



**Universidade de Brasília
Faculdade de Tecnologia**

**Desenvolvimento de
Dispositivo de Aquisição de Dados
Para Motor de Aeronave Agrícola**

Edmundo Silva Ribeiro da Cruz
Matheus Valente Brandão Moura

TRABALHO DE GRADUAÇÃO
ENGENHARIA DE CONTROLE E AUTOMAÇÃO

Brasília
2023

**Universidade de Brasília
Faculdade de Tecnologia**

**Desenvolvimento de
Dispositivo de Aquisição de Dados
Para Motor de Aeronave Agrícola**

Edmundo Silva Ribeiro da Cruz
Matheus Valente Brandão Moura

Trabalho de Graduação submetido como re-
quisito parcial para obtenção do grau de Enge-
nheiro de Controle e Automação

Orientador: Prof. Dr. Jones Yudi

Brasília
2023

C957d Cruz, Edmundo Silva Ribeiro da.
Desenvolvimento de Dispositivo de Aquisição de Dados Para Motor de Aeronave Agrícola / Edmundo Silva Ribeiro da Cruz; Matheus Valente Brandão Moura; orientador Jones Yudi. -- Brasília, 2023.
100 p.

Trabalho de Graduação (Engenharia de Controle e Automação) -- Universidade de Brasília, 2023.

1. manutenção preditiva. 2. motor aeronáutico. 3. sensoriamento. 4. IOT. I. Moura, Matheus Valente Brandão. II. Yudi, Jones, orient. III. Título

**Universidade de Brasília
Faculdade de Tecnologia**

**Desenvolvimento de
Dispositivo de Aquisição de Dados
Para Motor de Aeronave Agrícola**

Edmundo Silva Ribeiro da Cruz
Matheus Valente Brandão Moura

Trabalho de Graduação submetido como re-
quisito parcial para obtenção do grau de Enge-
nheiro de Controle e Automação

Trabalho aprovado. Brasília, 24 de Julho de 2023:

Prof. Dr. Jones Yudi Mori Alves da Silva,
UnB/FT/ENM
Orientador

**Prof. Dr. Carlos Humberto Llanos
Quintero, UnB/FT/ENM**
Examinador

Prof. Dr. Braulio Gutierrez Pimenta,
UnB/FT/ENM

Brasília
2023

*Este trabalho é dedicado ao meu eu do passado,
que por muito tempo duvidou do futuro.*

Edmundo Silva Ribeiro da Cruz

Dedico este trabalho a todos os cães que guardam as estrelas.

Matheus Valente Brandão Moura

Agradecimentos

Agradeço muito a minha mãe Lilian Barbosa e meu pai Edilson Ribeiro, que sempre trabalharam arduamente para me dar tudo aquilo que não tiveram. Agradeço aos meus irmãos Edilson Junior e Hyslayne Désirée por sempre estarem do meu lado e acreditarem em mim. Agradeço de coração a minha namorada Júlia Mano, que sempre esteve comigo todos esses difíceis anos de faculdade. Agradeço também a todos os meus amigos, em especial ao Yudi Yamane, Matheus Valente e Davi Accioli que me permitiram encontrar na faculdade amigos que quero levar para a vida inteira.

Edmundo Silva Ribeiro da Cruz

Agradeço aos meus amigos, família e namorada que ainda acreditaram que eu me formaria depois de 7 anos neste calvário. Agradeço também ao Prof. Dr. Jones Yudi Mori Alves da Silva por ter sido o único a aceitar orientar nosso trabalho de graduação. Por fim agradeço ao mecânico Valdivino Monteiro por nos auxiliar com os testes finais deste trabalho.

Matheus Valente Brandão Moura

*“If you can’t measure it, you can’t change it”
(Peter Drucker)*

Resumo

Neste trabalho foi estudado os diversos sistemas que compõem o motor de quatro tempos de uma aeronave agrícola para determinar variáveis que podem ser medidas e futuramente utilizadas para estabelecer um método de manutenção preditiva. Com o objetivo de avaliar a aplicabilidade do desenvolvimento de uma tecnologia capaz de mensurar essas variáveis, foi montado um pequeno dispositivo de aquisição de dados que foi capaz de medir as temperaturas dos cabeçotes dos cilindros do motor de uma aeronave e enviá-las para um servidor na rede local. Ao fim deste trabalho são mostrados: o circuito elaborado para o dispositivo, o *firmware* desenvolvido e os gráficos obtidos a partir de diversos testes de validação feitos com o dispositivo em laboratório e no avião.

Palavras-chave: manutenção preditiva. motor aeronáutico. sensoriamento. IOT.

Abstract

In this work, various systems that make up the four-stroke engine of an agricultural aircraft were studied to determine variables that can be measured and potentially used to establish a method of predictive maintenance. In order to evaluate the feasibility of developing a technology capable of measuring these variables, a small data acquisition device was assembled, which was able to measure the temperatures of the engine cylinder heads of an aircraft and send them to a server on the local network. At the end of this work, the following are presented: the circuit designed for the device, the developed firmware, and the graphs obtained from various validation tests conducted with the device in the laboratory and on the airplane.

Keywords: predictive maintenance. aeronautical engine. sensoring. IOT.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Fluxograma de um DAQ para PC.	19
Figura 2 – Ilustração da variabilidade de uma medição.	21
Figura 3 – Ilustração resultado de uma medição.	22
Figura 4 – Ilustração caminho percorrido pelo ar para resfriar o motor.	30
Figura 5 – Sistema de admissão de uma aeronave com motor a pistão.	31
Figura 6 – Percurso percorrido pelo ar na admissão e exaustão.	32
Figura 7 – Coletor de escape do motor de uma aeronave.	33
Figura 8 – Ilustração sistema de lubrificação cárter úmido.	35
Figura 9 – Ilustração do sistema de ignição.	36
Figura 10 – Engrenagem de sincronização do magneto.	37
Figura 11 – Ilustração da unidade de medição de combustível por injeção direta. . .	38
Figura 12 – Ilustração da unidade de medição de combustível por carburador. . . .	39
Figura 13 – Ilustração da distribuição de calor em um pistão de motor movido a gasolina.	41
Figura 14 – Ilustração da pressão efetiva média de fricção em função da viscosidade do óleo.	45
Figura 15 – Tabela dos limites operacionais de teste.	45
Figura 16 – Ilustração da construção de uma vela de ignição.	47
Figura 17 – Placa de desenvolvimento ESP32-DevKitC.	56
Figura 18 – Pacotes LM35.	58
Figura 19 – Diagrama dos termopares e filtros.	60
Figura 20 – Montagem em <i>protoboard</i> do dispositivo.	61
Figura 21 – Montagem de termopar no cilindro do avião.	62
Figura 22 – Estrutura do projeto.	65
Figura 23 – fluxo simplificado de leituras de sensores.	67
Figura 24 – Estrutura padrão dos diretórios.	69
Figura 25 – Fluxo simplificado de armazenamento de dados.	70
Figura 26 – Fluxo simplificado de conexão com servidor.	71
Figura 27 – Fluxo simplificado do servidor.	72
Figura 28 – Resultado do primeiro teste. Referência de resposta esperada do termopar.	74
Figura 29 – Sinal senoidal de frequência 100 Hz e amplitude pico a pico de 50 mV. .	75
Figura 30 – Sinal senoidal de frequência 1 kHz e amplitude pico a pico de 50 mV. . .	75
Figura 31 – Sinal senoidal de frequência 10 kHz e amplitude pico a pico de 50 mV. .	76
Figura 32 – Resultado do segundo teste. Resposta com ruído de 100Hz aplicado. . .	77
Figura 33 – Resultado do terceiro teste. Resposta com ruído de 1KHz aplicado . . .	77
Figura 34 – Resultado do quarto teste. Resposta com ruído de 10KHz aplicado . . .	78
Figura 35 – Resultado do quinto teste. Resposta sem filtro com ruído de 100Hz . . .	79

Figura 36 – Resultado do sexto teste. Resposta sem filtro com ruído de 10KHz	80
Figura 37 – Resultado do sétimo teste. Resposta sem filtro com ruído de 1KHz	80
Figura 38 – Resultado do oitavo teste.	81
Figura 39 – Resultado do nono teste relativo ao primeiro conversor analógico digital.	83
Figura 40 – Resultado do nono teste relativo ao segundo conversor analógico digital.	83
Figura 41 – Resultado do nono teste mostrando a sobreposição dos dois gráficos com transparência.	84
Figura 42 – Resultado do décimo teste. Aplicação de ruído de 100Hz em leitura de temperatura constante.	85
Figura 43 – Resultado do décimo primeiro teste. Aplicação de ruído de 1KHz em leitura de temperatura constante.	86
Figura 44 – Resultado do décimo segundo teste. Aplicação de ruído de 10KHz em leitura de temperatura constante.	86
Figura 45 – Resultado da medida do cilindro 1 no décimo terceiro teste.	88
Figura 46 – Resultado da medida do cilindro 3 no décimo terceiro teste.	88
Figura 47 – Resultado da medida do cilindro 5 no décimo terceiro teste.	89
Figura 48 – Resultado da medida do LM35 no décimo terceiro teste.	89
Figura 49 – Resultado das medidas sobrepostas no décimo terceiro teste.	90
Figura 50 – Resultado da medida do cilindro 1 no décimo quarto teste.	90
Figura 51 – Resultado da medida do cilindro 3 no décimo quarto teste.	91
Figura 52 – Resultado da medida do cilindro 5 no décimo quarto teste.	91
Figura 53 – Resultado da medida do LM35 no décimo quarto teste.	92
Figura 54 – Resultado das medidas sobrepostas no décimo quarto teste.	92

Lista de abreviaturas e siglas

ADC	Analog to Digital Converter	19
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil	20
AP	Agricultura de Precisão	16
CI	Circuito Integrado	23
DAQ	Data Acquisition	19
DAS	Data Acquisition System	19
IDF	IoT Development Framework	63
IM	Incerteza de Medição	21
PCB	Printed Circuit Board	55
PGA	Programmable Gain Amplifier	56
RB	Resultado Base	21
RBAC	Regulamento Brasileiro de Aviação Civil	20
RM	Resultado de Medição.	21
RTC	Real Time Clock	57
RTOS	Real-Time Operating Systems	24
SAR	Successive-Approximation Register	25
SMD	Surface Mounted Device	55
TDC	Top Dead Center	36
TG	Trabalho de Graduação	18

Lista de símbolos

F_{SR}	<i>Full Scale Range</i>	57
r	Valor raw de 16 bits	57
v	Tensão em mV	57

Sumário

1	INTRODUÇÃO	16
1.1	Contextualização	16
1.2	Objetivos	17
1.3	Fora do escopo	17
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	19
2.1	Sistema de Aquisição de Dados	19
2.2	Panorama do Motor de Combustão Interna	20
2.3	Manutenção de motores de aeronaves	20
2.4	Fundamentos de Medição	20
2.5	Princípio de funcionamento dos sensores utilizados	22
2.5.1	Termopares	22
2.5.2	Circuito Integrado sensor de Temperatura	23
2.6	Banco de Dados para Séries Temporais	23
2.7	Sistema Operacional de Tempo Real	23
2.8	Microcontrolador	24
2.9	Conversor Analógico Digital	25
3	LEGISLAÇÃO AERONÁUTICA	27
4	SISTEMAS ANALISADOS	29
4.1	Contextualização	29
4.2	Sistema de Arrefecimento	29
4.3	Sistema de Admissão	31
4.4	Sistema de Exaustão	32
4.5	Sistema de Lubrificação	34
4.6	Sistema de Ignição	36
4.7	Sistema de Injeção	38
4.8	Sistema Elétrico	39
5	VARIÁVEIS DOS SISTEMAS	41
5.1	Variáveis	41
5.1.1	Temperatura dos pistões	41
5.1.2	Temperatura do óleo	41
5.1.3	Temperatura do ar admitido	42
5.1.4	Temperatura de gás na exaustão	43

5.1.5	Pressão do Óleo	43
5.1.6	Nível do Óleo	44
5.1.7	Viscosidade do Óleo	44
5.1.8	Consumo de Óleo	44
5.1.9	Presença de partículas no Óleo	45
5.1.10	Estado das válvulas de <i>bypass</i> e alívio	46
5.1.11	Tensão nas Velas	46
5.1.12	Tensão da Bateria	46
5.1.13	Tensão no Regulador	47
5.1.14	Corrente do Alternador	48
5.1.15	Corrente do Motor de Partida	48
5.1.16	Temporização do Magneto	48
5.1.17	Pressão no Coletor de Admissão	48
5.1.18	Pressão no Coletor de Escape	49
5.1.19	Concentração de Oxigênio no Ar Admitido	49
5.1.20	Concentração de Oxigênio na Exaustão	49
5.1.21	Emissores Acústicas do Motor	49
5.1.22	Altitude	49
5.1.23	Tempo de Voo	50
5.1.24	Vibrações	50
5.1.25	Torque	51
5.2	Variáveis Selecionadas	51
6	IDEIA DE FUNCIONAMENTO DO PRODUTO	53
7	DESENVOLVIMENTO DO CIRCUITO ELETRÔNICO	55
7.1	Contexto	55
7.2	Componentes do Dispositivo Proposto	55
7.2.1	Placa de desenvolvimento ESP32	55
7.2.2	ADC ADS1115	55
7.2.3	RTC DS3231	57
7.2.4	LM35	57
7.2.5	Termopar tipo K	58
7.2.6	Filtro Anti-Aliasing	59
7.3	Circuito Final	59
8	DESENVOLVIMENTO DO PROGRAMA	63
8.1	Contexto	63
8.2	Firmware	64
8.2.1	Leitura de Sensores	64

8.2.2	Armazenamento de Dados	67
8.2.3	Conectividade	69
8.3	Servidor	71
9	PLANEJAMENTO E EXECUÇÃO DE TESTES	73
9.1	Teste 1 - Referência	73
9.2	Testes 2, 3 e 4 - Aplicação de ruído	74
9.3	Testes 5, 6 e 7 - Comportamento sem filtro	78
9.4	Teste 8 - Comportamento sem filtro referência	81
9.5	Teste 9 - Leitura em paralelo	82
9.6	Testes 10, 11 e 12 - Aplicação de ruído em temperatura estável . . .	84
9.7	Teste 13 e 14	87
10	RESULTADOS	93
10.1	Resultados dos Testes	93
11	CONCLUSÃO	95
	REFERÊNCIAS	96

1 Introdução

1.1 Contextualização

A agricultura de precisão (AP) ganha cada vez mais força e notoriedade nos últimos anos. A AP é impulsionada pelo desenvolvimento de novas tecnologias que viabilizam maior produtividade, redução de custos, tomada de decisões embasadas em dados e maior capacidade de controle e gerenciamento de ativos (BASSOI et al., 2020). Nesse aspecto, existem diversas aplicações voltadas ao mapeamento de áreas, gerenciamento do gado, monitoramento da qualidade do plantio e do solo (GEBBERS; ADAMCHUK, 2010).

