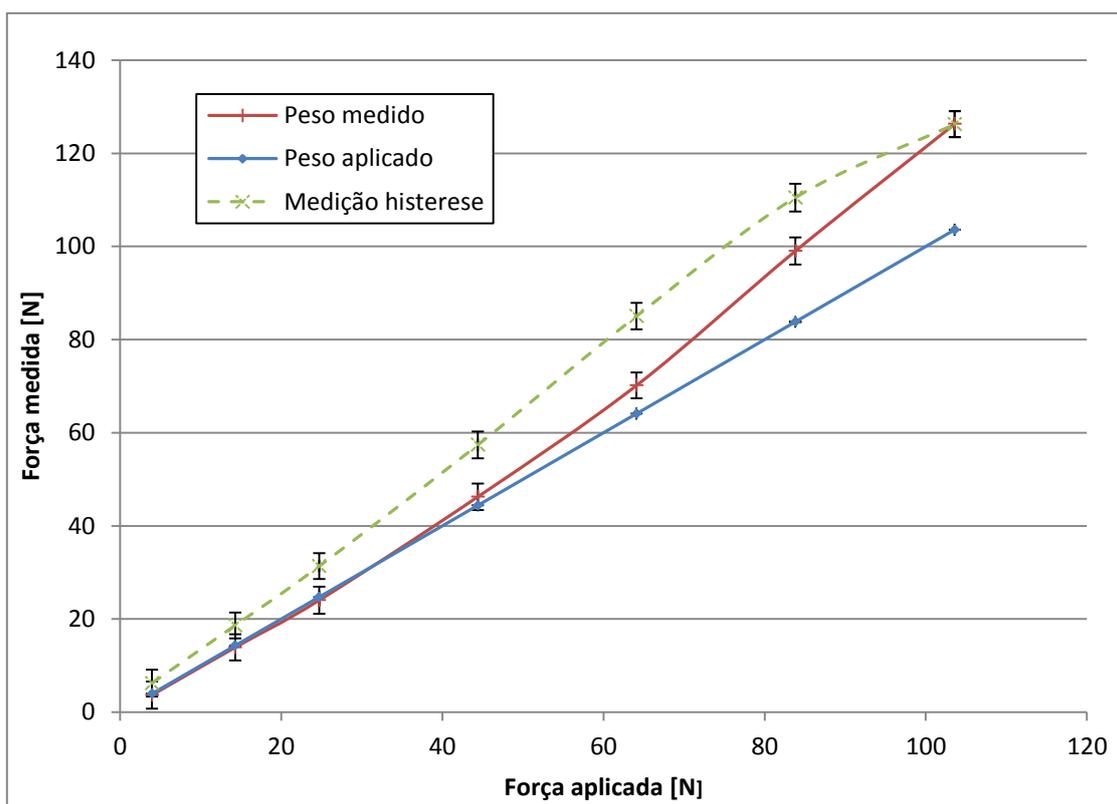


Figura 6.7 - Segundo teste de avaliação do sistema.

Tabela 6.4 - Erros de linearidade, histerese e repetibilidade do segundo teste.

Ponto	Força aplicada [N]	Erro de linearidade	Erro de histerese	Erro repetibilidade 2x3
1	3,962	0,27%	2,47%	0,04%
2	14,297	0,36%	4,56%	0,05%
3	24,717	0,65%	7,06%	0,33%
4	44,405	1,78%	10,76%	0,72%
5	64,100	5,85%	14,37%	0,52%
6	83,814	14,67%	11,08%	0,54%
7	103,592	21,92%	0,04%	0,71%
	Maior valor:	21,92%	14,37%	0,72%

O comportamento apresentado na Figura 6.7 da linearidade do segundo teste é bastante semelhante ao comportamento do primeiro teste. Até o quarto ponto de medição (44N), o valor máximo encontrado foi de 1,78%. No entanto, nesta faixa de medição, a média dos erros é menor no segundo teste do que no primeiro, de 0,77% e 1,45% respectivamente. A partir do quarto ponto de medição, o erro cresce substancialmente chegando ao valor máximo de 21,92%.

Para os valores de histerese, o comportamento também foi semelhante entre os dois testes. O maior valor encontrado foi de 14,37% no quinto ponto avaliado. A média para o valor deste erro foi a menor de todos os testes, com valor de 7,19%, o mesmo ocorreu com seu valor máximo.

A repetibilidade entre a segunda e terceira medição apresentou o menor valor encontrado para esse erro entre todos os testes, com valor máximo de 0,78%, o que demonstra maior semelhança entre os testes 3 e 1.

A Figura 6.8 e a Tabela 6.5 mostram os valores encontrados para o terceiro teste realizado logo em sequência.

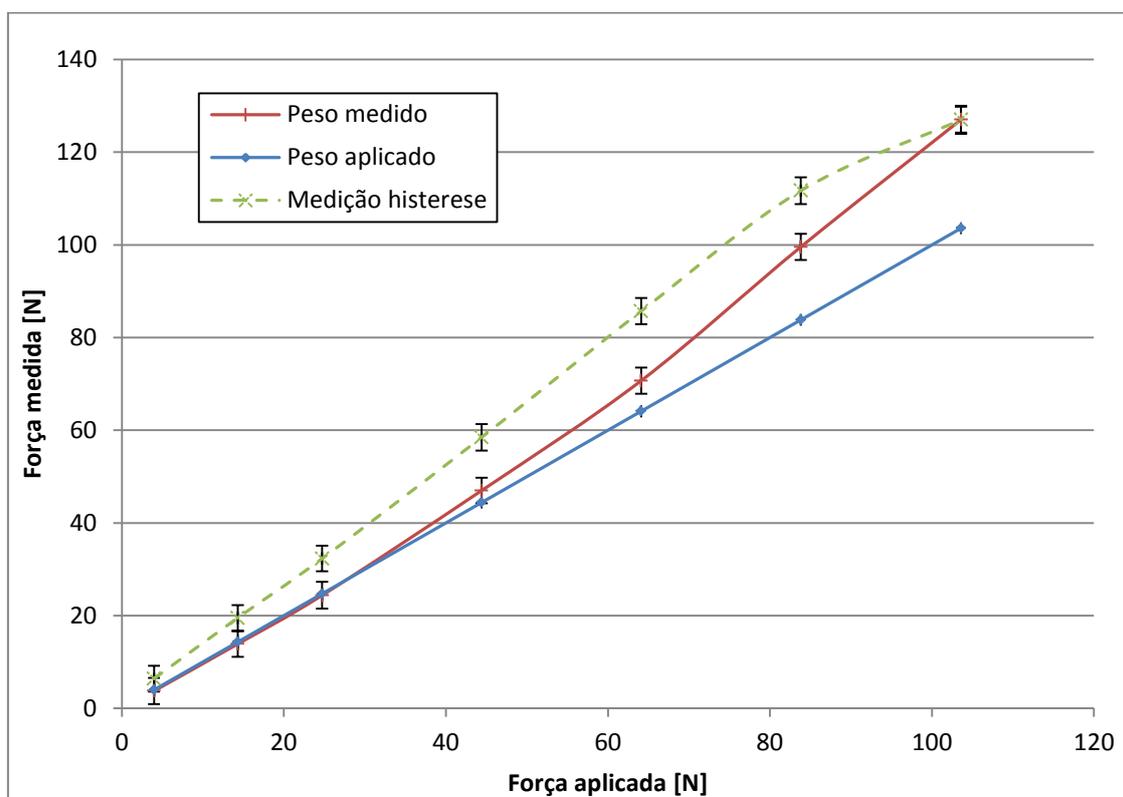


Figura 6.8 - Terceiro teste de avaliação do sistema.

Tabela 6.5 - Erros de linearidade, histerese e repetibilidade do terceiro teste.

Ponto	Força aplicada [N]	Erro de linearidade	Erro de histerese	Erro repetibilidade 3x1
1	3,962	0,22%	2,57%	0,98%
2	14,297	0,41%	5,44%	1,91%
3	24,717	0,32%	7,65%	1,78%
4	44,405	2,49%	11,08%	2,64%
5	64,100	6,37%	14,48%	2,65%
6	83,814	15,20%	11,71%	3,12%
7	103,592	22,63%	0,03%	1,72%
	Maior valor:	22,63%	14,48%	3,12%

Mais uma vez, o comportamento entre as medições de linearidade foi semelhante. No entanto, desta vez, o erro medido no quarto ponto já é relativamente alto, medindo 2,49%. Para toda faixa avaliada, o maior valor de erro encontrado foi de 22,63%. Já a histerese segue o padrão e apresenta seu maior valor no quinto ponto com 14,48%.

A repetibilidade entre os testes 3 e 1 apresentou o pior valor entre todas as medições, com o valor máximo de 3,12%.

É relevante notar que os valores medidos da linearidade começam a se distanciar da carga aplicada no primeiro teste em aproximadamente 50N, no segundo em 40N e no terceiro em 30N. A piora da medição ao longo do tempo é mostrada também pelo crescimento do valor máximo do erro e de sua média.

De forma resumida, as tendências de média e valor máximo são mostradas nas Figuras 6.9, 6.10 e 6.11.

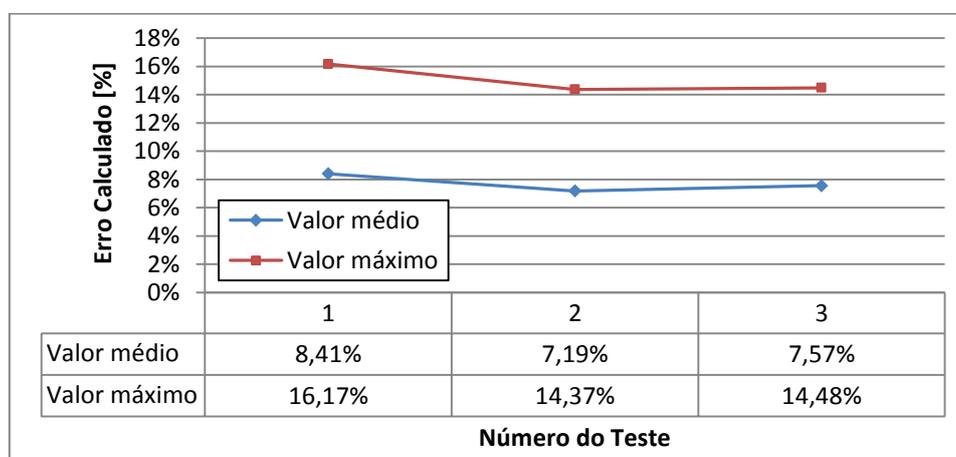


Figura 6.9 - Tendência do erro de histerese.

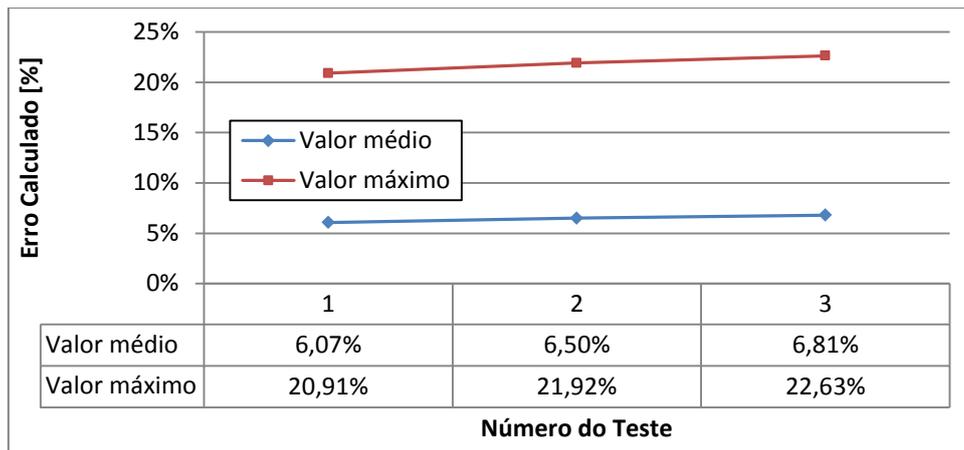


Figura 6.10 - Tendência do erro de linearidade.