Mesmo com essa diversidade, existem ainda áreas passíveis de serem beneficiadas pelos preceitos da AP. Como exemplo, pode-se trazer à tona as aeronaves agrícolas, recorte relevante do agronegócio, visto que o Brasil possui a segunda maior frota aérea agrícola do mundo (RURAL, 2018). Os aviões são parte importante de diversas culturas principalmente para semear, pulverizar agentes químicos, realizar irrigação e até mesmo combater incêndios.

Uma falha ou situação que torne o avião inoperante, mesmo que por tempo limitado, gera grandes custos e perdas ao agricultor ou à empresa que fornece a aeronave. Supõe-se que, mediante a coleta contínua de dados durante o voo, pode-se estabelecer uma base de dados capaz de ser processada por diferentes técnicas de análise de dados e por *machine learning*.

Com o uso dessas técnicas, é possível transformar determinadas variáveis mensuráveis em informações de diagnósticos da saúde geral da máquina e construir uma estratégia de manutenção preditiva com base nos históricos coletados de diversas aeronaves. Essa abordagem é utilizada no monitoramento de motores de indução nas indústrias (VICTOR, s.d.), em turbinas na aviação comercial (AEROSPACE, s.d.). Identifica-se o potencial para trazer essa realidade à aviação agrícola no Brasil. Contudo, antes de ser possível otimizar os processos e desfrutar dos benefícios da agricultura de precisão, o primeiro passo a ser realizado é a coleta de dados.

Em sua maioria, as aeronaves destinadas ao meio agrícola utilizam motores à pistão e são modelos antigos, em média, 24 anos (RURAL, 2018). Nesses modelos, os dados não são apresentados de maneira clara para o operador ou responsável técnico e não possuem ferramentas de coleta automática. Muitos dos sensores e instrumentos de voo presentes são analógicos, eletromecânicos e outros são puramente mecânicos. Portanto, um problema no motor pode passar despercebido até que cause uma avaria significativa, nesse momento, é possível que seja tarde demais para recuperá-lo ou reverter os danos provocados pela sua falha.

As manutenções, quando realizadas, restringem-se ao modelo de manutenção preventiva recomendado pelas agências reguladoras e pelo fabricante da aeronave ou do motor. Em geral, são parametrizados em termos de horas de voo da aeronave (BRASIL, 2021b). O processo de registro das horas é feito de forma manual pelo operador do avião.

Neste trabalho supõe-se que as atuais formas de manutenção e monitoramento não são suficientes para prevenir um acidente ou uma falha. Como exemplo, tem-se o acidente: (HRADECKY, s.d.), em que a falta de manutenção preventiva no sistema de óleo e lubrificação ocasionou um vazamento que impossibilitou a correta operação da hélice e do motor do avião o que levou a um acidente fatal de uma aeronave Douglas DC-3.

Em suma, facilitar o acesso aos dados de manutenção seria de grande valia para os operadores. Com isso, poderiam tomar decisões mais assertivas quanto à operabilidade de uma aeronave, sem depender apenas da confiança na manutenção preventiva executada ou supostamente executada anteriormente. O proprietário também seria beneficiado por ter mais controle sobre seus ativos e por compreender a situação dos aviões e poder planejar manutenções e trocas de peças antes dos problemas aparecerem de forma grave ou custosa. Contudo, nenhuma análise pode ser feita, conclusão ser tomada ou conhecimento ser gerado sem antes existir uma ferramenta para coletar as informações.

1.2 Objetivos

Tem-se como objetivo deste trabalho estudar e elaborar o estágio inicial de dispositivo capaz de fazer a aquisição de dados de um motor de combustão interna de quatro tempos a pistão em uma aeronave agrícola. Como também, posteriormente, disponibilizar esses dados de forma organizada e prática em uma base de dados remota.

A motivação para essa coleta é viabilizar, para trabalhos futuros, uma ferramenta que gere dados passíveis de serem utilizados em algoritmos e em metodologias de análise de dados para extrair informações sobre o estado de saúde do motor e prever eventuais necessidades de manutenção sem interromper a operação da aeronave.

Almeja-se dar o primeiro passo desse dispositivo e descobrir quais são as variáveis de interesse para tal aplicação, selecionar aquelas avaliadas como viáveis para implementação, identificar e executar o método de aquisição que contemple a escolha, instalação e condicionamento dos sensores, descrever a arquitetura de *software* e *hardware* a ser utilizada, bem como o registro das medidas de forma automática.

1.3 Fora do escopo

Para fins de avaliação, é importante destacar que está fora do escopo desse trabalho de graduação (TG) algumas atividades que demandariam tempo e recursos financeiros

incompatíveis com os disponíveis. Assim, ressalta-se que esse projeto não se refere ao desenvolvimento de um produto final destinado ao mercado. Não é de interesse durante o desenvolvimento deste trabalho de graduação implementar metodologias de análise de dados para manutenção preditiva ou realizar uma revisão literária das técnicas de ponta existentes na academia. Por fim, não é de interesse, durante o desenvolvimento deste TG, calibrar equipamentos ou desenvolver sensores autorais.

2 Fundamentação Teórica

2.1 Sistema de Aquisição de Dados

Realizar o registro de dados é uma atividade rotineira nas mais diversas aplicações industriais e de engenharia desde os tempos em que era feito de forma analógica, mecânica e manual até os dias atuais em que é digital, eletrônica e automática (MEASUREMENT COMPUTING CORPORATION, 2012, Capítulo 1). O mundo está repleto de grandezas de interesse que variam no tempo e que necessitam ser guardadas para se extrair algum conhecimento sobre os fenômenos físicos, analisar eventos, otimizar processos e realizar ações de controle (H., 2018, Capítulo 29).

Entende-se por sistema de aquisição de dados, em inglês *data acquisition system* (DAS) ou comumente chamado DAQ, o conjunto de elementos de *hardware* e *software* responsáveis por amostrar e transformar medidas do mundo físico em valores digitais passíveis de serem armazenados, analisados e processados. Em geral, essa transformação se dá pela conversão de uma grandeza analógica produzida por um fenômeno físico em valores de tensão ou corrente por meio de um transdutor. Esses podem ser convertidos para sinais digitais com o auxílio de um conversor analógico digital, *analog to digital converter* (ADC), e assim, serem compreendidos por um computador e manipuladas por um *software* (DI PAOLO EMILIO, 2013, Capítulo 1). A figura 1 ilustra o caminho percorrido pelo dado.

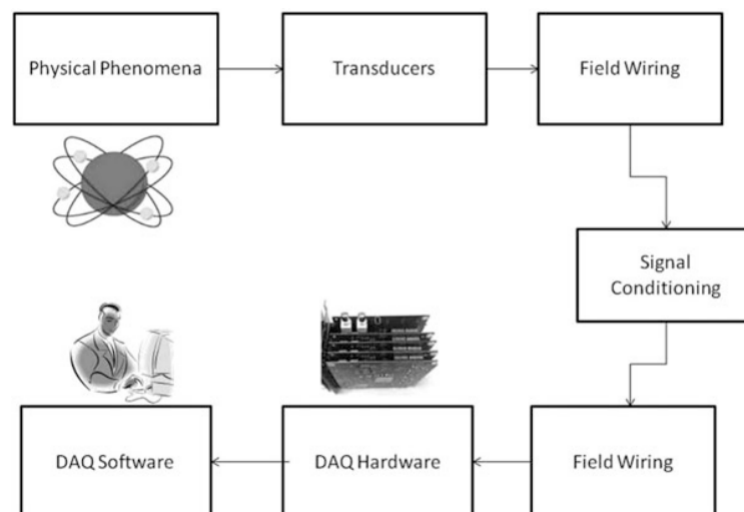


Figura 1 – Fluxograma de um DAQ para PC.

Fonte: Di Paolo Emilio (2013, p. 2)

No âmbito deste estudo, o dispositivo proposto desempenha precisamente as funções de um DAQ. Portanto, é apropriado designá-lo como sistema de aquisição de dados para

motor de combustão interna de aeronave agrícola.

2.2 Panorama do Motor de Combustão Interna

Um motor é uma máquina que transforma qualquer tipo de energia em trabalho mecânico. No caso mais específico do motor de combustão interna, esta energia provém do combustível queimado dentro de seu cilindro na coroa do pistão (UFPEL, s.d.). Cerca de 87% da frota aeroagrícola brasileira utiliza esse tipo de motor para sua propulsão (ARAÚJO, s.d.). É essa população que pretende-se atingir com este trabalho.

Motores de combustão interna são bastante complexos e contam com muitos sistemas e componentes mecânicos para o seu funcionamento como será apresentado na seção 4 ou visto no manual de referência (TELEDYNE INDUSTRIES, INC., 1995). Dentre vários exemplos, é possível citar: sistema de lubrificação, arrefecimento e ignição, cada um contando com suas particularidades.

Os motores de combustão interna usados como estudo para o desenvolvimento deste TG foram os motores IO-520 e O-200 da fabricante Continental (TELEDYNE INDUSTRIES, INC., 1989) (TELEDYNE INDUSTRIES, INC., 1984).

2.3 Manutenção de motores de aeronaves

As manutenções de aeronaves no Brasil são realizadas de acordo com as exigências feitas pelo Regulamento Brasileiro de Aviação Civil (RBAC) 91 (BRASIL, 2021b). Essas visam manter os aviões dentro de seus critérios de aeronavegabilidade estabelecidos pelo fabricante e pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC).

As manutenções devem ser feitas apenas por pessoas e instituições autorizadas para a realização das mesmas, salvo em casos de manutenção não crítica e em algumas situações de manutenção simples em aviões de pequeno porte sem motor à reação. Todos esses casos podem ser checados na RBAC 43 (BRASIL, 2021a). No caso da execução de manutenções mais complexas e testes, a aeronave deve ser aprovada por um agente autorizado pela ANAC antes que possa retornar à operação.

2.4 Fundamentos de Medição

Como ressaltado na seção 1.2, este trabalho tem como foco principal monitorar e registrar os valores de variáveis de interesse do motor. Assim, realizar medições é uma atividade fundamental a ser desempenhada pelo dispositivo proposto. Por isso, convém trazer alguns termos e fundamentos da metrologia que são usados. Define-se que:

Medir é o procedimento experimental pelo qual o valor momentâneo de uma grandeza física (mensurando) é determinado como um múltiplo e/ou uma fração de uma unidade, estabelecida por um padrão e reconhecida internacionalmente (ALBERTAZZI; SOUSA, 2008, Capítulo 1).

Contudo, assim como ilustrado na figura 2, medir não é uma ação simples e isolada. Toda medição está sujeita às interferências ambientais, às imperfeições do procedimento de medição e à própria variabilidade natural do mensurando. Dificilmente tem-se controle sobre todos os aspectos que irão afetar a indicação fornecida pelo instrumento de medição, logo é necessário reconhecer a existência do erro de medição e sua inevitabilidade (ALBERTAZZI; SOUSA, 2008, Capítulo 3). O resultado de uma medição não se trata de um valor único, mas de uma faixa de valores em que, com certo grau de certeza, acredita-se que o mensurando está contido.