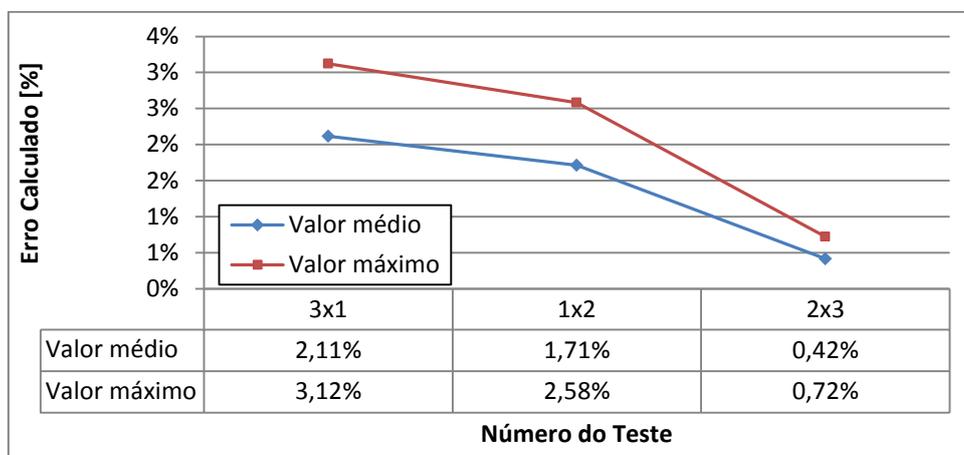


Figura 6.11 - Tendência do erro de repetibilidade.

A Figura 6.10 evidencia a tendência de crescimento do erro de linearidade conforme as medições foram tomadas. Entre o terceiro e o primeiro teste, há um aumento de 12,12% e 8,23% para a média e o valor máximo respectivamente.

Para as medições do erro de repetibilidade a tendência de queda é mostrada na Figura 6.11. À medida que os testes foram sendo tomados houve uma aproximação das medições. Isso é comprovado pela redução aproximada de 1/5 da média e 1/4 do valor máximo do erro de repetibilidade entre o primeiro e o último teste.

A análise da tendência das medições ao longo dos testes é relevante, pois de certa forma está de acordo com as medições de empuxo discutidas no capítulo 5 (Resultados).

Como os testes com biocombustíveis também foram feitos em sequência e lembrando que a ordem de execução dos mesmos é pertinente, pode-se notar:

1. Aumento do erro de linearidade nas primeiras medições, assim caracterizado pelo distanciamento da curva medida com a curva teórica;
2. Redução do erro de repetibilidade, assim caracterizada pela aproximação da tendência das medições com a tendência da curva teórica.

Nota-se nas medições iniciais menor precisão e maior exatidão, enquanto nas medições finais o oposto, ou seja, maior precisão, porém menor exatidão.

O último tipo de erro avaliado é o de fluência. A Figura 6.12 mostra a evolução das medições ao longo dos 45 minutos de teste.

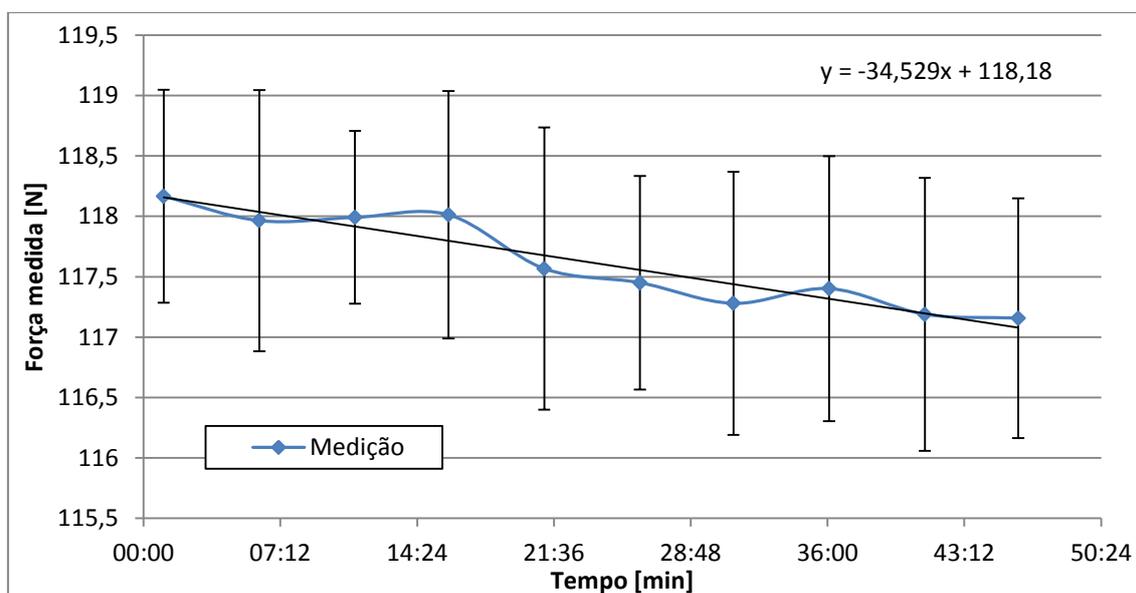


Figura 6.12 - Teste de avaliação do erro de fluência.

Podemos notar na Figura 6.12 que há tendência de redução da medição ao longo do tempo, no entanto a variação é tão pequena quanto o erro, o que restringe as conclusões que podem ser tiradas da medição. A forte predominância do erro se dá, em parte, pela grande variação das medições e, conseqüentemente, do aumento do desvio padrão da amostra. Os dados brutos colhidos do sensor antes da análise estatística são mostrados na Figura 6.13. A causa da oscilação pode ter diversas origens, entre elas vibrações mecânicas no ambiente ou ruído eletrônico gerado por campos eletromagnéticos (Hardy Process Solutions).

O resultado obtido pelo cálculo do erro de fluência indicado na Equação (2.5) é de 0,97%.

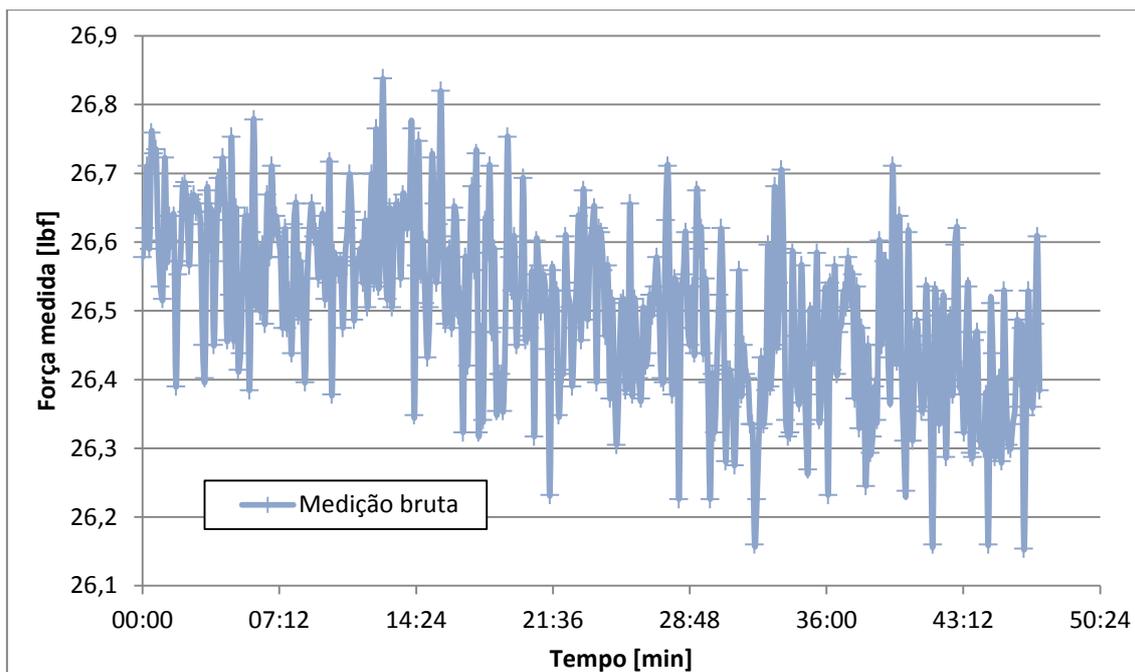


Figura 6.13 - Dados brutos da célula de carga durante o teste de fluência.

De uma forma geral, pode-se concluir que o sistema de medição de empuxo da bancada não apresenta resultados satisfatórios. Os altos valores dos erros calculados resultam em medições não confiáveis.

6.2 Causas dos Erros de Medição.

Esta seção discute as possíveis causas dos erros obtidos no item 6.1.3 e como esses problemas podem ser contornados.

Para obter medições de força apropriadas, algumas medidas devem ser tomadas. Algumas das possíveis causas de uma medição de força incerta com células de carga são (Boyes, 2010):

- Aplicação não axial da força;
- Aplicação de esforços laterais;
- Qualquer tipo de restrição à aplicação da carga que altere sua magnitude.

Um fator que pode levar à aplicação de esforços não axiais em uma célula de carga é a baixa rigidez mecânica da base onde a célula se apoia. Quando aplicada, a

carga pode gerar deflexões na base e alterar a geometria de medição e a direção de aplicação da força.

A base da célula de carga presente na bancada é mostrada na Figura 6.14. Uma fixação feita de outro material com maior módulo de elasticidade, ou como uma outra geometria poderiam elevar a rigidez à flexão do conjunto e minimizar os efeitos indesejados desta fonte de erro.



Figura 6.14 - Célula de carga da bancada e sua estrutura de fixação.

Boyes (2010) aponta que um fator normalmente não considerado que pode afetar um sistema de medição é a influência da tubulação rígida ligada ao objeto alvo da medição. Na impossibilidade de remoção das linhas de alimentação de alguns sistemas uma alternativa é a substituição por linhas flexíveis, a fim de reduzir a influência das mesmas na força a ser medida.

Boa parte da tubulação mostrada na Figura 6.15 presa na turbina é flexível e não afeta tanto as medições de empuxo, no entanto, algumas das linhas de alimentação e sensoramento da bancada são rígidas.



Figura 6.15 - Tubulações de sensoriamento e alimentação da turbina.

Além da questão da tubulação citada acima, Davis (2014) e Pourmovahed, Jeruzal, & Brinker (2003) atribuem os erros de medição da turbina principalmente a dois fatores:

- 1º Elevada rigidez da estrutura de fixação da bancada;
- 2º Baixa sensibilidade da célula de carga original.

Para reduzir o efeito dos problemas acima, são estudadas modificações na estrutura de fixação da bancada e na tubulação de alimentação e sensoriamento, bem como na célula de carga utilizada.

7 Proposição de um Novo Sistema de Medição de Empuxo.

Este capítulo aborda as soluções que podem ser adotadas para resolver os problemas de medição de empuxo da bancada MIniLab, e é dividido em quatro partes. Na primeira parte, é apresentado o conjunto célula de carga e condicionador de sinais sugerido. Depois, o problema da tubulação é atacado, um conjunto de tubulações flexíveis é indicado e suas características são enumeradas. A terceira etapa consiste na exposição da estrutura proposta, bem como na análise comparativa entre a rigidez de três tipos de fixação diferentes. A quarta parte do capítulo utiliza os resultados calculados anteriormente para obtenção da sensibilidade global de medição de empuxo para cada um dos três cenários estudados.

7.1 Célula de Carga e Condicionador de Sinais.

Pourmovahed, Jeruzal, & Brinker (2003) descrevem a célula de carga original da bancada (Figura 6.14) como primitiva e não comercial. É composta por um único extensômetro disposto em uma viga fina como elemento elástico sem compensação de temperatura. Além do problema de sensibilidade, o ponto de onde a medição de empuxo é feita é bem abaixo do centro da turbina, o que reduziria ainda mais a força medida pela célula de carga.

A solução para o problema de sensibilidade do sistema de medição é inicialmente a troca célula de carga por um modelo comercial mais preciso. Além do transdutor de força, um condicionador de sinais também é proposto.