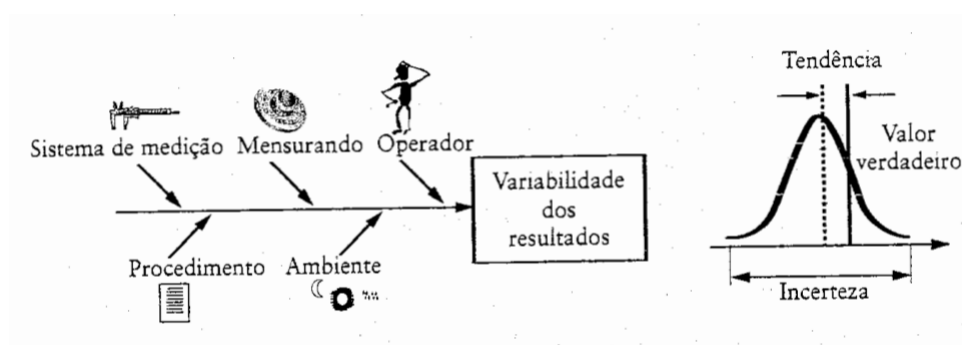


Figura 2 – Ilustração da variabilidade de uma medição.

Fonte: Albertazzi e Sousa (2008, p. 343)

Com isso, entende-se que o resultado de uma medição (RM) deve ser composto de duas parcelas igualmente importantes. A primeira, chamada de resultado base (RB), é a estimativa do valor do mensurando em que se acredita estar mais próxima do valor real (ALBERTAZZI; SOUSA, 2008, Capítulo 1). A outra parte do resultado da medição se chama incerteza de medição (IM) e representa uma quantificação da dúvida associada àquele resultado (ALBERTAZZI; SOUSA, 2008, Capítulo 1). Em termos práticos, a incerteza da medição define o tamanho da faixa em que o valor verdadeiro do mensurando deve estar, assim como ilustrado na figura 3.

Antes de se realizar uma medição, aspectos técnicos do sistema de medição devem ser levados em consideração para garantir a coerência e a validade da medição feita como também do resultado apresentado (ALBERTAZZI; SOUSA, 2008, Capítulo 10). A resolução, faixa de medição, taxa de medição, incerteza da medição são exemplos desses aspectos que são analisados e pensados durante a construção e seleção dos elementos que compõem o dispositivo proposto neste trabalho.

Além das questões técnicas, as decisões feitas levam em conta uma gama de aspectos logísticos e econômicos. Custos, prazos de entrega, disponibilidade, atualizações, manu-

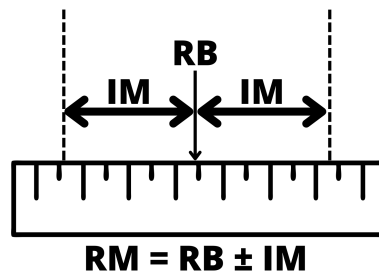


Figura 3 – Ilustração resultado de uma medição.

Fonte: Produzido pelos autores

tenções fazem parte da seleção de um sistema de medição (ALBERTAZZI; SOUSA, 2008, Capítulo 10) e atuam como um filtro ao eliminar opções que embora tecnicamente coerentes, em termos práticos, são inviáveis. Na seção 7.2 a seleção dos componentes do sistema é explicada em mais detalhes.

2.5 Princípio de funcionamento dos sensores utilizados

Os sensores utilizados são termopares do tipo K e o circuito integrado sensor de temperatura LM35. Portanto, convém expor de forma resumida o princípio de funcionamento desses sensores.

2.5.1 Termopares

Termopares funcionam a partir do efeito Seebeck. Descrito por Thomas Johann Seebeck em 1820, postula que quando a ponta de uma barra de metal é aquecida surge uma tensão através da barra. Essa tensão é diferente para diferentes metais e varia com a temperatura. Com isto, ao unir dois metais diferentes em uma ponta soldada e esta ponta sendo submetida ao aquecimento surge uma diferença de tensão na outra ponta dos metais, essa diferença pode ser medida para determinar a temperatura na ponta soldada.

Diferentes conjuntos de metais formam diferentes tipos de termopares e cada termopar é indicado para uma determinada faixa de temperatura.(ALUTAL, 2022)

A diferença de tensão dos termopares é bastante baixa, usualmente em torno de alguns milivolts, portanto, deve ser amplificada para que possa ser lida corretamente (WU, 2018). No caso do uso de conexões intermediárias de metais diferentes dos da construção do termopar, é necessário realizar a chamada compensação de junta fria (MEASUREMENT COMPUTING CORPORATION, 2012). Além disso, para se obter um valor de temperatura

a partir da diferença de potencial gerada em seus terminais, deve-se consultar tabelas de calibração de termopares ou utilizar aproximações polinomiais.

2.5.2 Circuito Integrado sensor de Temperatura

Um tipo de sensor amplamente utilizado é o de temperatura em circuito integrado (CI), em inglês *integrated circuit*, esse tipo de sensor produz uma diferença de potencial em seus terminais de forma linearmente proporcional à temperatura. O seu funcionamento se baseia na dependência existente entre a tensão de polarização direta de diodos ou de transistores bipolares de junção ligados como diodo e a temperatura (THAN, 2019). Em conjunto com outros componentes internos para amplificação, linearização e ajuste de faixa de operação, esse tipo de sensor é uma solução compacta com boa precisão e de baixo custo.

2.6 Banco de Dados para Séries Temporais

Séries temporais são uma classificação referente a sequências de dados ordenadas cronologicamente e são compostas por informações que podem ser coletadas tanto em intervalos regulares como irregulares (SMITH; GARGIULO, 2021). Esses dados têm sua relevância em áreas como metrologia, engenharia, economia, medicina e mercado financeiro pois viabilizam o acompanhamento e identificação de eventos, tendências e indicadores além de permitirem análises para tomada de decisões embasadas ou previsões assertivas.

Bancos de dados de séries temporais são sistemas de armazenamento de dados desenvolvidos especificamente para armazenar, gerenciar e consultar séries temporais de maneira eficiente e conveniente. Esse tipo de banco ganha popularidade pois, ao contrário dos bancos de dados tradicionais, que em geral são projetados para armazenar informações estáticas, são projetados e otimizados para tratar o fluxo contínuo de entrada de dados ao longo do tempo com capacidade de lidar com volumes significativos de informações (ASAY, 2019).

Permitem realizar buscas em meio a extensas quantidades de dados com uso de índices temporais especializados. Além disso, oferecem recursos específicos para consultas temporais como agrupamentos por intervalo de tempo, identificação de padrões, janelas deslizantes, interpolação de medidas incompletas e ferramentas de visualização integradas (ASAY, 2019).

2.7 Sistema Operacional de Tempo Real

Sistemas operacionais de tempo real, do inglês *real-time operating systems* (RTOS), são sistemas em que o foco está em tratar do comportamento temporal das tarefas executadas (OLIVEIRA, 2018, Capítulo 16). Eles promovem uma forma eficiente e conveniente de

trabalhar com sistemas computacionais com requisitos de tempo real sejam eles prazos máximos de execução de tarefas, execução de atividades em períodos regulares ou períodos máximos e mínimos para ocorrência de eventos (OLIVEIRA, 2018, Capítulo 1). Os RTOS trazem funcionalidades e serviços específicos para as aplicações que necessitam abordar a passagem do tempo do mundo físico (OLIVEIRA, 2018, Capítulo 16).

Pode-se citar como exemplo o freeRTOS, um software livre atualmente mantido pela *Amazon Web Services* (AMAZON WEB SERVICES, 2023). Este se trata de um microkernel que devido a seu tamanho, boa documentação e portabilidade é amplamente utilizado para aplicações embarcadas (OLIVEIRA, 2018, Capítulo 16). O freeRTOS permite a criação de diversos componentes típicos dos RTOS como filas, prioridades, tarefas (em inglês *tasks*), *threads*, semáforos e grupos de eventos (AMAZON WEB SERVICES, 2023) além de implementar o *scheduler* para orquestrar as atividades em execução.

Nesse trabalho o freeRTOS é utilizado no desenvolvimento do software embarcado. Com isso, foi possível atender todas as demandas encontradas durante a elaboração do *firmware* como concorrência de execução de tarefas, processamento em dois núcleos, monitoramento de falhas de software, monitoramento de conectividade com a rede, requisitos de período de leituras dos sensores, requisitos de compartilhamento de recursos entre diferentes funções do programa, hierarquização de prioridade entre as tarefas do sistema e uso de marcadores temporais, *timestamps*, para registros dos dados. Na seção 8 será explicado em mais detalhes o funcionamento do *firmware* criado.

2.8 Microcontrolador

Microcontroladores podem ser resumidos de maneira simplificada como pequenos computadores contidos em um chip de circuito integrado. A ideia por trás destes equipamentos é que contenham em um pequeno espaço tudo o que é necessário para realizar a implementação de circuitos embarcados de controle. As suas potencialidades usualmente contemplam memória, processador e portas I/O mas podem incluir outras funcionalidades e periféricos (IBRAHIM, 2019).

O microcontrolador se faz necessário neste trabalho para que seja possível coletar, processar e armazenar o grande volume de dados que serão gerados pelo dispositivo embarcado. A escolha de microcontrolador feita nesse trabalho é o ESP32, pois além da familiaridade dos autores com esse dispositivo também é facilitada a etapa do TG que exige conexão com rede e comunicação com módulos externos, visto que este apresenta de maneira nativa componentes como antena wi-fi e periféricos para comunicação I2C, SPI e UART (ESPRESSIF SYSTEMS, 2023) entre diversos outros.

2.9 Conversor Analógico Digital

Conversores analógico digitais, do inglês *analog-to-digital converter* (ADC), são equipamentos capazes de realizar a conversão de valores de tensão de um sinal analógico em valores digitais capazes de serem interpretados por um computador. É por meio desse dispositivo que um microcontrolador é capaz de realizar a leitura de um sensor cuja saída é expressa em valores de tensão que variam conforme o mensurando. Além de realizar a conversão, alguns ADCs também realizam a comunicação da medida por meio de protocolos digitais de transmissão de dados. A ideia por trás disso é permitir a transmissão do valor convertido de uma variável analógica de forma a se ter menor probabilidade de interferências no sinal e viabilizar maiores distâncias de transmissão sem perdas. (WALDEN, 1994) (WALDEN, 1999).

Existem uma diversidade de tipos diversos de conversores disponíveis, cada qual com suas particularidades. A exemplo pode-se citar: o conversor por aproximações sucessivas, do inglês *successive-approximation register* (SAR), em que realizasse múltiplas comparações entre o sinal analógico e valores de referência. Após uma estimativa inicial, são realizadas iterações sucessivas, que redefinem a aproximação até que o valor digital obtido esteja suficientemente próximo ao valor analógico na entrada. Esse tipo de conversor é conhecido por sua eficiência, e é comumente utilizado em aplicações que exigem uma boa relação custo-benefício.

Tem-se também o conversor de rampa dupla, em que uma rampa de tensão aumenta enquanto uma tensão é mantida em sua entrada. Posteriormente, uma tensão negativa é aplicada à rampa, e com base no tempo que a rampa leva para retornar ao valor zero, um integrador calcula qual o valor de tensão amostrado. Outra abordagem comum é o conversor do tipo *flash*. Esse compara a tensão amostrada na entrada com valores pré-estabelecidos no circuito. Pode ser pensado de forma simplificada como uma série de comparadores em paralelo. Sua característica notável é a alta velocidade de conversão, mas pode exigir uma quantidade significativa de comparadores, o que o torna complexo e oneroso. Tem-se ainda o conversor do tipo *pipeline*, de funcionamento similar ao conversor flash, mas com a diferença de que seus comparadores são encadeados em forma de *pipeline*. Essa estrutura sequencial permite um compromisso entre a velocidade de conversão e o número de comparadores utilizados (WALDEN, 1994) (WALDEN, 1999).

Outro tipo é o conversor delta-sigma, um ADC que opera através de uma técnica de sobre-amostragem, *oversampling*, para digitalizar sinais analógicos com alta resolução de forma eficiente. Ele primeiro compara continuamente a tensão analógica de entrada com uma tensão de realimentação digital, chamada de tensão delta. O resultado disso é um sinal binário de diferença entre os dois, também chamado de erro. Esse sinal de erro é passado por um modulador de alta velocidade que o converte em uma sequência de 1s e 0s. Por fim, é feita uma média dessa sequência ao longo do tempo para obter a saída digital.

Devido ao fato de sobre-amostrar o sinal de entrada em uma frequência muito maior do que a saída desejada, o ADC delta-sigma reduz efetivamente o ruído de quantização e alcança uma maior resolução, tornando-o adequado para aplicações que requerem conversão digital precisa e com baixo ruído (WALDEN, 1994) (WALDEN, 1999).

Dentre os tipos de conversores, o escolhido foi o conversor delta-sigma ADS1115 (ULTRA-SMALL..., 2009) da fabricante Texas Instruments, dado que apresenta boa resolução de 16bits, baixo ruído e velocidade compatível com os sensores utilizados neste projeto. Além disso, esse equipamento tem embutido o protocolo de comunicação I2C o que permite integrá-lo facilmente independente do modelo de microcontrolador a ser usado.

3 Legislação Aeronáutica

Como já citado, o objetivo do desenvolvimento deste trabalho é a elaboração de um dispositivo para monitoramento de dados de motores aeronáuticos. Por trabalhar acoplado a um equipamento tão crítico quanto uma aeronave, há diversas normas e regulamentações que envolvem a produção deste tipo de artigo aeronáutico, sendo a principal a RBAC 21 (regulamento brasileiro de aviação civil 21). Este regulamento rege a aprovação de projeto, produção e aeronavegabilidade de um produto ou artigo aeronáutico. É importante ressaltar que o foco será apenas na aprovação para instalação do DAQ, não havendo preocupação com locais de produção e exportação, portanto, as subpartes F, G, L e N da RBAC 21 serão ignoradas.

Na subparte A, item 21.1, são descritos alguns termos relevantes para a compreensão da RBAC. Estas descrições são importantes para a compreensão deste trabalho e serão incluídas a seguir: Um produto é um motor aeronáutico, hélice ou aeronave. Um componente de interface é um artigo que serve como interface funcional entre uma aeronave e um motor, um motor e uma hélice ou uma aeronave e uma hélice. Um artigo é um material, parte, componente, processo ou aparelho. Dessas descrições a única em que o equipamento proposto neste TG se enquadra é na definição de artigo, portanto, para os requisitos legais, ele será denominado como tal.

Para a produção de artigos é necessária uma aprovação emitida pela ANAC, para tanto, se faz necessária a submissão de um requerimento para a ANAC, de acordo com o item 21.303, é necessário no requerimento: a identificação do produto em que a peça pode ser instalada; o nome e endereço onde será fabricada a peça; o projeto da peça consistindo em desenhos e especificações necessários para definir a configuração da peça e informações sobre dimensões, materiais e processos necessários à definição da resistência estrutural da peça; relatórios de ensaios e de cálculos necessários para demonstrar que o projeto atende os requisitos de aeronavegabilidade aplicáveis ao produto em que o artigo será instalado.

Portanto, é necessário que sejam feitos testes e ensaios utilizando o equipamento para comprovar que sua inclusão na aeronave para qual ele será certificado não tem sua aeronavegabilidade afetada e isto é o mais relevante para o processo de certificação, assim de nenhuma forma a introdução do equipamento pode alterar parâmetros de funcionamento da aeronave de maneira significativa. Pode-se delimitar então que o equipamento não pode alterar o balanceamento e distribuição de peso da aeronave, portanto, deve ser leve; o equipamento não pode alterar parâmetros relevantes à operação do motor, como a sua temperatura de funcionamento; o equipamento não pode sobrecarregar o sistema elétrico do avião, sendo necessariamente de baixo consumo e por fim o equipamento não pode interferir

com o funcionamento de outros equipamentos já presentes no avião.

Uma outra opção para a aprovação do artigo é contida na subparte O. A aprovação pode ser feita pelo cumprimento de conformidade com uma ordem técnica padrão. A ordem técnica padrão é uma norma adotada pela ANAC que contém requisitos mínimos de desempenho para determinados artigos usados em aeronaves civis. As ordens técnicas padrão são a adoção integral por referência de uma *Technical Standard Order*, emitida pela *Federal Aviation Administration* dos Estados Unidos da América.

Para obter a aprovação desta forma, assim como da forma anterior, é necessário submeter um requerimento e obter a aprovação da ANAC. Este requerimento deve conter uma declaração atestando o cumprimento da ordem técnica padrão e das exigências da subparte O e uma cópia dos dados técnicos exigidos pela ordem técnica padrão aplicada. Caso sejam necessárias pequenas modificações elas devem ser indicadas no requerimento.

É relevante destacar também que para evitar dispêndio de esforços adicionais deve-se ser cauteloso para não causar modificações grandes nas aeronaves em que se pretende utilizar o artigo, pois isto poderia acarretar modificações no certificado de tipo da aeronave. Para não ser necessário efetuar uma modificação no certificado de tipo é prudente se ater apenas a pequenas modificações, que são descritas na subparte D, item 21.93, como "aquela que não tem apreciável efeito no peso, no balanceamento, na resistência estrutural, na confiabilidade, em características operacionais e em outras características que afetem a aeronavegabilidade do produto.", isto pois, o item 21.101, letra 'b' isenta a necessidade de demonstrar que a modificação e as áreas afetadas pela modificação cumpram com um regulamento caso, como descrito no inciso 1, a ANAC não considere a modificação significativa. No inciso 1 ainda é descrito como a ANAC determina uma modificação como não significativa "Para determinar o quanto uma modificação é significativa, a ANAC considera a modificação no contexto de todas as modificações relevantes já introduzidas no projeto e de todas as revisões dos regulamentos aplicáveis incorporados ao certificado de tipo do produto."

É também relevante observar o que evitar para que a modificação não seja considerada imediatamente uma modificação significativa: uma modificação que altere a configuração geral ou princípio de construção; uma modificação que invalide as hipóteses adotadas para a certificação do produto. Observando então todos estes dispositivos legais pode-se delimitar o que o equipamento a ser elaborado deve evitar para que possa ser facilmente aceito pelas agências reguladoras.

4 Sistemas Analisados

4.1 Contextualização

O motor à combustão é complexo e depende do funcionamento simultâneo de diversos componentes para operar corretamente e com eficiência. Os componentes do motor podem ser agrupados em sistemas correspondentes ao papel que desempenham (KIRKPATRICK, 2020, Capítulo 1). A divisão adotada neste trabalho contempla os sistemas de arrefecimento, de admissão, de exaustão, de lubrificação, de ignição, de injeção e o sistema elétrico. As suas funções são comuns a todos os motores de combustão interna a pistão, independentemente do tipo de aeronave em que são instalados.

A priori, sabe-se que falhas em qualquer uma das peças que os compõem pode afetar o funcionamento do sistema ao qual pertence e comprometer o funcionamento geral do motor. Essa grande quantidade de peças e interações conseqüentemente produz um elevado número de variáveis. Para avaliar quais são essas variáveis disponíveis em um motor, é necessário primeiro conhecer os componentes e entender o papel desempenhado.

Nessa seção serão apresentados os sistemas cogitados para a solução, bem como a motivação para inseri-lo na análise. Importante ressaltar que os sistemas são intrinsecamente relacionados e influenciam o funcionamento um do outro, portanto, essa separação é apenas uma forma de organização.

4.2 Sistema de Arrefecimento

As trocas de calor do motor, promovidas pelo sistema de arrefecimento, são de extrema importância para o funcionamento da máquina. Aproximadamente um terço de toda a energia química do combustível é transformada em calor no interior do motor e cabe ao sistema de arrefecimento realizar as transferências térmicas necessárias para dissipá-lo (PULKRABEK, 2004, Capítulo 10).

A temperatura dos componentes internos deve se manter em níveis especificados pelo fabricante por diversas razões, como, os limites de falha térmica dos materiais das peças do motor, em geral, feitas de ligas de alumínio ou aço. Além disso, os lubrificantes deixam de desempenhar a sua função no motor quando operam fora dos limites para os quais foram produzidos. O arrefecimento também é importante para que combustão em si ocorra corretamente nos cilindros (STERKENBURG; WANG, 2022, Capítulo 10), o acúmulo de calor pode provocar a pré-ignição do combustível na câmara de combustão (PULKRABEK, 2004, Capítulo 10).

Dessa forma, o mau funcionamento do sistema de arrefecimento pode levar a uma série de problemas graves, desgastar excessivamente a máquina e levá-la a uma falha prematura. Também causa diminuição no desempenho e na eficiência geral da aeronave, vibrações excessivas, poluição excessiva, fumaça na cabine entre outros. Assim, o sistema de arrefecimento é um componente crítico no funcionamento seguro e eficiente do motor a pistão.

No caso dos motores das aeronaves de referência para esse trabalho, o mecanismo de resfriamento é do tipo à ar (TELEDYNE INDUSTRIES, INC., 1989) (TELEDYNE INDUSTRIES, INC., 1984), sendo esse o tipo mais comum para aeronaves de pequeno porte (PULKRABEK, 2004, Capítulo 10). A massa de ar na frente do avião é canalizada para o motor de forma a forçar a transferência de calor diretamente com os componentes, que por sua vez, possuem em seu exterior aletas para maximizar a troca (STERKENBURG; WANG, 2022, Capítulo 10), como ilustrado na figura 4. Nesse caso, bloqueios na entrada de ar, aletas quebradas, folgas na fuselagem e vazamentos são possíveis causadores de defeitos nesse sistema.

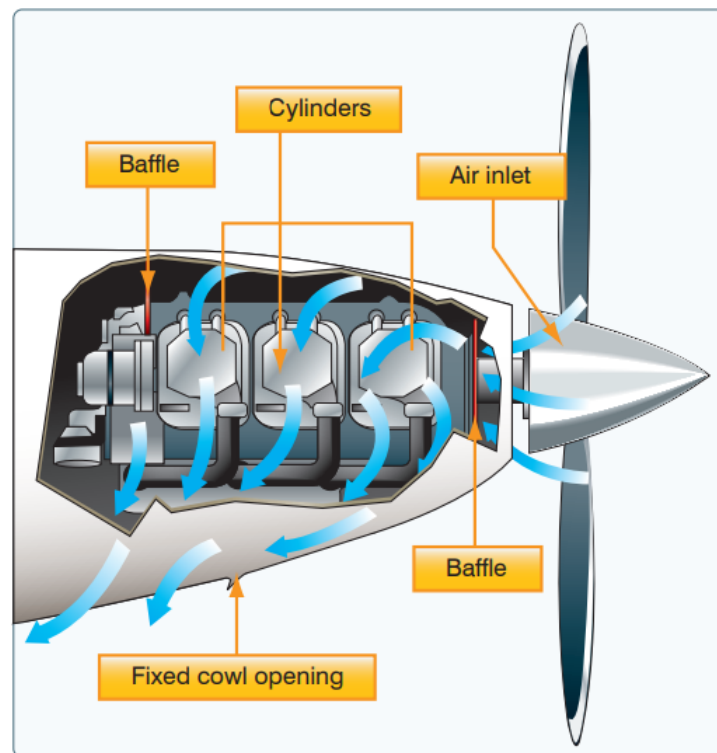


Figura 4 – Ilustração caminho percorrido pelo ar para resfriar o motor.

Fonte: (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2019, Fig 7-19)

Grandezas que são diretamente influenciadas ou que influenciam esse sistema são: a temperatura do ar de admissão, a temperatura dos pistões e do óleo (STERKENBURG; WANG, 2022, Capítulo 10).

4.3 Sistema de Admissão

O sistema de admissão de um motor tem o intuito de introduzir o ar atmosférico para o interior do motor (ATKINS, 2009, Capítulo 11). O ar admitido é filtrado e injetado nos cilindros para a ignição do combustível. Na figura 5, é possível visualizar o sistema.

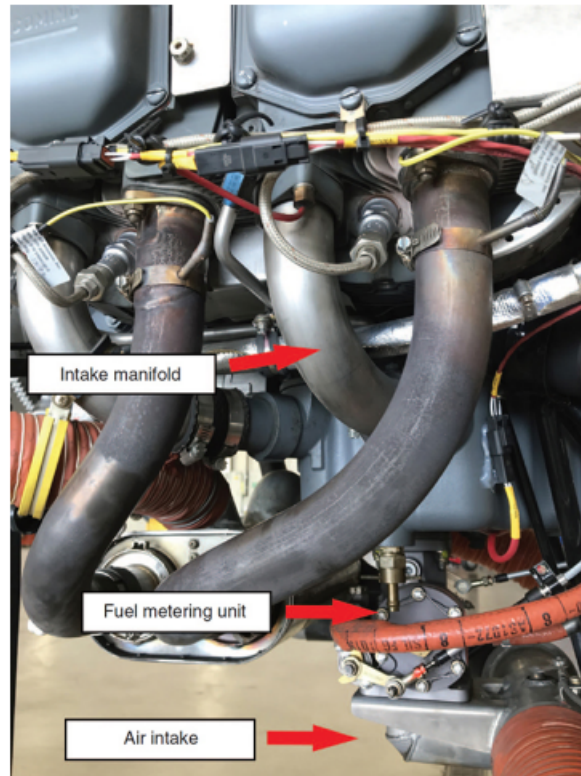


Figura 5 – Sistema de admissão de uma aeronave com motor a pistão.

Fonte: (STERKENBURG; WANG, 2022, Fig.9.1)

Para os motores utilizados como referência neste trabalho, os principais componentes desse sistema são: o bocal de admissão (*intake tube*), o filtro de ar (*air filter*), a unidade dosadora de combustível (*fuel metering unit*), referida coloquialmente de injetora nos motores de injeção direta, a válvula borboleta (*air throttle assembly*), também chamada de válvula de *throttle*, o coletor (*manifold*), e por fim, a válvula de admissão (*intake valve*) (ATKINS, 2009, Capítulo 11). Diferentes motores podem conter como unidade dosadora um carburador na linha de admissão para fazer a mistura de ar e combustível.

Em operação normal, o ar entra pelo bocal de admissão, passa pelo filtro, de forma a retirar impurezas ou detritos que possam danificar a máquina. Após isso, tem o seu fluxo regulado pela válvula de *throttle* e entra no coletor. Nele é repartido para posteriormente passar pelas válvulas de admissão e entrar no cilindro onde será misturado ao combustível injetado pelo bico injetor. A depender da aeronave, esse caminho pode ou não conter um turbo compressor. A figura 6 ilustra o percurso.