A especificação da célula de carga envolve, de forma simplificada, a maior carga que ela irá medir e a disponibilidade em catálogo do produto que atende esta faixa (Boyes, 2010). A empresa MK Controle e Instrumentação Ltda. é um fornecedor tradicional de células de carga para o Laboratório de Máquinas Térmicas da UFRJ. Em seu catálogo, o modelo que atende a faixa de medição é o CSAZL-20, pois sua capacidade nominal é maior que os 178N de empuxo máximo de projeto informado pelo fabricante.

As principais características da célula de carga são apresentadas na Tabela 7.1 e suas dimensões na Figura 7.1.

Tabela 7.1 - Características da célula de carga CSAZL-20 (MK Controle e Instrumentação Ltda.).

Características Técnicas	Unidades
Capacidade	20 kgf
Sensibilidade Nominal	$2 \pm 0,02$ mv/V
Balanço de Zero	± 1 % FS
Repetibilidade	FS 0,02%
Erro de Fluência (20 minutos)	FS 0,03%
Efeito da Temperatura no Zero	0,03% FS/10 °C
Efeito da Temp. na Sensibilidade	0,02% FS/10 °C
Temperatura de Operação	-20 ~ 55 °C
Compensação de Temperatura	-10 ~ 40 °C
Impedância de Entrada (25°C)	$350 \pm 5\Omega$
Impedância de Saída (25°C)	$350 \pm 3\Omega$
Resistência de Isolação	$\geq 5000M\Omega$ (100VDC)
Tensão de Excitação	9 ~ 12VDC
Tensão de Excitação Máxima	FS 0,03%
Não-linearidade	FS 0,03%
Histerese	FS 0,03%
Creep	FS/10min 0,03%
Sobrecarga admissível	150%
Sobrecarga de ruptura	200%
Grau de Proteção	IP66
Material	Liga de alumínio
Cabo Blindado de 4 vias	5 metros

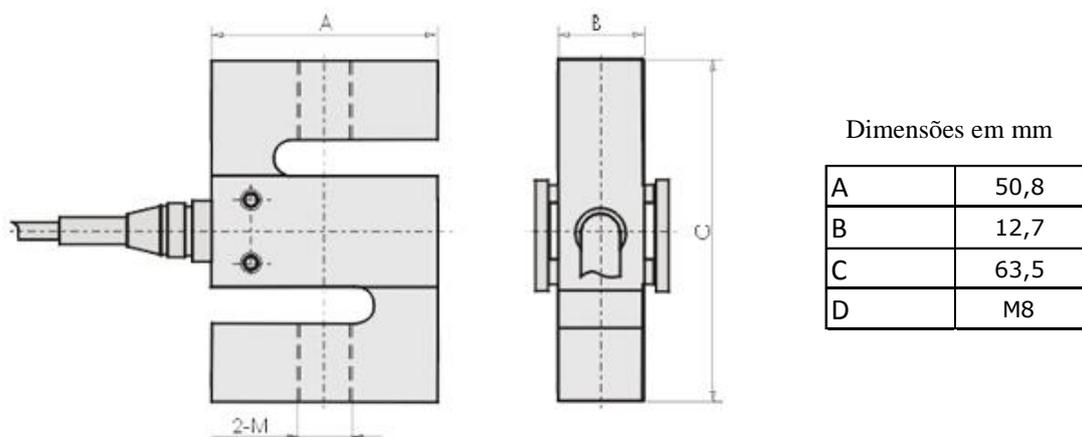


Figura 7.1 - Dimensões da célula de carga CSAZL-20 (MK Controle e Instrumentação Ltda.).

O condicionador de sinais sugerido é o SMKTC5-10 também da MK Controle e Instrumentação Ltda. Suas principais características são mostradas na Tabela 7.2 e sua ilustração na Figura 7.2

Tabela 7.2 - Características da condicionador de sinais SMKTC5-10 (MK Controle e Instrumentação Ltda.).

Características Técnicas	Unidades
Sinal de entrada	+/- 30mVcc
Temperatura de Operação	0 ~ 60°C / 20 ~ 90% UR
Impedância de saída	+/- 1K ohm
Tempo de resposta padrão	50ms - (outras faixas sob consulta)
Alimentação	110/220Vac - 50/60Hz - (Opcional – 24Vcc)
Fonte Isolada p/ célula de carga	10Vcc – (entre os bornes 1 e 2)
Sinalização	Led energizado
Sinal de saída	0 ~ 10Vcc
Material da caixa	Plástico ABS
Fixação	Parafuso ou trilho DIN
Grau de proteção	IP40 (no frontal)
Ajuste de “ZERO” e “SPAN” por potenciômetro	Sim
Interferência por	RF Rádio / celular @ 0,5m < 0,1% FS
Peso (Kg)	0,200



Figura 7.2 - Condicionador de sinais SMKTC-10 (MK Controle e Instrumentação Ltda.).

O sinal de saída do condicionador pode ser diretamente ligado ao o terminal de aquisição de dados da bancada pelo canal CH15 disponível, como mostrado na Figura 7.3.

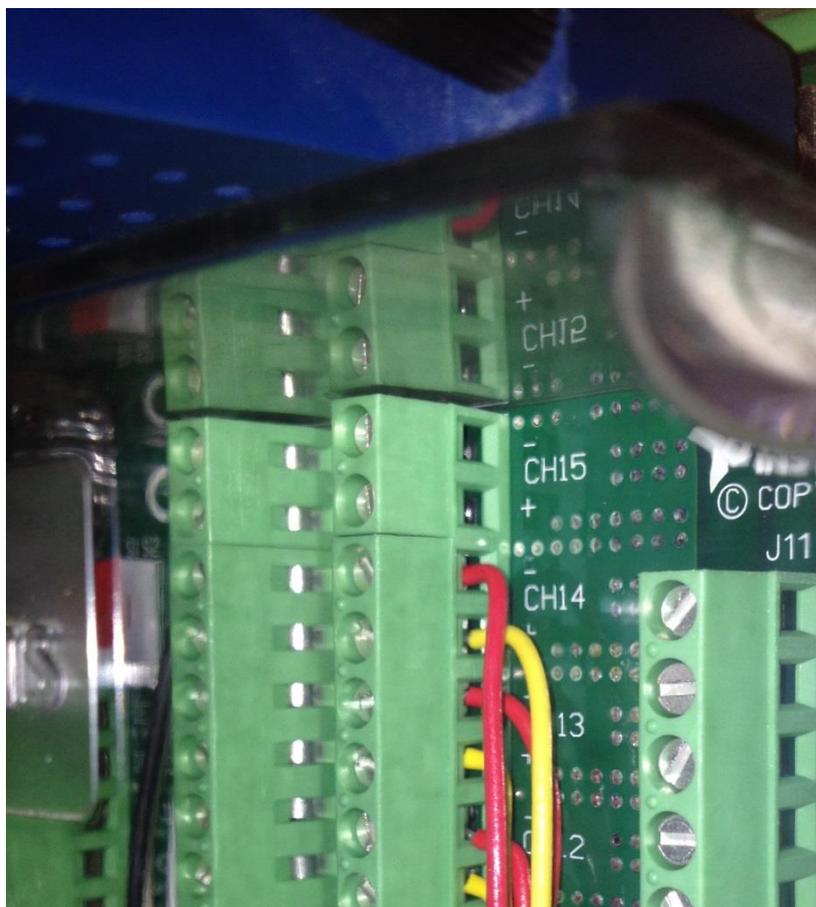


Figura 7.3 - CH15 do terminal de aquisição de dados da bancada.

Outra opção possível é a utilização do indicador L20000P da Laurel Eletronics existente na bancada como condicionador de sinais. Além de reduzir o custo de aquisição de um condicionador externo, possibilita a exibição em tempo real do empuxo medido para o operador da turbina. Suas principais características são listadas abaixo (Laurel Eletronics Inc.):

- Excitação: 5, 10 ou 24 Vdc;
- Alimentação: 85-264 Vac;
- Display: -99,999 a +99,999 em unidades de engenharia;
- Precisão: 99,99% FS.

7.2 Tubulação.

Com o intuito de reduzir as interferências causadas pela tubulação rígida na medição do empuxo, a mesma deve ser substituída por linhas flexíveis em sua totalidade, ou ao menos em trechos (Boyes, 2010).

O material de tubo mais indicado para a substituição é o PTFE (Politetrafluoretileno) devido a suas características físico-químicas e mecânicas tais como (E. I. du Pont de Nemours and Company) (Davis, 2004):

- Boa faixa de temperatura de trabalho: -90°C até $+260^{\circ}\text{C}$;
- Alta flexibilidade quando comparado com outros plásticos;
- Não sofre ataque químico;
- Toxidez nula;
- Baixa absorção de umidade;
- Baixo coeficiente de atrito.

As pressões de trabalho máximas das linhas de abastecimento apresentadas nos mostradores analógicos da bancada são:

- Óleo: 20 psi;
- P3: 20psi;
- Combustível: 150 psi;
- Ar comprimido de partida: 120 psi.

Desta forma, o dimensionamento das linhas flexíveis de PTFE devem atender os requisitos de pressão para cada aplicação.

As linhas rígidas presentes na bancada são indicadas na Figura 7.4.



Figura 7.4 - Vista frontal e traseira da turbina SR-30 com indicações das tubulações rígidas.

7.3 Estrutura.

Além da troca da célula de carga e da tubulação de abastecimento e monitoramento, também é proposta uma nova estrutura de fixação da turbina, cuja principal característica é a baixa resistência ao movimento natural do propulsor quando em operação.

Para tal, é estudada a estrutura proposta por Davis (2004) e sua rigidez é comparada com outros dois casos de fixação: estrutura original e estrutura modificada, que serão mais bem detalhados a seguir.

A Figura 7.5 mostra a estrutura proposta por Davis (2004), onde a barra chata destacada em azul possui baixa resistência à flexão, enquanto suporta satisfatoriamente o peso do conjunto. Outra característica importante é a alta resistência à rotação do sistema (Rotação em z), bem como ao movimento transversal (Translação em y), que garante a estabilidade necessária para operação do sistema.

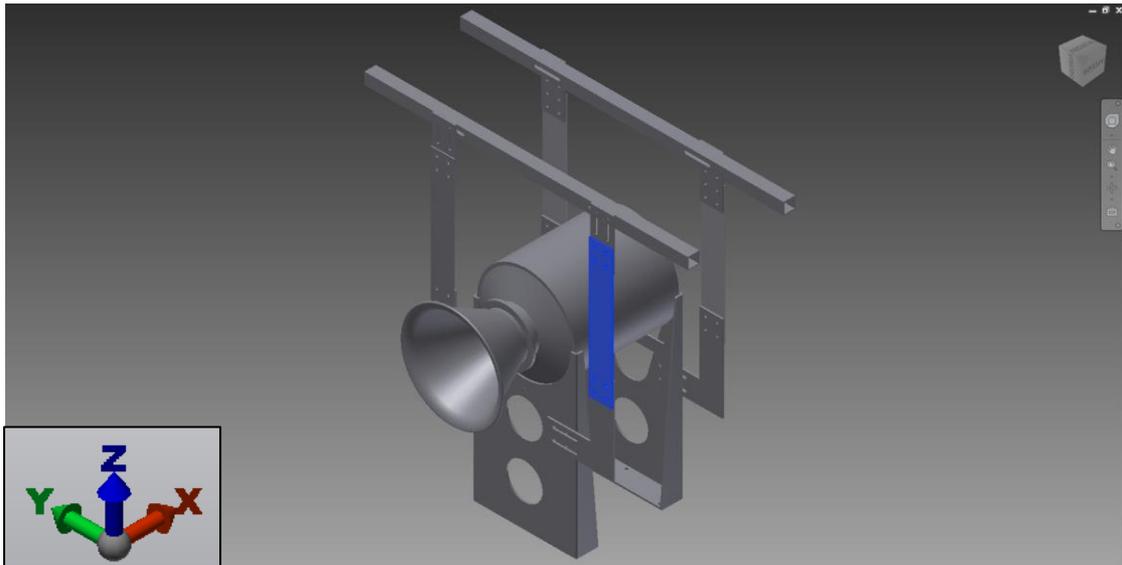


Figura 7.5 - Fixação por colunas proposta por Davis (2004).

7.3.1 Comparação Entre a Rigidez das Estruturas.

Esta seção tem como objetivo comparar diretamente a rigidez estrutural das três configurações estudadas, que são as seguintes:

- 1º Fixação original da bancada;
- 2º Fixação original com modificações realizadas no laboratório;
- 3º Fixação por colunas finas proposta por Davis (2004).

Em cada uma das configurações analisadas, são descritas as características e a modelagem utilizada para obtenção da rigidez estrutural.

As características comuns aos três modelos são as seguintes:

- Para simplificação do problema, o material utilizado em todas as configurações é o mesmo e possui as seguintes especificações descritas na Tabela 7.3.

Tabela 7.3 - Propriedades do material utilizado na análise por elementos finitos.

Propriedades	Valor
Módulo de Elasticidade	205.000 [N/mm ²]
Coefficiente de Poisson	0,29
Coefficiente de expansão Térmica	0,0000117 [1/°C]

- Todas as medições de deslocamento foram tomadas em milímetros no centro da turbina no bocal de admissão.
- As forças aplicadas que simulam o empuxo produzido pela turbina seguem conforme mostradas na Tabela 7.4.

Tabela 7.4 - Forças aplicadas na análise por elementos finitos.

Ponto	Força [N]
0	0
1	10
2	25
3	50
4	100
5	150
6	200

- As dimensões pertinentes da turbina e sua estrutura de fixação foram medida e um modelo foi desenvolvido em um *software* de CAE.
- As simulações foram feitas no *software* Autodesk Simulation Mechanical 2015.
- A malha utilizada foi gerada automaticamente pelo programa e consiste em um mix predominantemente dos elementos tetraédrico e pirâmide.

Para facilitar o entendimento das condições de contorno utilizadas, a seguinte terminologia será utilizada:

- R_i é a rotação na direção i , podendo ser R_x , R_y e R_z .
- T_i é a translação na direção i , podendo ser T_x , T_y e T_z .

Cabe ressaltar que esta é uma análise qualitativa, uma vez que fatores como diferenças entre materiais e a tubulação, por exemplo, não foram considerados.

1º Fixação original da bancada.

Descrição:

Esse modelo simula o estado de engaste original da turbina, assim como ela foi comprada. O suporte da turbina é feito por meio de duas pernas de sustentação

ilustradas na Figura 6.15 e fixadas na bancada por três parafusos dispostos conforme indicado na Figura 7.6.



Figura 7.6 - Disposição dos parafusos de fixação da turbina na bancada.

Modelagem:

A modelagem da configuração consiste em três parafusos na perna frontal e três na traseira engastados em sua ponta, ou seja, com restrições em R_x , R_y , R_z , T_x , T_y e T_z . Dois dos seis pontos onde ocorre esta restrição são mostrados na Figura 7.7 na cor azul, nela também é possível ver a direção e sentido de aplicação das cargas indicadas na Tabela 7.4 (-1,0,0).

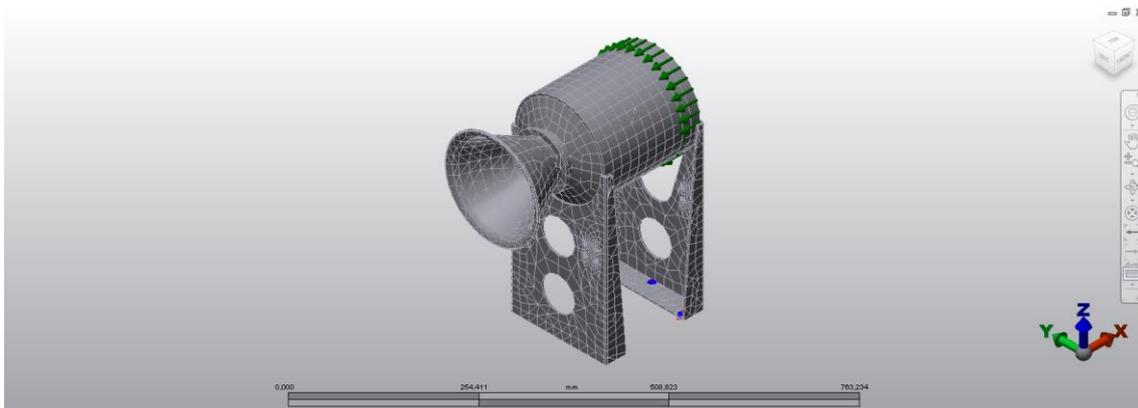


Figura 7.7 - Modelo de Elementos finitos da primeira configuração.

Resultados:

Os resultados obtidos na simulação são mostrados tanto na Tabela 7.5 quanto na Figura 7.8 e na Figura 7.9.

Tabela 7.5 - Deslocamentos da primeira configuração.

Força [N]	Deslocamento [mm]
0	0
10	0,002099
25	0,005248
50	0,010496
100	0,020992
150	0,031488
200	0,041985

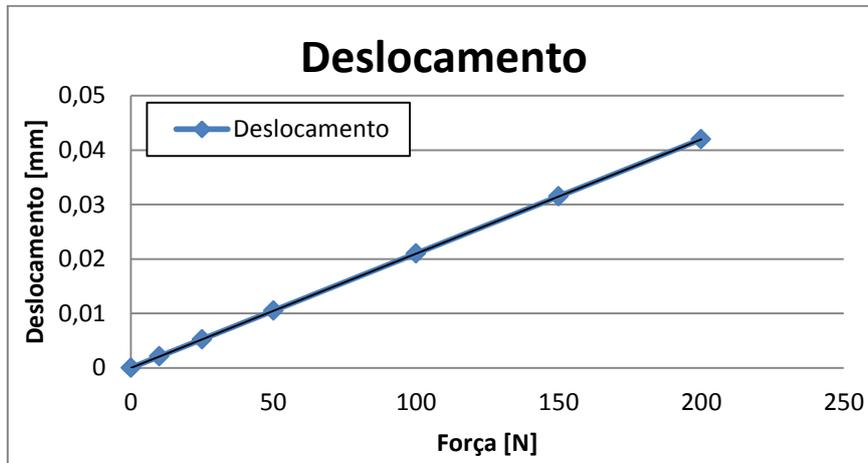


Figura 7.8 - Deslocamentos da primeira configuração.

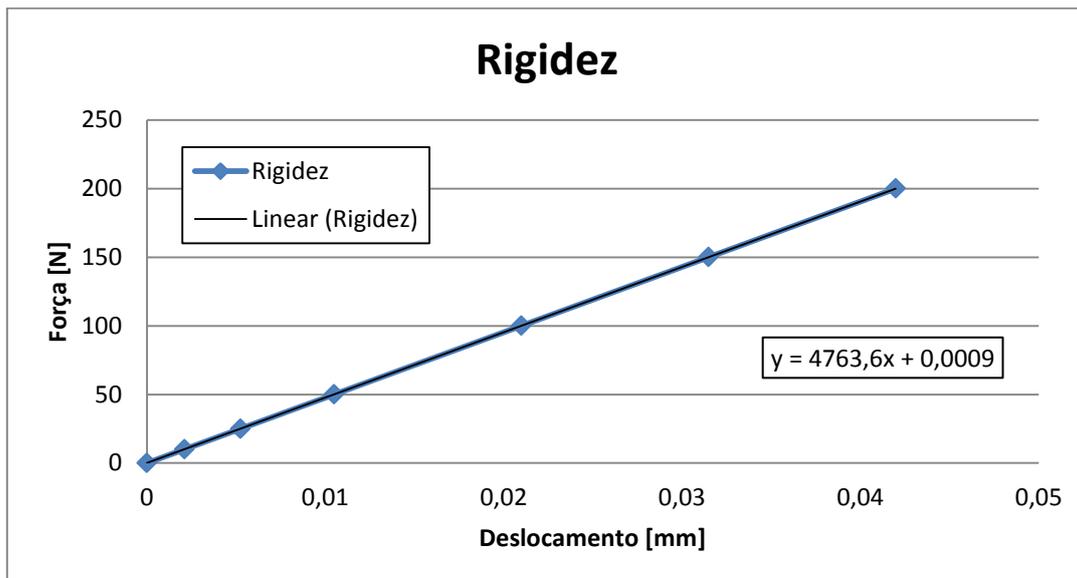


Figura 7.9 - Rigidez da primeira configuração.

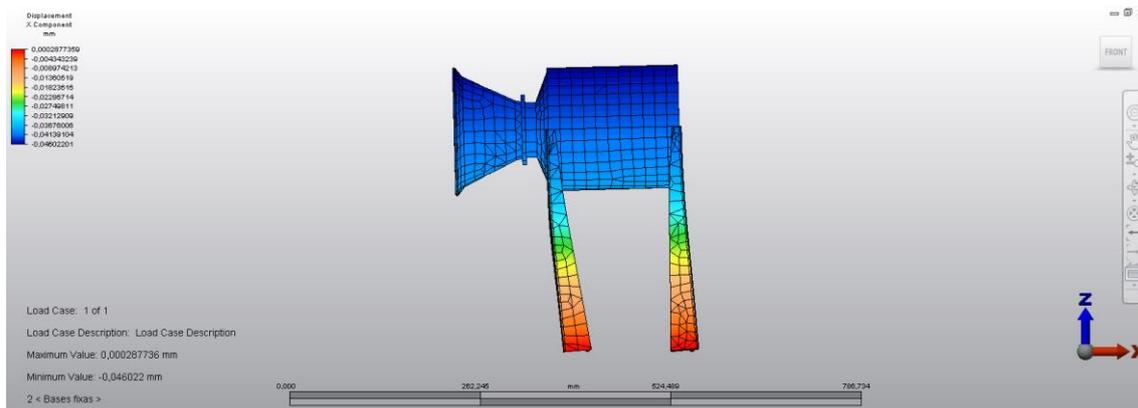


Figura 7.10 - Estado de deformação da primeira configuração.

Os dados encontrados a partir das simulações mostram que a estrutura original possui uma rigidez aproximada de 4763N/mm.

2º Fixação original com modificações realizadas no laboratório.

Descrição:

No intuito de melhorar as medições de empuxo, reduzindo a rigidez da estrutura, foi feita uma adaptação na perna de sustentação traseira, onde os três parafusos mostrados na Figura 7.6 foram desaparafusados, mas não completamente removidos. Esse modelo simula o atual estado de engaste da turbina, onde a parte frontal é fixa e o suporte traseiro possui certa liberdade de movimentação em z.

Modelagem:

A modelagem da configuração consiste em três parafusos na perna frontal engastados em sua ponta, ou seja, com restrições em R_x , R_y , R_z , T_x , T_y e T_z . A superfície inferior da perna traseira possui duas restrições em T_x e T_y mostradas em verde na Figura 7.11. O intuito é modelar os parafusos como um pino que permite certa liberdade de movimento em R_x , R_y , R_z , e T_z .

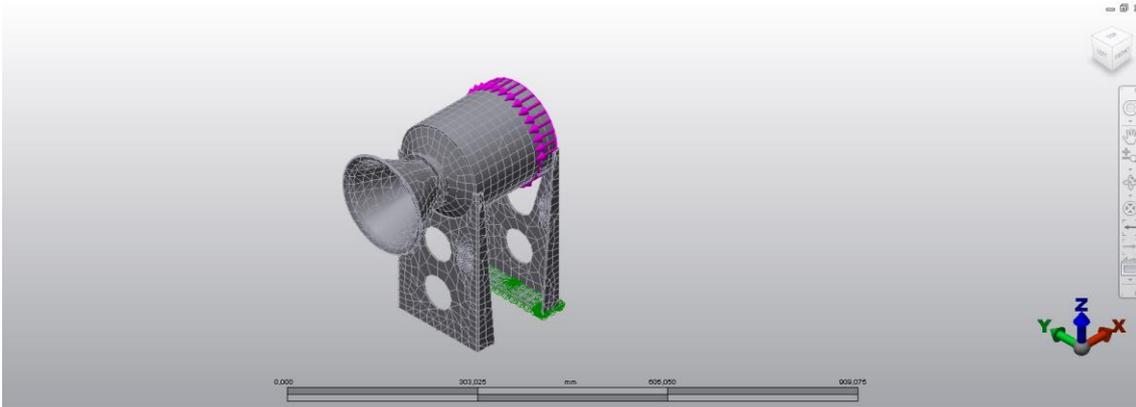


Figura 7.11 - Modelo de Elementos finitos da segunda configuração.