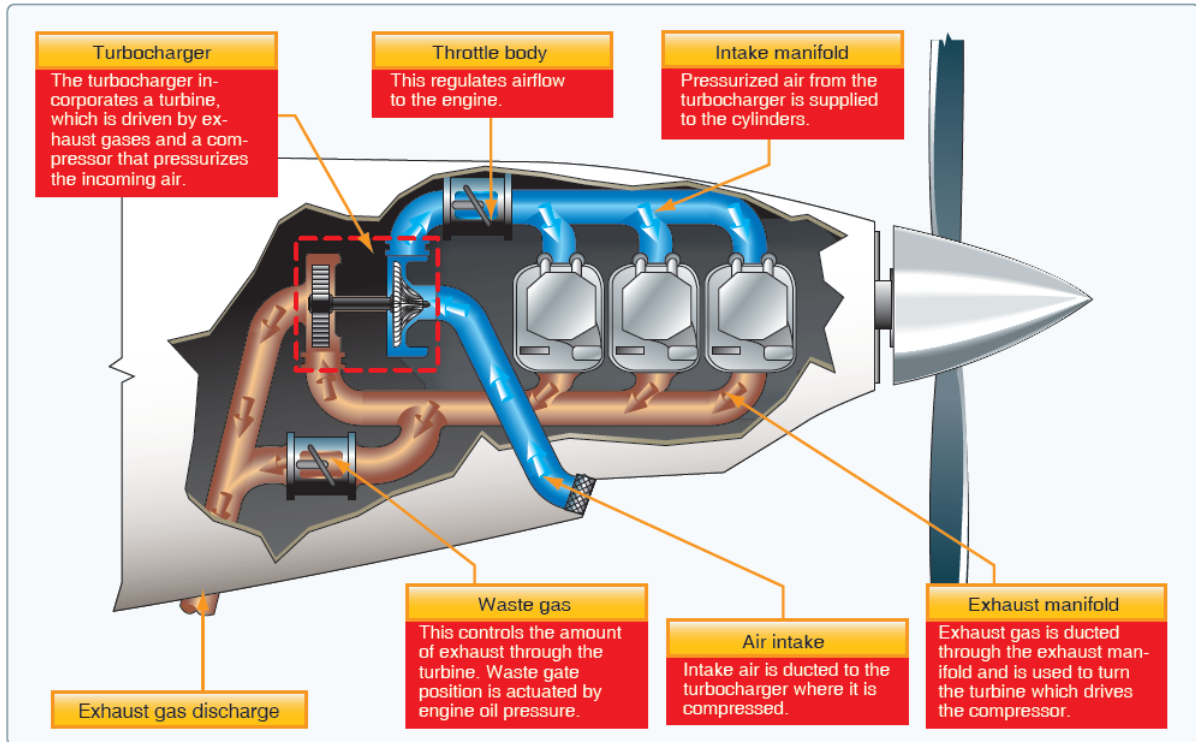


Figura 6 – Percurso percorrido pelo ar na admissão e exaustão.

Fonte: (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2019, Fig 7-15)

Em sistemas de injeção direta o ar admitido interage com o sistema de injeção de combustível. Essa interação se dá por meio de válvulas que utilizam a diferença de pressão do ar para permitir a passagem de determinada quantidade de combustível ao cilindro.

A boa operação do motor depende desse sistema, visto que, sem o gás comburente misturado ao combustível no cilindro, a queima eficiente não ocorre. Assim, a potência do motor é diretamente influenciada pelo funcionamento correto da admissão de gases (STERKENBURG; WANG, 2022, Capítulo 9).

Alguns dados que podem ser levados em consideração são a temperatura e a pressão do gás admitido, a concentração de oxigênio em sua composição, a posição angular da válvula de *throttle* e do eixo de válvulas. Os dados de temperatura e de pressão são relevantes como um indicativo indireto de sua densidade, enquanto a proporção de oxigênio pode ajudar a supor a qualidade da combustão do combustível dentro do motor.

4.4 Sistema de Exaustão

O sistema de exaustão, também chamado de escape, é um sistema vital para o funcionamento do motor e para a segurança dos ocupantes do avião. Desempenha o papel primário de coletar e de encaminhar para fora da aeronave os gases em alta temperatura produzidos na combustão da mistura de ar e combustível nos cilindros (STERKENBURG; WANG, 2022,

Capítulo 11).

Esse sistema é composto por tubos, flanges e juntas de escape. Juntos criam o caminho pelo qual os gases irão percorrer a partir da abertura da válvula de escape (exhaust valve) na câmara de combustão, durante o ciclo de exaustão dos cilindros, até a atmosfera ([FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2019](#), Capítulo 11). Algumas aeronaves podem conter um turbocompressor neste sistema. A figura 6 ilustra o percurso.

Para os motores à pistão, existem duas configurações de sistema de exaustão ([STERKENBURG; WANG, 2022](#), Capítulo 11). Na chamada configuração aberta, cada cilindro possui um duto individualizado que leva o ar diretamente para fora do avião. Já a configuração mais comum, denominada coletora, os dutos de escape de cada cilindro são agrupados no componente chamado de coletor de escape (*exhaust manifold*). Esse canaliza os gases em um único canal e os direciona para o silenciador, e por fim, ao tubo de escape. A figura 7 mostra o coletor de escape.

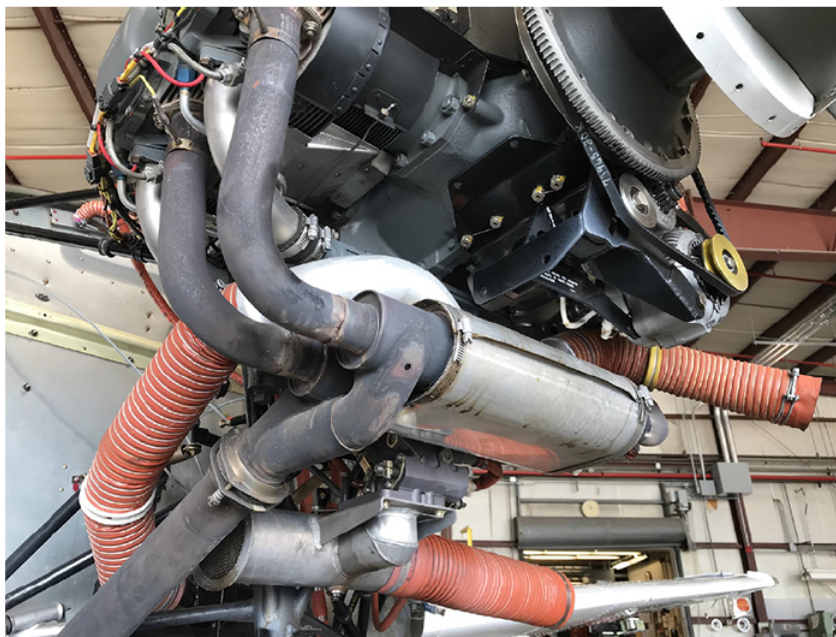


Figura 7 – Coletor de escape do motor de uma aeronave.

Fonte: ([STERKENBURG; WANG, 2022](#), Fig 11-2)

Enquanto desempenha seu papel primário, esse sistema está relacionado também a atividades, como remoção de calor do motor, por impedir o acúmulo de ar quente e o conduz para longe. Também está fortemente relacionado ao desempenho da aeronave, pois os dutos que o compõem geram a chamada *preassure wave* ([ATKINS, 2009](#), Capítulo 11), onda de pressão, que auxilia na rápida remoção dos gases do interior do cilindro e no fluxo de uma nova mistura de combustível.

Qualquer falha no sistema de exaustão é considerada de perigo grave ([FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION; AVIATION SUPPLIES & ACADEMICS \(ASA\), 2008](#)). Tais

gases são tóxicos contêm, entre outros compostos, dióxido e monóxido de carbono, óxidos de nitrogênio e hidrocarbonetos gerados pela queima incompleta de combustível (ATKINS, 2009, Capítulo 7). Se o sistema de exaustão apresentar vazamentos, esses gases podem se acumular na cabine e asfixiar ou intoxicar os ocupantes (DEADLY MIX, s.d.) (STERKENBURG; WANG, 2022, Capítulo 17).

Outros perigos relacionados às falhas no sistema de exaustão que podem acontecer são incêndios, pois nos pontos de vazamento, o escape de gases em alta temperatura e pressão agem como tochas e derretem ou inflamam os componentes (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2019). Além disso, o funcionamento do motor em si pode ser completamente interrompido. Na presença de bloqueio nos dutos ou outro fator que comprometa a exaustão, a queima de combustível nos cilindros é inviabilizada, o que interrompe a operação do motor (STERKENBURG; WANG, 2022, Capítulo 11).

Dado o funcionamento do sistema de exaustão, compreende-se que variáveis relevantes para avaliar se sua operação está em conformidade com a de um motor saudável são: temperatura do gás de escape, pressão no coletor de escape, concentração de oxigênio na composição do gás de escape e fluxo de escape.

4.5 Sistema de Lubrificação

Existem duas classificações comuns para o tipo de sistema de lubrificação, cárter (*oil sump*) seco e o úmido (STERKENBURG; WANG, 2022, Capítulo 6). Os motores usados como referência para esse trabalho (TELEDYNE INDUSTRIES, INC., 1989) (TELEDYNE INDUSTRIES, INC., 1984) são do tipo cárter úmido, figura 8. Isso significa que o óleo não é mantido em um compartimento separado do motor, mas sim em um reservatório localizado em sua parte inferior.

Nessa configuração, a jornada do óleo do motor se inicia no reservatório, onde é coletado pela bomba de óleo e canalizado, o óleo pressurizado passa por um filtro e é resfriado no radiador (*oil cooler*). Depois, segue para as galerias de óleo que o distribuem pelos componentes móveis do motor, como rolamentos (*bearings*), virabrequim (*crankshaft*), pistões (*piston*), etc.

Nesses componentes, o lubrificante exerce sua função primária. Prover para as partes móveis do motor uma fina película de óleo na superfície de contato de forma a permitir que deslizem com atrito reduzido e minimize o desgaste das peças, causado pela fricção do contato metal com metal. Além disso, o óleo desempenha funções auxiliares. Ajuda a transportar o calor gerado pela fricção, incrementa a vedação dos anéis dos pistões, reduz a corrosão causada pelos subprodutos ácidos da combustão e ajuda a remover impurezas acumuladas nos componentes (KIRKPATRICK, 2020, Capítulo 10).

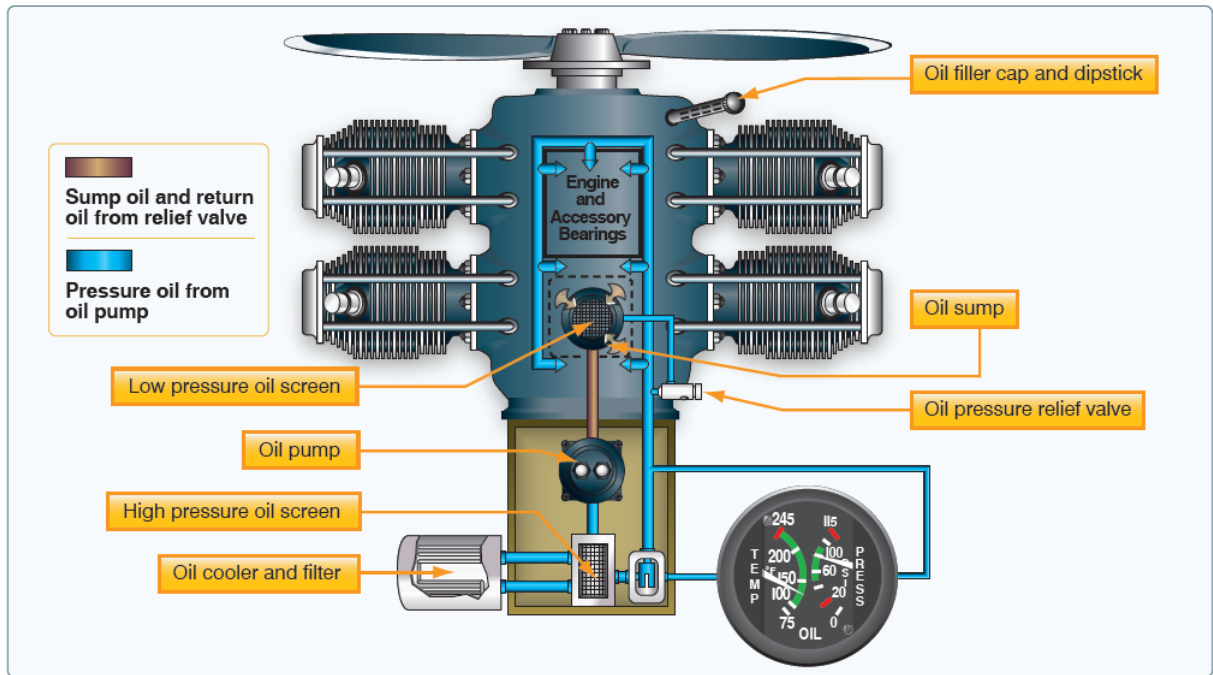


Figura 8 – Ilustração sistema de lubrificação cárter úmido.