Resultados:

Os resultados obtidos na simulação são mostrados tanto na Tabela 7.6 quanto na Figura 7.12 e na Figura 7.13.

Tabela 7.6 - Deslocamentos da segunda configuração.

Força [N]	Deslocamento [mm]
0	0
10	0,013071
25	0,032677
50	0,065355
100	0,130709
150	0,196064
200	0,261418

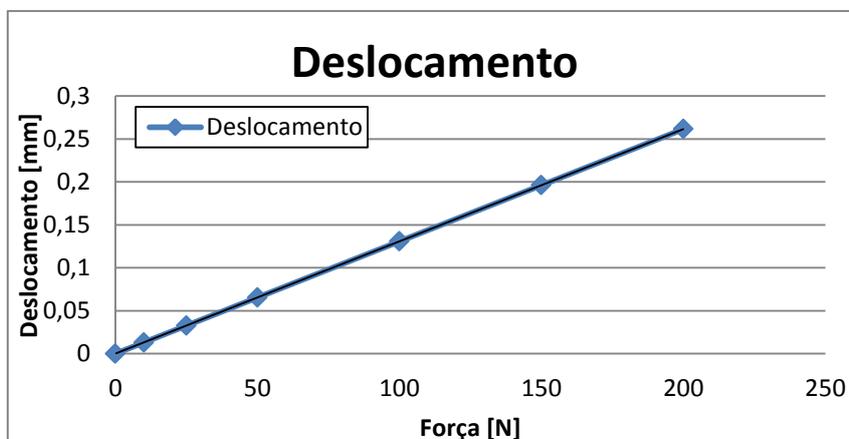


Figura 7.12 - Deslocamentos da segunda configuração.

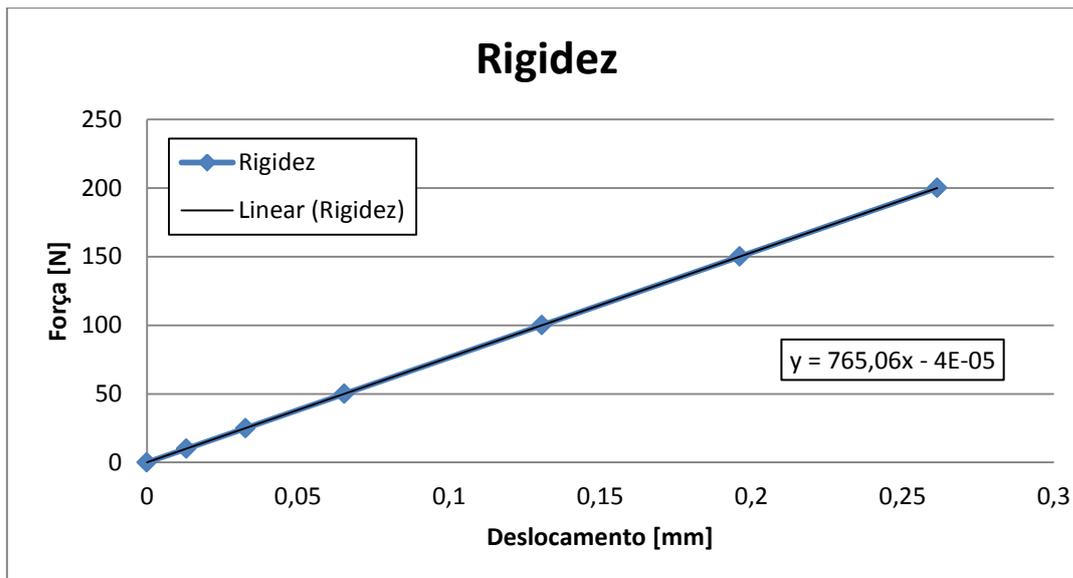


Figura 7.13 - Rigidez da segunda configuração.

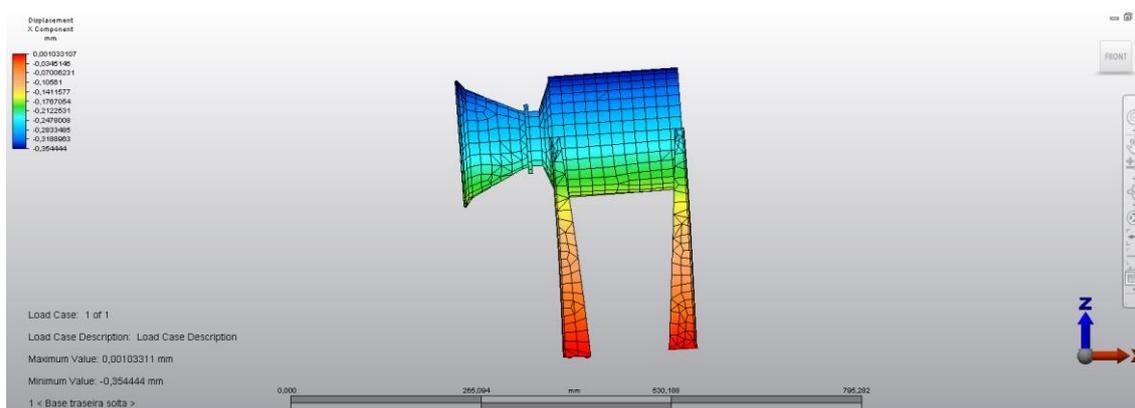


Figura 7.14 - Estado de deformação da segunda configuração.

Os dados encontrados a partir das simulações mostram que a estrutura modificada possui uma rigidez aproximada de 765/mm, número inferior ao obtido na primeira configuração.

3º Fixação por colunas finas proposta.

Descrição:

Para garantir uma menor rigidez, o conjunto passaria a apoiar-se pelos tubos quadrados fixados na carenagem da bancada sem apoiar-se no assoalho da bancada (Davis, 2004).

Modelagem:

A modelagem desta configuração é relativamente mais simples do que a dos casos anteriores. Nela os dois tubos quadrados superiores são engastados na carenagem ou em uma estrutura de suporte não representados na Figura 7.15.

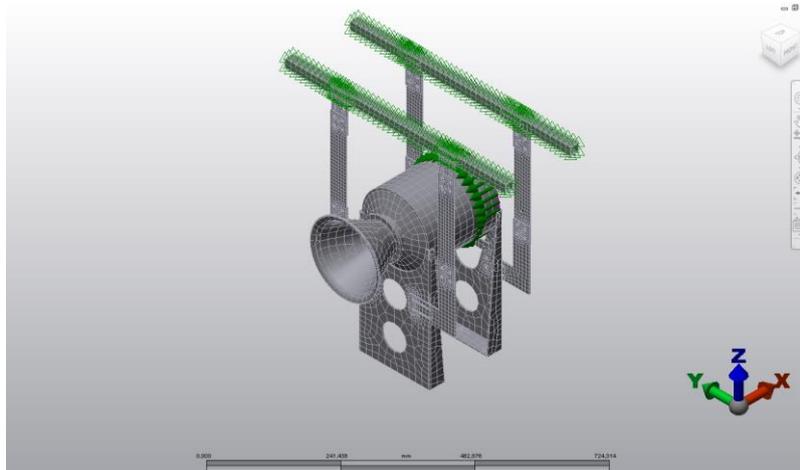


Figura 7.15 - Modelo de Elementos finitos da terceira configuração.

Resultados:

Os resultados obtidos na simulação são mostrados tanto na Tabela 7.7 quanto na Figura 7.16 e na Figura 7.17.

Tabela 7.7 - Deslocamentos da terceira configuração.

Força [N]	Deslocamento [mm]
0	0
10	0,281367
25	0,703418
50	1,406835
100	2,813671
150	4,220506
200	5,627341

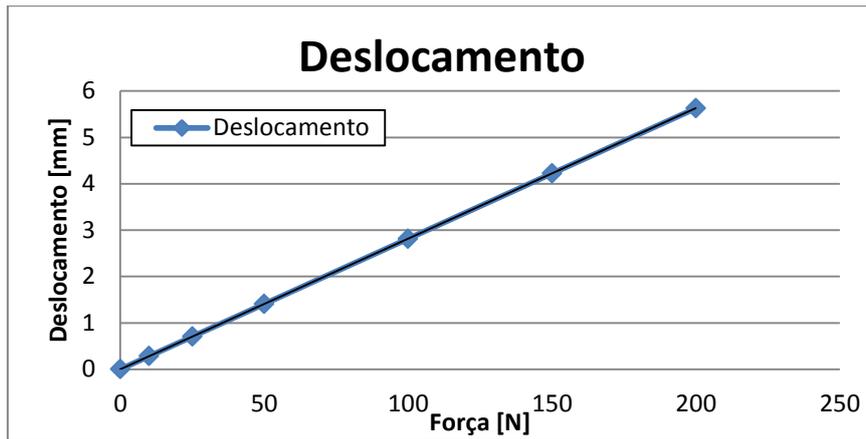


Figura 7.16 - Deslocamentos da terceira configuração.

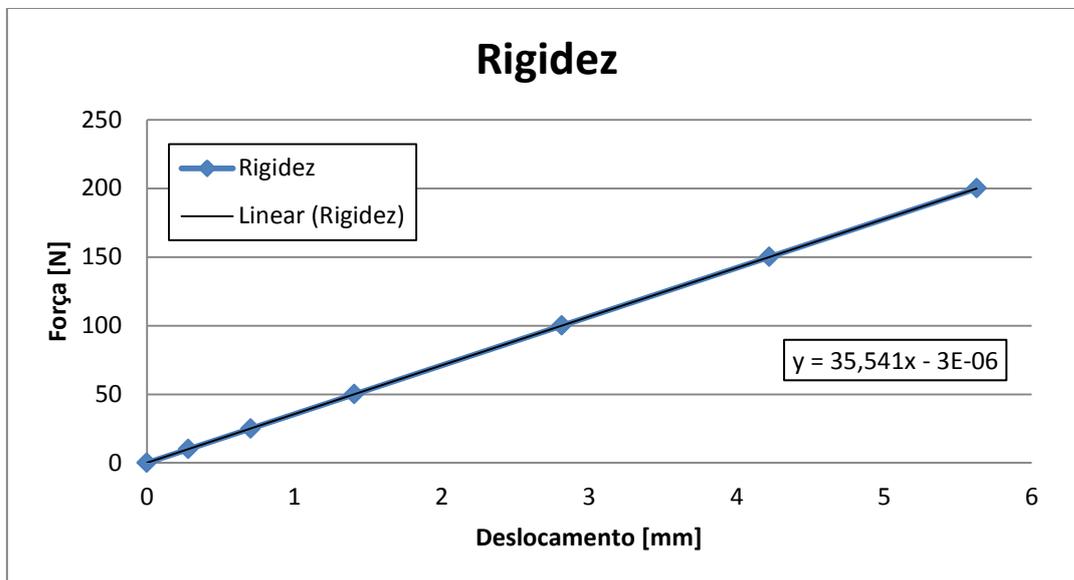


Figura 7.17 - Rigidez da terceira configuração.

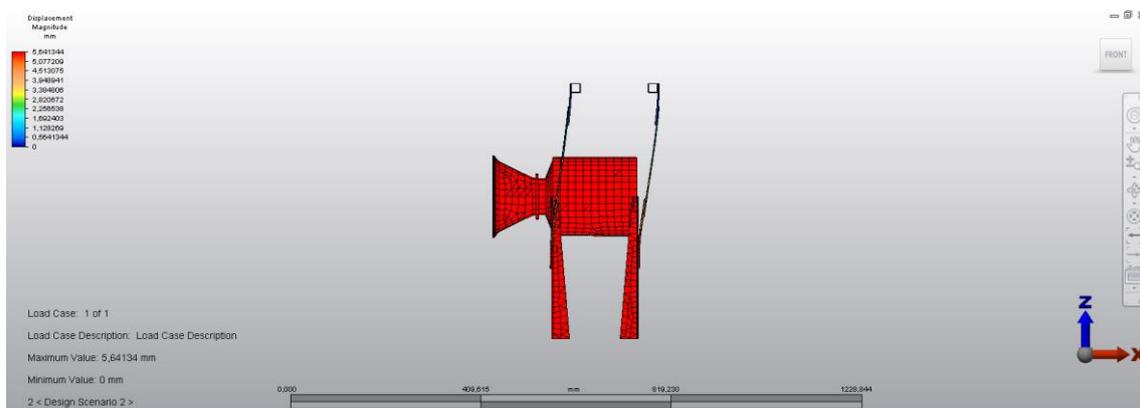


Figura 7.18 - Estado de deformação da segunda configuração.