Fonte: (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2019, Fig 7-17)

Após percorrer as galerias, o lubrificante é drenado novamente para o cárter pela ação da gravidade. Também fazem parte desse sistema diversas válvulas, como a de alívio de pressão (*pressure relief valve*) e a de *bypass* termostática (*thermostatic valve*) que executam funções reguladoras no motor ao abrir caminhos alternativos para o óleo percorrer sem passar pelo filtro ou radiador respectivamente (STERKENBURG; WANG, 2022, Capítulo 6).

No seu curso natural, o óleo está sujeito à degradação e à contaminação pelos subprodutos da combustão (STERKENBURG; WANG, 2022, Capítulo 6). Dessa forma, as propriedades que permitem manter o motor em correto funcionamento são perdidas como a viscosidade, a capacidade térmica e a composição química. Assim, deve sempre ser monitorado e regularmente ser completamente substituído. Outro aspecto que o operador do avião deve ter atenção é quanto a quantidade de óleo no motor, já que se estiver acima ou abaixo das especificações do fabricante irá afetar gravemente a performance da aeronave ou até mesmo danificar o motor permanentemente.

Parâmetros que contêm informações importantes sobre a situação do sistema são: temperatura, pressão, nível, viscosidade e consumo do óleo. A presença de partículas no óleo, estado a válvula de *bypass*, estado da válvula de alívio de pressão.

4.6 Sistema de Ignição

O sistema de ignição é o conjunto de componentes responsáveis por iniciar a combustão da mistura de ar e combustível dentro das câmaras de combustão. Isso é feito por meio da produção temporizada de um pulso de alta tensão. O pulso é encaminhado para os terminais da vela de ignição (*spark plug*) correspondente ao cilindro que irá entrar no ciclo de combustão. Na ponta dos eletrodos da vela de ignição, é gerada uma faísca que inflama a mistura de ar e combustível na câmara (STERKENBURG; WANG, 2022, Capítulo 7).

No contexto de motores de aeronaves, os principais componentes desse sistema são o magneto e a vela de ignição como mostrado na figura 9. Ambos são fundamentais para que o motor funcione e devido a isso o sistema é autocontido, não depende do sistema elétrico do avião e possui redundâncias para mitigar eventuais falhas (STERKENBURG; WANG, 2022, Capítulo 7).

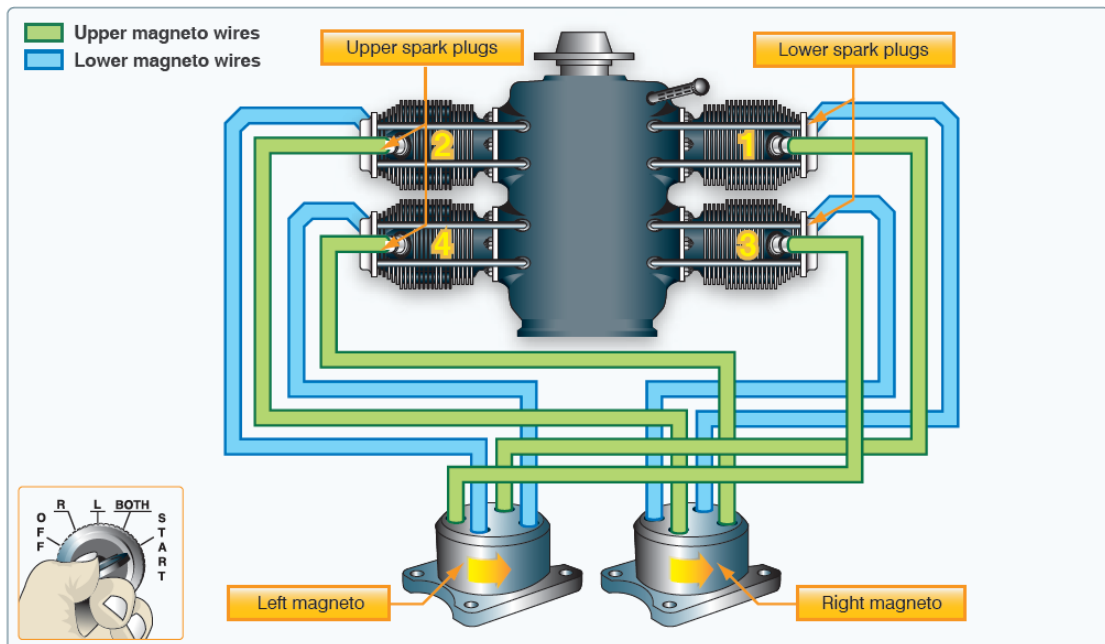


Figura 9 – Ilustração do sistema de ignição.

Fonte: (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2019, Fig 7-16)

O magneto é o responsável por gerar os pulsos de alta tensão e distribuí-los para as velas do motor. Esse processo deve sempre acontecer durante o ciclo de combustão do cilindro e em sincronia com a posição do pistão. Em geral, a faísca deve ser gerada alguns graus antes do pistão atingir a posição chamada de *Top Dead Center* (TDC) (KIRKPATRICK, 2020). Posição essa em que o pistão está completamente estendido.

A sincronização do magneto, também chamada de temporização, é obtida por meio do acoplamento mecânico do magneto com o eixo do motor, normalmente feito por engrenagens, figura 10. Durante a instalação do magneto, deve-se garantir que esteja sincronizado interna

e externamente. Internamente significa assegurar que os componentes internos do magneto estão ajustados de forma a gerar o pulso no momento correto em relação ao rotor do próprio magneto.

Na sincronização externa deve-se garantir que o acoplamento do magneto no eixo do motor produza o pulso no cilindro correto e na quantidade de graus antes do TDC definido pelo fabricante. Por motivos de segurança, são instalados dois magnetos no motor. Caso um deixe de operar, o outro manterá a aeronave funcionando (STERKENBURG; WANG, 2022, Capítulo 7).



Figura 10 – Engrenagem de sincronização do magneto.

Fonte: (STERKENBURG; WANG, 2022, Fig 13-46)

A temporização é de extrema importância para o funcionamento do motor, se estiver adiantada ou atrasada além do determinado experimentalmente pelo fabricante, causará problemas de performance (KIRKPATRICK, 2020). Pode até danificar a câmara de combustão ao repetidamente realizar a detonação do combustível na posição imprópria do cilindro. A dessincronização pode ocorrer tanto devido a uma instalação mal-sucedida do magneto como por causa do desgaste mecânico no mesmo.

As velas têm o papel de transformar o pulso de alta tensão em um arco elétrico nos seus eletrodos. Uma característica de sua operação normal é a geração de um ponto quente na ponta desses eletrodos. Caso esse calor não seja dissipado adequadamente para o bloco do motor, no período entre os ciclos de combustão, a ponta quente pode ser suficiente para ocasionar a pré-ignição da mistura de combustível (ATKINS, 2009, Capítulo 6) e até o derretimento dos eletrodos.

Caso a dissipação ocorra rapidamente, uma crosta de depósitos de carvão e outros contaminantes irá se formar nos eletrodos, o que dificulta a geração das faíscas. Portanto, uma propriedade importante das velas de ignição é o seu grau térmico, que é uma indicação dada pelo fabricante da vela para o quão rapidamente ela é capaz de trocar calor com o cabeçote (ATKINS, 2009, Capítulo 6). O funcionamento fora do intervalo de operação pode indicar problemas com o sistema.

Conforme a operação do sistema de ignição, dados que têm o potencial de revelar informações sobre seu funcionamento são: tensão aplicada nas velas, temporização do magneto, deslocamento angular do eixo do motor e a temperatura das velas.

4.7 Sistema de Injeção

O sistema de injeção é responsável por fornecer combustível para a queima dentro dos cilindros do motor. Os seus principais elementos são uma unidade de medição de combustível (fuel metering unit) e os bicos injetores (injection nozzle).

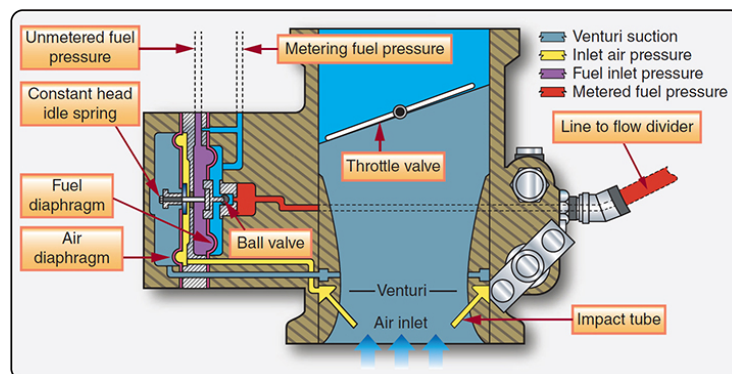


Figura 11 – Ilustração da unidade de medição de combustível por injeção direta.

Fonte: (STERKENBURG; WANG, 2022, Fig 8-6)

O sistema de injeção direta não está presente em todos os motores, no entanto, é o sistema mais moderno e é empregado nos motores usados como referência para este trabalho. Motores que não contam com injeção direta utilizam carburadores (TELEDYNE INDUSTRIES, INC., 1984) o que pode ser visto em 12.

No sistema de injeção direta, há um bico para injeção em cada cilindro, fornecendo uma distribuição regular do combustível a partir da válvula divisora de combustível, que também promove um desligamento efetivo para o motor quando o combustível é cortado pelo piloto (STERKENBURG; WANG, 2022, Capítulo 8). O método de injeção direta tem vantagens sobre o carburador por utilizar menos combustível e emitir menos poluentes (STAHMAN; JR., 1966).

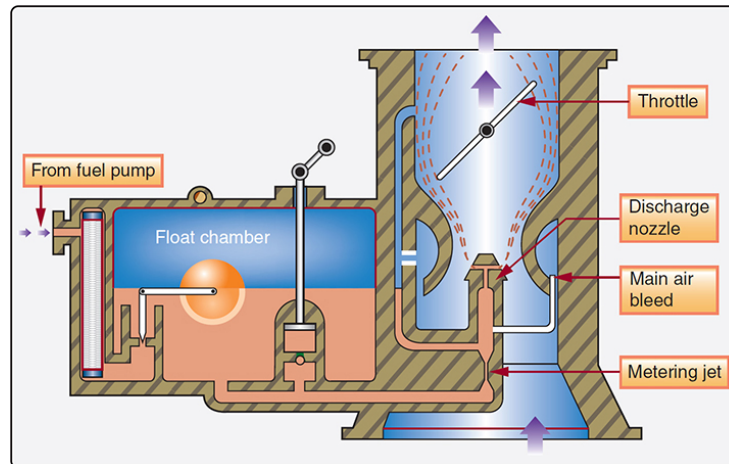


Figura 12 – Ilustração da unidade de medição de combustível por carburador.

Fonte: (STERKENBURG; WANG, 2022, Fig 8-3)

No entanto, os bicos estão sujeitos ao acúmulo de impurezas, entupimentos e deformações que podem levar a uma restrição no fluxo de combustível. Já a unidade de medição de combustível deve ser bem regulada, para garantir que se tenha os benefícios desse tipo de injeção, como maior eficiência, maior controle da mistura de ar e combustível, redução do sobreaquecimento nos cilindros individuais e maior uniformidade na mistura de ar e combustível (STERKENBURG; WANG, 2022, Capítulo 8).

O sistema de injeção é crucial para o funcionamento do motor. A queima incorreta do combustível pode levar a uma falha completa da máquina. Caso a temperatura ultrapasse os limites de operação, cilindros podem ser danificados, trincar e perder completamente sua funcionalidade em voo. Caso os bicos restrinjam o fluxo de combustível, o motor pode perder potência e isso ocasionar a queda da aeronave. O mesmo é válido para uma queda de pressão no sistema de injeção de combustível porque isso faz com que uma menor quantidade de combustível seja injetada no cilindro. Os parâmetros deste sistema que podem ser levados em consideração são pressão e fluxo de combustível.

4.8 Sistema Elétrico

O sistema elétrico de uma aeronave é o responsável por gerar e distribuir eletricidade para os componentes elétricos do avião. Os principais elementos que o compõem são: a bateria, o alternador (generator), o motor de partida (starter), os instrumentos de voo, os cabos, o regulador de tensão (voltage regulator), as chaves seletoras e os fusíveis (circuit breakers) (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2019, Capítulo 7). Esse sistema é relevante para este trabalho, pois o dispositivo proposto será atrelado a ele. Enquanto isso, o motor de partida é relevante para o correto funcionamento do motor.

O alternador é mecanicamente acoplado ao eixo do avião com a funcionalidade de

converter a energia mecânica gerada pela combustão e movimentação do eixo em energia elétrica. Ele está conectado a um regulador de tensão que mantém sua saída em níveis apropriados para recarregar a bateria independente da velocidade de rotação atual do motor (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2019, Capítulo 7). O alternador é um componente fundamental para o avião, pois a bateria sozinha não seria capaz de atender a demanda energética da aeronave, dessa forma, ele a mantém carregada durante o voo e alimenta os componentes elétricos, como luzes, sistema de comunicação e instrumentos de voo.

As baterias comumente utilizadas em aeronaves são do tipo chumbo-ácido ou níquel-cadmio e têm tensão de 12 ou 24 volts (STERKENBURG; WANG, 2022, Capítulo 7). A bateria alimenta os componentes elétricos da aeronave caso haja uma falha no alternador, mas sua principal função é fornecer energia para o motor de partida. Dessa forma, é um componente que deve ser regularmente checado e substituído quando necessário.