Os dados obtidos para essa simulação apresentam os melhores resultados comparativamente com as outras configurações. A estrutura proposta possui uma rigidez aproximada de 35N/mm. Um resumo dos resultados obtidos é mostrado na Tabela 7.8 e a comparação dos deslocamentos é mostrada na Figura 7.19.

Tabela 7.8 – Resumo dos resultados obtidos.

	Configuração 1	Configuração 2	Configuração 3
Rigidez [N/mm]	4763,6	765,01	35,5

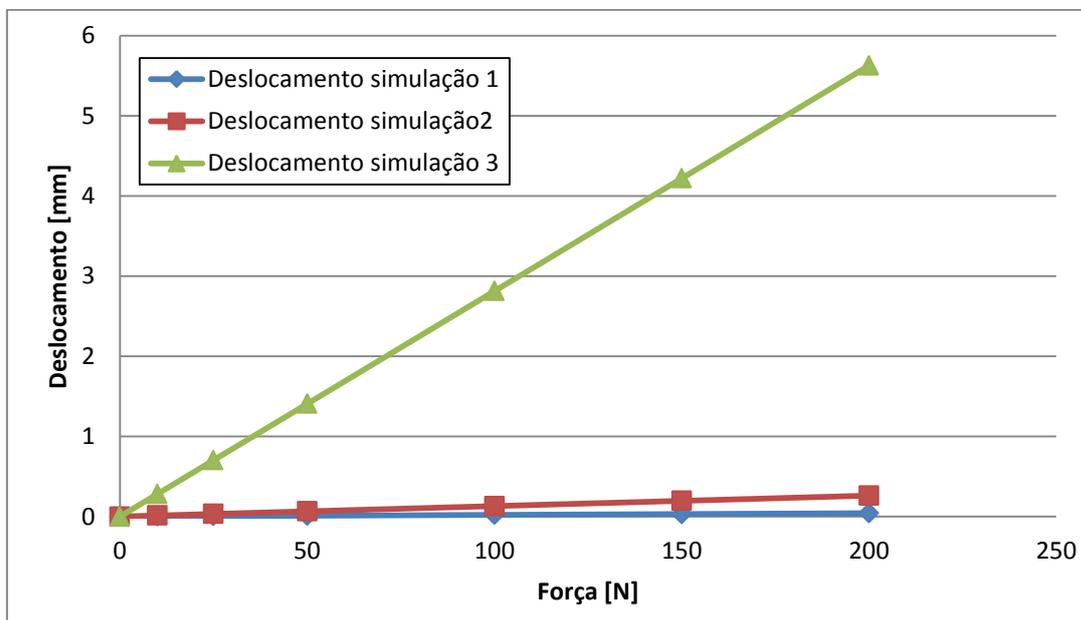


Figura 7.19 - Deslocamentos das três configurações.

Os resultados da última simulação foram comparados, também, com um modelo que contempla grandes deformações. Ambos os resultados convergiram para a mesma solução.

Podemos concluir que a estrutura de fixação proposta possui uma rigidez muito inferior quando comparada com o estado atual da turbina. A próxima seção mostra como a rigidez afeta diretamente a sensibilidade do sistema de medição de empuxo da bancada

7.4 Sensibilidade do Sistema de Medição de Empuxo Proposto.

Nesta seção foi estudado um modelo que simplifica o conjunto turbina, estrutura de sustentação e célula de carga com o objetivo de mensurar a sensibilidade final do sistema de medição de empuxo. Para tal, são utilizados os dados obtidos na seção 7.3.1 juntamente com as especificações da célula de carga e do condicionador de sinais.

O modelo ideal para uma medição de força atuando em um corpo rígido é mostrado na Figura 7.20, onde a medição é direta. No entanto, não é possível realizar este tipo de medição na bancada uma vez que a turbina deve ter algum apoio.

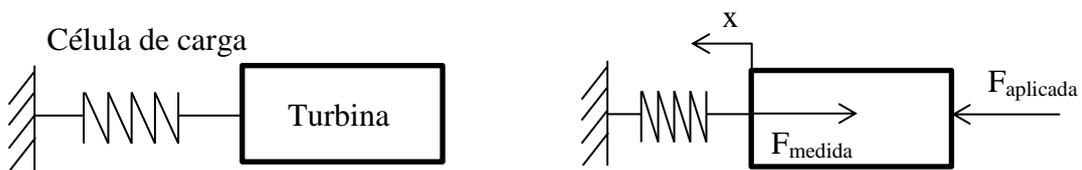


Figura 7.20 –Medição direta de uma força

Para este caso, a força medida F_{medida} pela célula de carga é igual à $F_{aplicada}$ pela turbina. Assim toda a sensibilidade da célula de carga é utilizada na medição do empuxo da turbina.

A medição no caso real ocorre como descrito pela Figura 7.21.

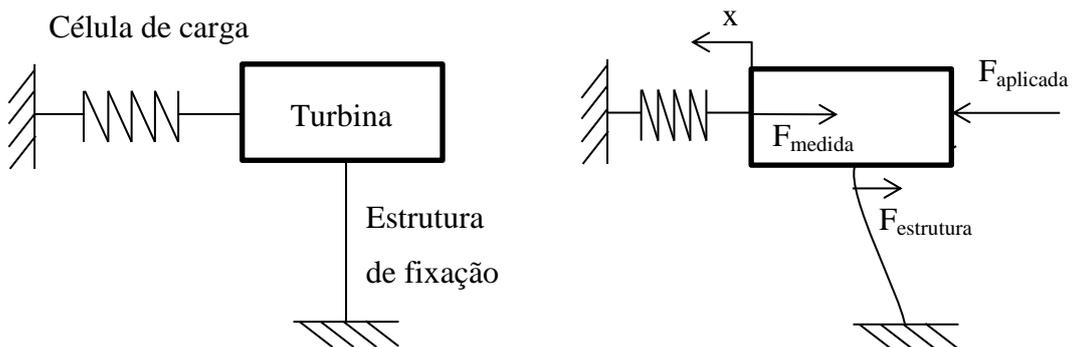


Figura 7.21 – Medição da força na bancada.

Nesta situação, parte da força aplicada é dissipada pela deformação da estrutura que age como uma mola. O formato da estrutura deformada é descrito por uma função sigmoide. Isso ocorre quando há flexão em uma coluna bi-engastada. Este tipo de

estrutura é utilizado por Desrochers, Olsen, & Hudson (2001) em uma bancada experimental de foguetes para medição do empuxo gerado.

Assim, pela análise estática do diagrama de corpo livre da turbina, temos que a F_{medida} é calculada por:

$$F_{medida} = F_{aplicada} - F_{estrutura} , \quad (7.1)$$

onde a F_{medida} e a $F_{estrutura}$ são calculadas por:

$$F_{medida} = k_{célula\ de\ carga} x , F_{estrutura} = k_{estrutura} x . \quad (7.2)$$

onde k é a rigidez medida em N/mm e x o deslocamento sofrido pela aplicação da força $F_{aplicada}$.

Os dados para a rigidez da estrutura foram encontrados na seção 7.3.1. Já rigidez da célula de carga é um dado do fabricante. O modelo CSAZL-20 possui rigidez informada de 325N/mm. Dessa forma, os parâmetros necessários para o cálculo da força que atua na célula de carga são encontrados.

Para a célula em questão, a carga nominal é de aproximadamente 200N, por isso, para os cálculos de comparação entre a sensibilidade, essa será a carga aplicada. Utilizando a Equação (2.1), para a excitação de 10Vcc fornecida pelo condicionador SMKTC5-10 temos que a sensibilidade em unidades de engenharia da célula de carga é igual a 0,1mV/N. Esta é a mesma sensibilidade que o sistema mostrado na Figura 7.20 possui, e é por isso considerada a sensibilidade ideal. A sensibilidade do sistema pode ser calculada por:

$$Sensibilidade_{sistema} \left[\frac{mV}{N} \right] = \frac{medição[mV]}{Carga\ aplicada\ [N]} , \quad (7.3)$$

onde a medição é:

$$medição[mV] = sensibilidade_{célula\ de\ carga} \left[\frac{mV}{N} \right] \times carga\ medida[N] \quad (7.4)$$

Resolvendo a Equação (7.1), obtemos a F_{medida} para cada um dos três configurações estudadas, mais o caso ideal de medição. Conhecendo a F_{medida} , é possível estimar a medição e, por consequência, a sensibilidade do sistema. Os resultados são apresentados na Tabela 7.9 abaixo.

Tabela 7.9 - Comparação entre a sensibilidade dos sistemas de medição de empuxo.

	Ideal	Configuração 1	Configuração 2	Configuração 3
Rigidez da estrutura [N/mm]	0	4763,6	765,01	35,5
Deslocamento em x [mm]	0,615	0,039	0,183	0,555
F_{medida} [N]	200	12,8	59,6	180,3
$F_{estrutura}$ [N]	0	187,2	140,4	19,7
Medição [mV]	20,0	1,3	6,0	18,0
Sensibilidade sistema [mV/N]	0,1000	0,0064	0,0298	0,0902
Percentual de aproveitamento da sensibilidade da célula de carga	100%	6,4%	29,8%	90,2%

A Tabela 7.9 apresenta o melhor caso para sensibilidade, já que fatores que reduziriam ainda mais a medição, como a presença da tubulação e o posicionamento da célula de carga abaixo da linha de centro da turbina, não foram considerados para simplificação do problema.

A curva de calibração estimada de cada uma das configurações é apresentada na Figura 7.22. É interessante lembrar, que o fator de amplificação de sinal do condicionador não foi considerado.

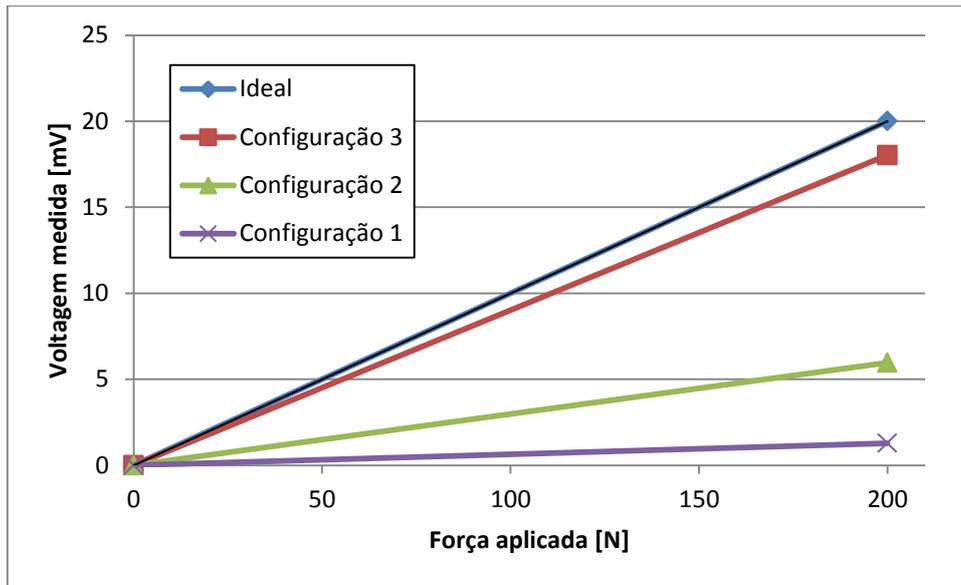


Figura 7.22 - Curva de calibração estimada para as diferentes configurações.

A sensibilidade do sistema de medição depende diretamente de dois fatores: da sensibilidade da célula de carga e da rigidez da estrutura de fixação. Dessa forma, podemos concluir que o mau funcionamento do sistema de medição da bancada é decorrente de dois fatores associados, pois como discutido anteriormente, nem a célula de carga possui boa sensibilidade, nem a estrutura de fixação possui baixa rigidez.

8 Conclusões e Sugestões

8.1 Conclusões

A bancada experimental MiniLab é uma ótima ferramenta de aprendizado e enriquece os conceitos ensinados em sala de aula sobre este tipo de equipamento. No entanto, os problemas envolvidos com o sistema de medição de empuxo empobrecem a análise de fatores relevantes para turbinas aeronáuticas como empuxo específico e eficiência térmica, por exemplo.

A partir dos experimentos com biocombustíveis, pode-se constatar grandes diferenças entre os valores medidos de empuxo e os valores calculados, podendo chegar a 38% no pior caso. Quanto à adição de biocombustíveis ao querosene de aviação é possível concluir que não houve grandes mudanças no empuxo calculado para os cinco combustíveis testados, e devido à baixa confiabilidade dos dados de empuxo medido, nenhuma conclusão pode ser tomada a partir do mesmo.

A avaliação do sistema de empuxo identificou a existência de valores altos para os erros de linearidade, histerese e repetibilidade podendo chegar a valores médios de 6,81%, 8,41% e 2,11%; e máximos de 22,63%, 16,17% e 3,12% respectivamente.

Com o intuito de reduzir os erros de medição calculados, foi estudado e proposto um novo sistema de medição de empuxo. Foi constatado que a bancada possui uma estrutura de sustentação da turbina excessivamente rígida, fato já constatado por outros trabalhos. Além disso, a célula de carga possuía baixa sensibilidade devido a sua baixa qualidade construtiva. O estudo da sensibilidade do sistema de medição apontou que apenas cerca de 30% da sensibilidade da célula de carga é aproveitada no melhor cenário.

8.2 Sugestões

Para trabalhos futuros, seria interessante a análise de outros tipos de estrutura como barras pivotadas que reduziriam ainda mais a resistência ao movimento natural da turbina, fazendo com que o aproveitamento da sensibilidade da célula de carga chegue próximo a 100%.

A implementação de algumas sugestões abordadas pelo presente trabalho pode gerar grandes benefícios para a bancada experimental, uma vez que não houve tempo hábil para implementação das mesmas. Além disso, a comparação da curva de calibração com a estimativa aqui apresentada pode ser interessante.

A rigidez das configurações pode ser avaliada em termos experimentais e seus valores comparados com os valores obtidos numericamente por este trabalho, a fim de validar ou discutir a modelagem proposta.

Outro fator que pode ser discutido é o posicionamento da célula de carga, bem como a forma geométrica de sua base, para minimizar o efeito de forças não-axiais atuando na célula de carga.

Ainda pode ser feito um estudo de otimização da estrutura proposta para reduzir ainda mais a rigidez da configuração. Para tal, o uso de barras chatas mais finas e compridas como elemento de flexão poderia ser estudado e as consequências da otimização comparadas com os resultados obtidos neste trabalho.

9 Bibliografia

- Institute of Measurement and Control. (2013). *Guide to the Measurement of Force*.
- Agência Nacional de Aviação Civil. (2013). *Dados Estatísticos do Transporte Aéreo – Empresas Brasileiras, Dezembro de 2013*.
- Agência Nacional de Aviação Civil. (2014). *Dados Estatísticos do Transporte Aéreo – Empresas Brasileiras, Junho de 2014*.
- Agência Nacional do Petróleo, Gás Natural e Biocombustíveis. (2009). RESOLUÇÃO ANP Nº 37, DE 1º.12.2009.
- Bathie, W. W. (1996). *Fundamentals of Gas Turbines, 2 ed.*
- Boyce, M. P. (2012). *Gas Turbine Engineering, 4 ed.* Butterworth-Heinemann.
- Boyes, W. (2010). *Instrumentation reference book - 4 ed.* Butterworth-Heinemann.
- Cohen, H., Rogers, G., & Saravanamuttoo, H. (1996). *Gas Turbine Theory, 4 ed.*
- D'Andrea, F. G. (2012). Estudo do Efeito da Adição de Biodiesel em Querosene de Aviação no Desempenho e nas Emissões de uma Turbina Didática.
- Davis, G. W. (2004). *Modifications of the SR-30 Gas Turbine Experimental Apparatus to Improve Data Accuracy*.
- Desrochers, M. F., Olsen, W. G., & Hudson, M. K. (2001). A Ground Test Rocket Thrust Measurement System. *Journal of Pyrotechnics*, pp. 50-55.
- E. I. du Pont de Nemours and Company. (s.d.). *Teflon PTFE Properties Handbook*. Acesso em 13 de Agosto de 2014, disponível em DuPont Technical Literature: http://www2.dupont.com/Teflon_Industrial/en_US/tech_info/techlit.html
- Giampaolo, T. (2006). *Gas Turbine Handbook: Principles and Practices, 3 ed.*
- Habib, Z., & Parthasarathy, R. (2009). Performance and emission characteristics of biofuel in a small-scale gas turbine engine. *Applied Energy*. Vol. 87, 1701–1709.
- Hardy Process Solutions. (s.d.). *Five Factors That Can Affect Your Weighing System's Accuracy*. Acesso em 28 de Julho de 2014, disponível em www.hardysolutions.com: <http://www.hardysolutions.com/tenants/hardy/documents/5FactorsA.pdf>
- Hill, P. G., & Peterson, C. R. (1992). *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion, 2 ed.*
- INMETRO. (2012). *Avaliação de dados de medição - Guia para a expressão de incerteza de medição – GUM 2008*. Rio de Janeiro.

- Interface Inc. (2009). *Load Cells - A Primer on the Design and Use of Strain Gage Force Sensors*.
- International Air Transport Association. (2014). *Airlines financial monitor – March-April 2014*.
- Laurel Electronics Inc. (s.d.). *Laurel Products*. Acesso em 1 de Julho de 2014, disponível em <http://www.laurels.com/products/search.php?modelnumbers=L20000P>
- Messeder, L. C. (2014). USO DE MISTURAS TERNÁRIAS QAV-BIODIESEL-ETANOL EM TURBINAS A GÁS. Rio de Janeiro, Brasil.
- MK Controle e Instrumentação Ltda. (s.d.). Acesso em 05 de Agosto de 2014, disponível em Site da MK CONTROLE E INSTRUMENTAÇÃO LTDA: http://www.mkcontrole.com.br/ficha_csa_zl.html
- Pacheco, C. C. (2012). Recuperação e Teste de um Dinamômetro para Ensaio de Motores de Combustão Interna a Biocombustíveis.
- PCB Load & Torque Inc. (s.d.). *Load Cell Handbook - A Technical Overview and Selection Guide*. Acesso em 3 de Agosto de 2014, disponível em PCB Load & Torque Inc.: <http://www.pcb.com/LoadAndTorque/Load.aspx>
- Pourmovahed, A., Jeruzal, C. M., & Brinker, K. D. (2003). *Development of a Jet Engine Experiment for the Energy Systems Laboratory*.
- Turbine Technologies Ltd. (s.d.). *MiniLab Gas Turbine Specifications* . Acesso em 11 de Julho de 2014, disponível em <http://www.turbine technologies.com/Portals/0/pdfs/specifications/minilab%20Specs.pdf>
- Van Wylen, G. J. (2003). *Fundamentals of Thermodynamics, 6 ed.* Wiley.

Apêndice A – Dados das Medições na Turbina.

No Apêndice A, são apresentados os dados coletados com ajuda do *software* Virtual Bench. Os valores das medições são divididos por teste.

Tabela A.0.1 – Dados medidos e calculados para o teste com QAV.

	Dados medidos			
	Rotação [RPM]	P05 [PSIG]	F [Lbf]	T05 [C]
ML	49244,0 ± 272,2	0,367 ± 0,011	1,5 ± 0,5	390,0 ± 5,4
25	53796,2 ± 68,2	0,476 ± 0,009	3,5 ± 0,7	382,3 ± 4,2
50	59703,9 ± 276,1	0,635 ± 0,010	5,7 ± 0,4	382,9 ± 3,8
75	68762,9 ± 121,2	0,971 ± 0,012	10,6 ± 0,5	384,9 ± 3,7
100	75004,0 ± 436,3	1,316 ± 0,020	14,0 ± 0,5	386,9 ± 3,7

	Dados calculados			
	Rotação [RPM]	P05 [kPa]	F [N]	T05 [K]
ML	49244,0 ± 272,2	105,38 ± 0,07	6,9 ± 2,4	663,1 ± 5,4
25	53796,2 ± 68,2	106,13 ± 0,06	15,5 ± 3,2	655,4 ± 4,2
50	59703,9 ± 276,1	107,23 ± 0,07	25,2 ± 1,6	656,1 ± 3,8
75	68762,9 ± 121,2	109,54 ± 0,09	47,3 ± 2,1	658,0 ± 3,7
100	75004,0 ± 436,3	111,92 ± 0,14	61,9 ± 2,4	660,1 ± 3,7
	Rotação [RPM]	M5	T5 [C]	V5 [m/s]
ML	49244,0 ± 272,2	0,181 ± 0,003	659,5 ± 5,4	90,6 ± 1,5
25	53796,2 ± 68,2	0,209 ± 0,002	650,7 ± 4,2	103,7 ± 1,2
50	59703,9 ± 276,1	0,243 ± 0,002	649,7 ± 3,7	120,7 ± 1,1
75	68762,9 ± 121,2	0,303 ± 0,002	648,2 ± 3,7	150,1 ± 1,1
100	75004,0 ± 436,3	0,353 ± 0,003	646,8 ± 3,7	174,8 ± 1,4
	Rotação [RPM]	ρ_5 [kg/m ³]	m_{a+c} [kg/s]	F_{teo} [N]
ML	49244,0 ± 272,2	0,549 ± 0,004	0,140 ± 0,022	12,7 ± 2,0
25	53796,2 ± 68,2	0,556 ± 0,004	0,163 ± 0,021	16,9 ± 2,2
50	59703,9 ± 276,1	0,557 ± 0,003	0,190 ± 0,023	22,9 ± 2,8
75	68762,9 ± 121,2	0,558 ± 0,003	0,237 ± 0,019	35,6 ± 2,9
100	75004,0 ± 436,3	0,559 ± 0,003	0,276 ± 0,022	48,3 ± 3,8

Tabela A.0.2 – Dados medidos e calculados para o teste com QBE 0802.

Dados medidos				
	Rotação [RPM]	P05 [PSIG]	F [Lbf]	T05 [C]
ML	51694,8 ± 315,6	0,393 ± 0,009	4,9 ± 0,4	386,0 ± 3,7
25	55822,9 ± 126,4	0,518 ± 0,011	6,7 ± 0,4	378,2 ± 3,6
50	62010,0 ± 151,5	0,681 ± 0,011	8,8 ± 0,2	378,0 ± 3,6
75	69089,5 ± 156,4	0,937 ± 0,009	13,2 ± 0,4	376,6 ± 3,6
100	74238,3 ± 156,2	1,194 ± 0,051	16,2 ± 0,4	382,7 ± 4,0

Dados calculados				
	Rotação [RPM]	P05 [kPa]	F [N]	T05 [K]
ML	51694,8 ± 315,6	105,56 ± 0,06	21,8 ± 1,9	659,2 ± 3,7
25	55822,9 ± 126,4	106,42 ± 0,08	29,9 ± 2,0	651,3 ± 3,6
50	62010,0 ± 151,5	107,55 ± 0,07	39,0 ± 1,1	651,2 ± 3,6
75	69089,5 ± 156,4	109,31 ± 0,06	58,5 ± 1,6	649,7 ± 3,6
100	74238,3 ± 156,2	111,08 ± 0,35	71,9 ± 1,6	655,8 ± 4,0
	Rotação [RPM]	M5	T5 [C]	V5 [m/s]
ML	51694,8 ± 315,6	0,192 ± 0,002	655,2 ± 3,7	95,6 ± 1,3
25	55822,9 ± 126,4	0,221 ± 0,002	646,1 ± 3,6	109,6 ± 1,2
50	62010,0 ± 151,5	0,255 ± 0,002	644,3 ± 3,6	126,0 ± 1,1
75	69089,5 ± 156,4	0,300 ± 0,002	640,2 ± 3,6	147,6 ± 0,9
100	74238,3 ± 156,2	0,338 ± 0,007	643,7 ± 3,9	167,1 ± 3,6
	Rotação [RPM]	ρ_5 [kg/m ³]	m_{a+c} [kg/s]	F_{teo} [N]
ML	51694,8 ± 315,6	0,552 ± 0,003	0,149 ± 0,020	14,2 ± 1,9
25	55822,9 ± 126,4	0,559 ± 0,003	0,173 ± 0,020	19,0 ± 2,2
50	62010,0 ± 151,5	0,561 ± 0,003	0,200 ± 0,023	25,2 ± 2,9
75	69089,5 ± 156,4	0,565 ± 0,003	0,236 ± 0,019	34,8 ± 2,9
100	74238,3 ± 156,2	0,562 ± 0,003	0,265 ± 0,023	44,3 ± 3,9

Tabela A.0.3 – Dados medidos e calculados para o teste com QBE 1505.