Uma bateria com mal funcionamento, além de ser um risco caso seja necessária durante o voo, pode provocar avarias no motor no momento da partida, pois em uma situação em que esteja com defeito ou carga insuficiente para atender a demanda do motor de partida, o motor não atinge a velocidade necessária para o sistema de ignição funcionar corretamente. Se isso se repete, pode causar desgaste nos pistões e estresse mecânico no virabrequim, além de comprometer a bateria.

Outro componente de destaque nesse sistema é justamente o motor de partida, se trata de um motor elétrico de corrente contínua que, como o nome sugere, tem a designação de realizar a partida do motor. Isso é feito por meio de um engate mecânico temporário da engrenagem no eixo do motor de partida com a engrenagem do eixo da hélice da aeronave. Nesse curto período de tempo, o motor deve vencer a inércia, iniciar a rotação do virabrequim e atingir uma velocidade mínima para que o sistema de ignição possa se auto-sustentar. Isso demanda uma alta corrente elétrica da bateria do avião e a partida pode ser dificultada em situações de baixa carga da bateria, de baixas temperaturas, de curtos-circuitos, de cabos e de engrenagens danificados. (STERKENBURG; WANG, 2022, Capítulo 7)

Observa-se que o sistema elétrico pode tanto afetar o funcionamento do motor, como também pode ser uma possível fonte de indicações se há algo de errado no motor em si. Assim, parâmetros desse sistema que podem trazer informações relevantes são: tensão da bateria; tensão no regulador; corrente do alternador; corrente do motor de partida e ruídos sonoros do motor de partida.

5 Variáveis dos Sistemas

5.1 Variáveis

5.1.1 Temperatura dos pistões

O pistão é o principal elemento de transmissão de potência presente em um motor. No pistão, é injetado o combustível que após a ignição transfere energia para o eixo do motor (GMBH, 2012, Capítulo 1.1). A ignição, realizada na coroa do pistão, pode gerar grandes variações de temperatura no próprio pistão e no cilindro que o contém. Um exemplo desta variação de temperatura e sua distribuição pode ser vista na figura 13.

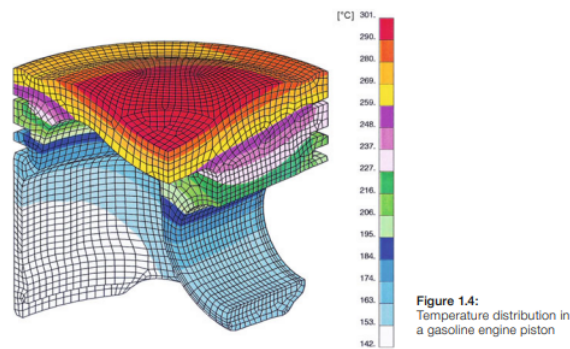


Figura 13 – Ilustração da distribuição de calor em um pistão de motor movido a gasolina.

Fonte: (GMBH, 2012, Fig 1.4)

Altas temperaturas podem reduzir a resistência à fadiga do metal e ocasionar trincas (GMBH, 2012, capítulo 7). Por esse mensurando ser altamente dependente de outras variáveis do motor, como a temperatura do ar admitido e a qualidade da combustão na câmara, ela pode ajudar a indicar problemas em diferentes sistemas do motor. É usualmente medida por sensores bastante convencionais (GMBH, 2012, Seção 7.2.1) como termopares e muitos motores contam com um sensor de temperatura na cabeça dos pistões, e com indicação para o piloto na cabine.

Ao monitorar esta variável, é possível avaliar a saúde geral do cilindro, evitar trincas e prevenir a formação de resíduos. Dessa forma, evitar desgastes prematuros dessa importante estrutura.

5.1.2 Temperatura do óleo

No processo de lubrificação, as trocas de calor com o motor em operação aquecem o óleo. Esse processo é importante para a remoção de calor no interior do motor, porém se a

temperatura ultrapassa os valores estipulados pelo fabricante, são perdidas as propriedades físicas do óleo fundamentais para que a lubrificação se dê corretamente.

Como mencionado na seção 4.5, a falta de lubrificação permitirá que o atrito desgaste os componentes do motor. Além disso, se o óleo não remove o calor do interior do motor, o superaquecimento pode causar pré-ignições, evaporação excessiva do óleo, criação de depósitos de resíduos nas peças do motor, corrosão das peças lubrificadas e até interromper o funcionamento do motor por completo com danos permanentes. No outro extremo, temperaturas abaixo dos limites de operação também são danosas para o motor da aeronave, visto que a viscosidade do óleo aumenta o que dificulta sua circulação e espalhamento para lubrificar as peças.

Por ser um fator importante durante o voo, a maior parte dos aviões possuem instrumentação na cabine que indica para o piloto a temperatura atual do óleo do motor. Essa informação sempre deve ser checada periodicamente durante o voo (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2019). Para o motor de referência deste trabalho a faixa de temperatura no funcionamento normal da aeronave é de no mínimo 75°F na decolagem e no máximo 240°F durante o voo (TELEDYNE INDUSTRIES, INC., 1989).

Ao coletar a temperatura do óleo ao longo de todos os voos, é possível analisar se o motor tem operado nos limites de temperatura estabelecidos para não causar danos ao avião. Verificar se está na faixa de temperatura para performance ótima e avaliar se o piloto opera a máquina adequadamente sem exigir que a máquina opere prolongadamente em uma situação que a leve a falha.

Além disso, os históricos de temperatura podem viabilizar o diagnóstico antecipado de problemas, como bloqueios nas galerias de óleo, filtro de óleo entupido, uso de óleo de má qualidade ou incompatível com o motor, defeito no sistema de arrefecimento como aletas quebradas, mal funcionamento da bomba de óleo e vazamentos.

5.1.3 Temperatura do ar admitido

A temperatura do ar admitido afeta principalmente dois aspectos do motor: a refrigeração dos componentes e as propriedades da mistura de ar e combustível.

Como visto na seção 5.1.1, é muito importante para o motor que seus componentes estejam trabalhando em temperaturas ideais. O ar admitido para o motor refrigera parte de seus componentes, como o pistão, o coletor e as válvulas de admissão e de exaustão, e auxilia o motor a se manter nessa temperatura ideal de funcionamento. Caso o ar admitido esteja com sua temperatura elevada, ele pode refrigerar menos. Por si só isto não leva a um comportamento crítico do motor, porém, pode influenciar na forma de analisar outros parâmetros.

A temperatura do ar, além da pressão atmosférica no local, influencia diretamente a

densidade do ar admitido para o motor. Caso a temperatura esteja elevada isto pode prejudicar o fornecimento de oxigênio para a mistura do combustível, o que pode levar a uma queima incompleta do combustível no pistão e por consequência uma perda de potência. Caso o ar esteja a temperaturas muito baixas a sua alta densidade pode tornar mais difícil a atomização do combustível e sua mistura. Estas duas situações são descritas em (ATKINS, 2009).

A temperatura do ar de admissão diminui também o *knocking* quando mais baixa. Esta característica foi evidenciada em (RUSS, 1996). Pelas características citadas é relevante avaliar esta variável não só pela sua relevância em diferentes processos do motor, mas também por se tratar de um relevante dado para atestar ou descartar razões por trás de algum dano causado ao motor, como no caso da ocorrência de *knocking*.

5.1.4 Temperatura de gás na exaustão

Após a combustão a queima do combustível libera gases dentro do pistão, que posteriormente, são emitidos pelo motor. A temperatura desses gases emitidos pode ser influenciada por diversos fatores como: a temperatura do ar admitido, que foi explicada na subseção 5.1.3, a potência atual desempenhada pelo motor e a atual temperatura do motor. Diversos artigos mostram que observar esta variável pode trazer informações importantes, se monitorada da maneira correta.

O artigo (ABU-QUDAIS, 1996) mostra como é possível detectar *knocking* no motor com o uso da oscilação da temperatura dos gases após a combustão. Já (TAMURA et al., 2011), com o mesmo método do artigo anterior, mostra como monitorar a presença de erros na ignição do combustível. Ambos os erros de ignição podem causar danos catastróficos aos cilindros e pistões, o que prejudica o desempenho e pode ocasionar acidentes.

Em (ABU-QUDAIS, 1996) pode-se observar que a diferença de temperatura quando ocorre o *knock* é bastante significativa, podendo causar oscilações de até 75°C enquanto em (TAMURA et al., 2011) verifica-se que no caso de um erro na ignição tem-se variações mais baixas de aproximadamente 1°C. O sensor utilizado para medir esta variável deve ser sensível o suficiente para fazer a aquisição desta pequena variação.

5.1.5 Pressão do Óleo

A pressão de óleo é bastante relevante para monitorar a saúde do sistema de lubrificação dos motores.

Antes do óleo passar pelas galerias e peças mais críticas do motor, como pistões, o óleo passa por diversos filtros e peneiras, se estes filtros e peneiras estiverem obstruídas pode ocorrer o aumento da pressão de óleo. A pressão também pode aumentar caso as próprias galerias sejam obstruídas por resíduos produzidos pela queima do combustível.

Caso haja alguma rachadura ou ruptura de algum tubo ou mangueira no motor, o vazamento de óleo pode ocasionar também uma queda de pressão. Perceber esta queda pode evitar que o óleo do motor se torne insuficiente para sua lubrificação. Dado que a lubrificação das partes móveis é imprescindível para o funcionamento da máquina. A análise da pressão do óleo é, portanto, vital para o monitoramento da saúde do motor.

5.1.6 Nível do Óleo

Para a lubrificação correta é necessário que haja quantidade de óleo suficiente no motor. O vazamento de óleo pode fazer com que o seu nível caia de maneira veloz. A quantidade de óleo recomendada pelo fabricante é evidenciada nos seus respectivos manuais como (TELEDYNE INDUSTRIES, INC., 1989).

Em um caso de excesso de óleo pode ocorrer sua queima junto com o combustível durante a etapa de ignição, isto ocasionaria perda de potência do motor e geração demasiada de poluentes. Outra possibilidade é o vazamento de óleo para o interior da aeronave ou para o coletor de exaustão, o que gera riscos de incêndio.

Já existem formas de monitorar o nível de óleo quando o motor não está em funcionamento, porém uma forma de monitorar durante toda a operação do motor também seria útil.

5.1.7 Viscosidade do Óleo

O atrito das partes móveis do motor promove boa parte de sua perda de eficiência e do desgaste de suas peças. Uma das formas utilizadas para reduzi-lo é o emprego do óleo como lubrificante. Como pode ser visto em 14, as perdas causadas pelo atrito aumentam consideravelmente com o aumento da viscosidade do óleo.

Esta viscosidade é afetada principalmente pela temperatura do óleo, o que, como visto em 5.1.2, já é uma variável atualmente monitorada em aviões. Porém, uma análise mais minuciosa desta variável tem potencial de contribuir para uma análise mais criteriosa do desgaste dos componentes e da eficiência do motor.

5.1.8 Consumo de Óleo

O consumo de óleo é uma variável simples de ser monitorada. Ela pode ser estimada a partir da diferença no nível de óleo no início de voo e ao fim do voo. Sua principal função é verificar a presença de vazamentos ou da queima excessiva do lubrificante do motor em operação.

Usualmente motores consomem parte do óleo durante seu funcionamento normal pois parte do óleo é perdido durante a ignição do combustível. Este consumo pode ser

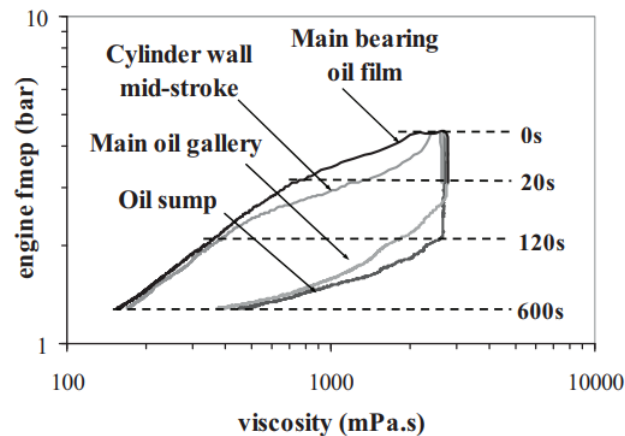


Figura 14 – Ilustração da pressão efetiva média de fricção em função da viscosidade do óleo.

Fonte: (LEONG et al., 2007, Fig 5)

verificado no manual de manutenção dos motores como pode ser visto em 15.

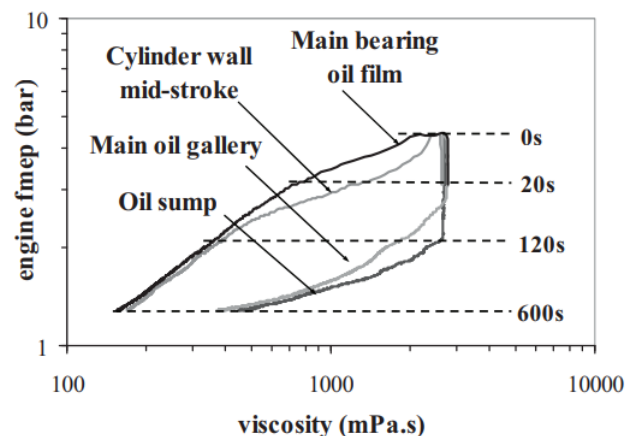


Figura 15 – Tabela dos limites operacionais de teste.