Dados medidos				
	Rotação [RPM]	P05 [PSIG]	F [Lbf]	T05 [C]
ML	50579,3 ± 119,9	0,418 ± 0,014	4,7 ± 0,5	386,8 ± 4,4
25	55412,5 ± 168,6	0,525 ± 0,009	6,8 ± 0,3	379,7 ± 3,7
50	61002,0 ± 220,6	0,703 ± 0,011	8,8 ± 0,4	376,4 ± 4,1
75	67695,7 ± 141,6	0,989 ± 0,012	11,9 ± 0,2	377,9 ± 3,7
100	72826,5 ± 712,6	1,266 ± 0,014	14,7 ± 0,3	380,7 ± 3,6

Dados calculados				
	Rotação [RPM]	P05 [kPa]	F [N]	T05 [K]
ML	50579,3 ± 119,9	105,73 ± 0,10	20,7 ± 2,1	660,0 ± 4,4
25	55412,5 ± 168,6	106,47 ± 0,06	30,4 ± 1,5	652,8 ± 3,7
50	61002,0 ± 220,6	107,70 ± 0,08	39,0 ± 1,8	649,6 ± 4,1
75	67695,7 ± 141,6	109,67 ± 0,08	52,7 ± 1,1	651,0 ± 3,7
100	72826,5 ± 712,6	111,58 ± 0,10	65,4 ± 1,2	653,9 ± 3,6
	Rotação [RPM]	M5	T5 [C]	V5 [m/s]
ML	50579,3 ± 119,9	0,199 ± 0,004	655,7 ± 4,4	99,4 ± 1,8
25	55412,5 ± 168,6	0,224 ± 0,002	647,4 ± 3,7	111,1 ± 1,1
50	61002,0 ± 220,6	0,260 ± 0,002	642,4 ± 4,0	128,4 ± 1,1
75	67695,7 ± 141,6	0,309 ± 0,002	640,9 ± 3,7	152,2 ± 1,0
100	72826,5 ± 712,6	0,349 ± 0,002	641,0 ± 3,6	172,0 ± 1,1
	Rotação [RPM]	ρ_5 [kg/m ³]	m_{a+c} [kg/s]	F_{teo} [N]
ML	50579,3 ± 119,9	0,551 ± 0,004	0,155 ± 0,021	15,4 ± 2,1
25	55412,5 ± 168,6	0,558 ± 0,003	0,175 ± 0,020	19,5 ± 2,3
50	61002,0 ± 220,6	0,562 ± 0,004	0,204 ± 0,024	26,2 ± 3,1
75	67695,7 ± 141,6	0,564 ± 0,003	0,243 ± 0,020	36,9 ± 3,0
100	72826,5 ± 712,6	0,564 ± 0,003	0,274 ± 0,022	47,1 ± 3,7

Tabela A.0.4 – Dados medidos e calculados para o teste com QBE 2005.

Dados medidos				
	Rotação [RPM]	P05 [PSIG]	F [Lbf]	T05 [C]
ML	52542,0 ± 114,4	0,432 ± 0,010	5,9 ± 0,2	385,7 ± 3,5
25	56915,5 ± 91,4	0,551 ± 0,009	7,2 ± 0,2	380,1 ± 3,8
50	63163,8 ± 173,0	0,742 ± 0,014	9,1 ± 0,4	376,7 ± 3,5
75	68829,5 ± 106,9	0,964 ± 0,012	11,6 ± 0,4	377,3 ± 3,9
100	74774,4 ± 165,8	1,292 ± 0,016	14,9 ± 0,4	380,1 ± 3,6

Dados calculados				
	Rotação [RPM]	P05 [kPa]	F [N]	T05 [K]
ML	52542,0 ± 114,4	105,83 ± 0,07	26,2 ± 0,7	658,8 ± 3,5
25	56915,5 ± 91,4	106,65 ± 0,07	31,9 ± 0,9	653,2 ± 3,8
50	63163,8 ± 173,0	107,96 ± 0,10	40,6 ± 1,8	649,9 ± 3,5
75	68829,5 ± 106,9	109,49 ± 0,09	51,6 ± 2,0	650,4 ± 3,9
100	74774,4 ± 165,8	111,75 ± 0,11	66,0 ± 1,6	653,2 ± 3,6
	Rotação [RPM]	M5	T5 [C]	V5 [m/s]
ML	52542,0 ± 114,4	0,201 ± 0,002	654,4 ± 3,5	100,1 ± 1,3
25	56915,5 ± 91,4	0,228 ± 0,002	647,7 ± 3,8	113,1 ± 1,1
50	63163,8 ± 173,0	0,266 ± 0,003	642,4 ± 3,4	131,2 ± 1,4
75	68829,5 ± 106,9	0,304 ± 0,002	640,7 ± 3,9	149,6 ± 1,1
100	74774,4 ± 165,8	0,351 ± 0,002	640,2 ± 3,6	173,1 ± 1,2
	Rotação [RPM]	ρ_5 [kg/m ³]	m_{a+c} [kg/s]	F_{teo} [N]
ML	52542,0 ± 114,4	0,552 ± 0,003	0,156 ± 0,020	15,7 ± 2,0
25	56915,5 ± 91,4	0,558 ± 0,003	0,178 ± 0,020	20,2 ± 2,3
50	63163,8 ± 173,0	0,563 ± 0,003	0,209 ± 0,023	27,4 ± 3,0
75	68829,5 ± 106,9	0,564 ± 0,003	0,239 ± 0,020	35,7 ± 3,0
100	74774,4 ± 165,8	0,565 ± 0,003	0,276 ± 0,022	47,8 ± 3,8

Tabela A.0.5 – Dados medidos e calculados para o teste com QBE 2505.

Dados medidos				
	Rotação [RPM]	P05 [PSIG]	F [Lbf]	T05 [C]
ML	52342,1 ± 241,3	0,417 ± 0,009	6,5 ± 0,2	390,2 ± 3,8
25	57479,3 ± 226,6	0,560 ± 0,010	7,8 ± 0,2	379,2 ± 3,8
50	62750,7 ± 177,2	0,720 ± 0,013	9,4 ± 0,3	377,6 ± 4,0
75	68816,8 ± 154,3	0,962 ± 0,010	11,9 ± 0,4	377,6 ± 3,8
100	74978,6 ± 177,4	1,299 ± 0,012	15,1 ± 0,4	380,3 ± 3,8

Dados calculados				
	Rotação [RPM]	P05 [kPa]	F [N]	T05 [K]
ML	52342,1 ± 241,3	105,73 ± 0,06	28,7 ± 1,0	663,4 ± 3,8
25	57479,3 ± 226,6	106,71 ± 0,07	34,7 ± 1,1	652,3 ± 3,8
50	62750,7 ± 177,2	107,81 ± 0,09	41,9 ± 1,2	650,8 ± 4,0
75	68816,8 ± 154,3	109,48 ± 0,07	52,7 ± 1,8	650,7 ± 3,8
100	74978,6 ± 177,4	111,81 ± 0,08	66,9 ± 1,7	653,5 ± 3,8
	Rotação [RPM]	M5	T5 [C]	V5 [m/s]
ML	52342,1 ± 241,3	0,204 ± 0,002	658,9 ± 3,8	101,9 ± 1,2
25	57479,3 ± 226,6	0,236 ± 0,002	646,4 ± 3,8	116,8 ± 1,1
50	62750,7 ± 177,2	0,267 ± 0,002	643,2 ± 3,9	131,8 ± 1,3
75	68816,8 ± 154,3	0,308 ± 0,002	640,7 ± 3,7	151,7 ± 0,9
100	74978,6 ± 177,4	0,356 ± 0,002	640,1 ± 3,7	175,5 ± 0,9
	Rotação [RPM]	ρ_5 [kg/m ³]	m_{a+c} [kg/s]	F_{teo} [N]
ML	52342,1 ± 241,3	0,548 ± 0,003	0,158 ± 0,020	16,1 ± 2,1
25	57479,3 ± 226,6	0,558 ± 0,003	0,184 ± 0,021	21,5 ± 2,4
50	62750,7 ± 177,2	0,561 ± 0,003	0,209 ± 0,024	27,6 ± 3,1
75	68816,8 ± 154,3	0,563 ± 0,003	0,241 ± 0,020	36,6 ± 3,0
100	74978,6 ± 177,4	0,564 ± 0,003	0,280 ± 0,022	49,1 ± 3,9

Apêndice B – Dados das Medições de Calibração.

No Apêndice B, são apresentados os dados coletados com ajuda do *software* Virtual Bench durante os três testes de avaliação do sistema de medição de empuxo da turbina. Os valores com prefixo 1 são referentes aos dados usados para medição da linearidade, enquanto o prefixo 2 é referente ao teste de histerese.

Tabela B.0.1 – Dados medidos para o primeiro teste de avaliação do sistema de medição de empuxo.

Ponto	Medição [N]
1.1	2,7 ± 2,8
1.2	11,9 ± 2,7
1.3	22,5 ± 2,8
1.4	44,3 ± 2,9
1.5	68,0 ± 2,9
1.6	96,3 ± 2,8
1.7	125,3 ± 3,0
2.1	125,3 ± 2,9
2.2	108,1 ± 2,9
2.3	84,7 ± 2,9
2.4	57,3 ± 2,9
2.5	31,9 ± 2,9
2.6	18,9 ± 2,8
2.7	5,7 ± 2,7

Tabela B.0.2 – Dados medidos para o segundo teste de avaliação do sistema de medição de empuxo.

Ponto	Medição [N]
1.1	3,7 ± 2,9
1.2	13,9 ± 2,8
1.3	24,0 ± 2,9
1.4	46,2 ± 2,8
1.5	70,2 ± 2,8
1.6	99,0 ± 2,9
1.7	126,3 ± 2,8
2.1	126,3 ± 2,9
2.2	110,5 ± 2,8
2.3	85,0 ± 2,8
2.4	57,4 ± 2,9
2.5	31,4 ± 2,9
2.6	18,6 ± 3,0
2.7	6,2 ± 2,8

Tabela B.0.3 – Dados medidos para o terceiro teste de avaliação do sistema de medição de empuxo.

Ponto	Medição [N]
1.1	3,7 ± 2,8
1.2	13,9 ± 2,8
1.3	24,4 ± 2,9
1.4	47,0 ± 2,8
1.5	70,7 ± 2,8
1.6	99,6 ± 2,8
1.7	127,0 ± 2,8
2.1	127,0 ± 2,8
2.2	111,7 ± 2,7
2.3	85,7 ± 2,7
2.4	58,5 ± 2,9
2.5	32,3 ± 2,8
2.6	19,5 ± 2,9
2.7	6,4 ± 3,0

Tabela B.0.4 – Dados medidos para o teste de avaliação do sistema de medição de empuxo (erro de fluência).

Ponto	Tempo [min]	Medição [N]
1	01:03	118,2 ± 0,9
2	06:05	118,0 ± 1,1
3	11:08	118,0 ± 0,7
4	16:03	118,0 ± 1,0
5	21:05	117,6 ± 1,2
6	26:07	117,5 ± 0,9
7	31:03	117,3 ± 1,1
8	36:05	117,4 ± 1,1
9	41:07	117,2 ± 1,1
10	46:02	117,2 ± 1,0