Fonte: (TELEDYNE INDUSTRIES, INC., 1989, Tabela XVI)

5.1.9 Presença de partículas no Óleo

Para o bom funcionamento do motor é ideal que o óleo esteja limpo e sem partículas ou borra. A presença destes corpos no lubrificante gera riscos de entupimento das galerias, alterações em sua viscosidade, danos a engrenagens e rolamentos.

Motores à reação, como a linha PT6A da fabricante Pratt & Whitney Canada, usualmente apresentam um equipamento denominado *chip detector* que alerta o operador da presença de limalha no óleo do motor. Esse dispositivo não é comum em motores à pistão,

portanto estão vulneráveis ao desgaste causado por partículas de metal do próprio motor, travamentos ou quebra das engrenagens em voo.

O monitoramento de partículas no óleo seria benéfico para manutenções antecipadas a fim de evitar maiores desgastes dos componentes.

5.1.10 Estado das válvulas de *bypass* e alívio

Como mencionado na seção 4.5 as linhas de lubrificação do motor contam com válvulas de *bypass* e de alívio. O monitoramento do estado dessas válvulas tem potencial de servir como indicador de problemas no sistema de lubrificação ou nas válvulas em si.

No cenário em que a temperatura do óleo está elevada e a válvula de *bypass* não está na posição que permita o resfriamento do óleo, tem-se um indício de defeito na própria válvula. Enquanto no caso em que permita o resfriamento e a temperatura continue a subir, tem-se uma forte indicação de uma obstrução da linha ou mesmo dano no radiador. Analogamente tem-se a mesma análise para a pressão do óleo e a válvula de alívio.

Correlacionar o estado das válvulas com demais variáveis como temperatura e pressão do óleo permite fazer análises mais elaboradas de como está o funcionamento do sistema e resolver cenários em que exista uma ambiguidade do que pode estar causando problemas.

5.1.11 Tensão nas Velas

Para a correta produção da centelha de ignição, que salta do eletrodo central para o eletrodo aterrado 16, é necessário que a tensão na vela seja capaz de vencer a rigidez dielétrica do ambiente do cilindro. Tais valores são elevados e estão entre 20 e 30 kV (KIRKPATRICK, 2020, Capítulo 7) a depender do fabricante, visto que a rigidez do ar pode chegar a 30 kV/cm (RUPTURA..., s.d.).

Uma tensão baixa pode ser incapaz de realizar a ignição, o que pode acarretar problemas como excesso de combustível no próximo ciclo do motor, diluição do combustível no óleo ou descarte de combustível pelo escapamento o que aumenta a possibilidade de ignição em locais inapropriados e gera riscos para a operação.

Em contrapartida, uma tensão elevada pode danificar permanentemente os eletrodos da vela e torná-la inoperante. Isso gera depósitos de carvão no cilindro, compromete o rendimento do motor e aumenta os esforços no pistão e virabrequim devido à ignições em momentos incorretos do ciclo.

5.1.12 Tensão da Bateria

A bateria alimenta eletricamente todos os sistemas elétricos do avião enquanto o alternador não estiver em funcionamento. Como o dispositivo aqui proposto fará parte desse

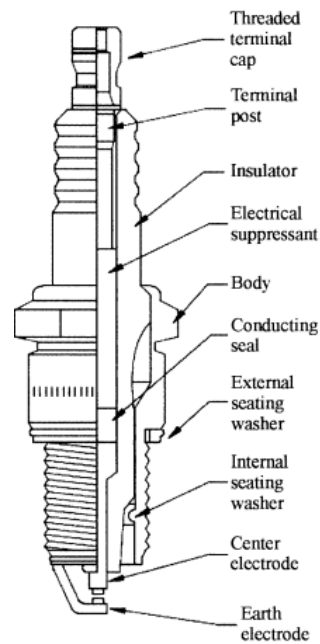


Figura 16 – Ilustração da construção de uma vela de ignição.

Fonte: (ATKINS, 2009, Fig 6.1)

sistema, o estado e saúde da bateria se tornam particularmente relevantes. Além disso, a bateria é fundamental para o motor de partida e, assim como discutido em 4.8, a operação inadequada desse componente apresenta potencial de danificar o motor durante a partida.

Como benefício extra, tem-se que o monitoramento da bateria garante que esteja sempre operando em condições adequadas e caso ocorra uma pane no motor toda a instrumentação do avião será mantida operacional.

5.1.13 Tensão no Regulador

O alternador de uma aeronave produz tensão alternada durante a rotação do motor, no entanto, os equipamentos elétricos e eletrônicos da aeronave trabalham com corrente contínua, com tensões de 12V ou 24V para aeronaves de pequeno e médio porte. Portanto, para seu correto funcionamento o regulador de tensão deve estabilizar e retificar a tensão em torno destes valores. Uma tensão acima do especificado pode danificar os equipamentos enquanto uma tensão baixa pode fazer com que não operem devidamente, o que torna a operação arriscada.

Monitorar o regulador de tensão pode evidenciar uma necessidade de troca antes do momento planejado, o que pode evitar acidentes derivados de uma pane elétrica.

5.1.14 Corrente do Alternador

A tensão e corrente no alternador estão relacionadas, porém a corrente pode evidenciar outros problemas além dos indicados ao se monitorar apenas a tensão. Um equipamento danificado ou uma fuga de corrente entre o polo positivo e o negativo no sistema elétrico DC da aeronave podem elevar a demanda de corrente do alternador para níveis fora da sua capacidade de operação. Dado que a potência elétrica produzida pelo alternador depende da potência mecânica empregada no mesmo, o excesso de corrente pode levar a um comportamento errático do equipamento.

5.1.15 Corrente do Motor de Partida

Como pode ser visto em (HUGHES; DRURY, 2019, equação 3.7), o torque produzido pelo motor de partida é diretamente proporcional à corrente fornecida pela bateria. Na partida de um motor à pistão as primeiras etapas de admissão e compressão são proporcionadas exclusivamente pelo motor elétrico, dessa forma esse precisa ser capaz de realizar um giro completo do virabrequim e comprimir o combustível o suficiente para a etapa de ignição.

Alterações expressivas nos valores nominais de corrente solicitada pelo motor são indícios de que há algum problema. A corrente elevada indica que o motor está exercendo uma força maior que o normal para uma partida e isso pode ser devido a um atrito excessivo nos componentes, problemas nos rolamentos e engrenagens, trinca ou bloqueio dos pistões. Além disso, a demanda de corrente maior que os níveis tolerados pela bateria podem não só descarregá-la como danificá-la. Por outro lado, uma corrente inferior aos valores nominais é indicativo de problema no próprio motor de partida ou na bateria.

Sem o monitoramento dessa variável, a aeronave pode ser inadvertidamente mantida em operação nessas condições até que uma falha grave ocorra.

5.1.16 Temporização do Magneto

Para obter o melhor rendimento do motor, o momento de ignição deve estar em sincronia com a abertura e fechamento das válvulas de admissão e exaustão. Para que se tenha a compressão e mistura correta do combustível e do ar a temporização do magneto deve estar correta.

Caso haja uma assincronia a possibilidade de problemas semelhantes aos apresentados em 5.1.11 aumenta devido a ignição tardia ou antecipada.

5.1.17 Pressão no Coletor de Admissão

Na maior parte dos aviões agrícolas de pequeno porte a mistura do combustível é controlada pelo piloto e depende da posição do manete e fluxo de ar para dentro do motor.

A quantidade de ar que passa pela válvula de admissão é diretamente proporcional à pressão no coletor, portanto, esta pressão influencia a mistura do combustível.

A potência do motor, pode ser afetada, por fatores fora do controle do operador. Monitorar a variação de pressão pode ajudar na análise do comportamento do motor durante o voo e solucionar ambiguidades com relação aos motivos para perda de potência na máquina.

5.1.18 Pressão no Coletor de Escape

Para a correta exaustão dos gases o coletor de escape deve estar desobstruído e sua pressão deve ser inferior à pressão interna do cilindro. Caso esteja demasiadamente elevada pode fazer com que parte dos gases da exaustão permaneça no cilindro ou fazer com que retornem para dentro do cilindro após o fim da mesma. A permanência dos gases da exaustão no cilindro prejudica a mistura do combustível, eleva a temperatura do motor, compromete a etapa de ignição.

5.1.19 Concentração de Oxigênio no Ar Admitido

A concentração adequada de oxigênio leva à melhor queima do combustível e a chamada mistura estequiométrica, neste ponto há a menor exaustão de monóxido de carbono. Esta variável contribui também para o monitoramento da composição da mistura do combustível além do parâmetro ambiental supracitado ([JIRI VÁVRA IVAN BORTEL, 2017](#)).

5.1.20 Concentração de Oxigênio na Exaustão

De maneira análoga à concentração de oxigênio no ar admitido esta variável pode contribuir para monitorar a mistura de combustível no motor e qualidade da combustão ao se comparar a concentração desse elemento no gás antes e depois da queima.

5.1.21 Emissões Acústicas do Motor

Utilizar as emissões acústicas para monitoramento de máquinas e processos é uma técnica promissora para identificação de falhas provocadas pela fadiga e estresse mecânico em um material. Esse tipo de medição diferencia-se por promover um método não invasivo assim como apresentado em ([L. BARELLI * G. BIDINI, 2008](#)). Trazer esse tipo de medição para uma aeronave agrícola possibilitaria prever falhas como o surgimento de trincas antes que comprometam a operação do motor.

5.1.22 Altitude

A altitude em que um avião voa afeta diversos parâmetros, como pressão atmosférica, densidade e temperatura do ar, além da disponibilidade de oxigênio. Isso tem impacto no

funcionamento interno do motor de diferentes formas. Por exemplo, na mistura de ar e combustível no sistema de injeção, pois a concentração de oxigênio foi alterada. A redução da temperatura pode impactar negativamente a queima de combustível e um resfriamento excessivo dos componentes pode fazer com que o motor não opere na temperatura ideal (KIRKPATRICK, 2020).

A queda na pressão atmosférica pode alterar o fluxo de escape no sistema de exaustão, já que esse depende, entre outros fatores, das diferenças de pressão entre a atmosfera e o interior do coletor (STERKENBURG; WANG, 2022). A velocidade de rotação do motor também é influenciada pela densidade do ar, já que a medida que a altura aumenta existem menos moléculas no ar para serem empurradas pela hélice o que faz com que sofra menos resistência e produza menos empuxo, dessa forma torna-se necessário aumentar a velocidade da hélice ou então o ângulo da pá.

Em geral, identifica-se que diferentes parâmetros do avião variam de acordo com a altitude. Portanto, correlacionar a altura do voo com outras variáveis coletadas pode ajudar a justificar tendências ou comportamentos apresentados pelos dados, como também auxiliar na distinção entre um comportamento de falha ou apenas alterações provocadas pela altitude.

5.1.23 Tempo de Voo

O tempo de operação do motor, ou seja, quantas horas de voo possui, é um parâmetro amplamente utilizado para determinar manutenções, trocas de peças e inspeções. O comportamento natural da máquina é se desgastar conforme é utilizada e a partir de um certo tempo alguns componentes precisam ser substituídos ou reformados. Utilizar o dispositivo proposto neste trabalho para registrar o tempo de operação do motor em si e o tempo de voo de componentes específicos, permite a melhor compreensão dos desgastes observados e contextualização dos dados das variáveis coletadas.

Também é importante ressaltar que no meio agrícola o processo de registrar as horas é comumente feito de forma manual. Assim, o quão confiável são os registros depende do operador do avião ou dos mecânicos. Esses dados podem ser facilmente perdidos, esquecidos ou descartados. Logo, fazer essa atividade de forma automatizada também traz o benefício de torná-la mais confiável.

5.1.24 Vibrações

Vibrações em determinados pontos também tem potencial de fornecer informações sobre a saúde do motor (L. BARELLI * G. BIDINI, 2008). Em um sistema mecânico com diversos componentes móveis, como é o caso do motor a combustão, tem-se a interação das peças de forma cíclica conforme o motor rotaciona seu eixo. Essas interações irão causar vibrações que se propagam por todo o sistema. As vibrações têm padrões e frequências

características relacionadas ao funcionamento normal da aeronave, mas também podem ser causadas ou modificadas por diversos fatores. A exemplo tem-se: desequilíbrio de massas, desalinhamento de componentes, folgas excessivas, desgaste mecânico de peças, combustão mal-sucedida, vazamentos.

Vibrações excessivas podem afetar o desempenho e a vida útil da máquina e seus componentes, em contrapartida, podem ser utilizadas para detectar problemas e prevenir falhas. Ao medir as vibrações do motor em diferentes condições de operação, é possível detectar anomalias e identificar os possíveis problemas antes que se tornem graves.

5.1.25 Torque

O torque desempenhado pelo eixo da aeronave é outro exemplo de variável que é influenciada direta e indiretamente conforme os sistemas do motor operam. É um dos mensurando mais importante nos testes de bancada feitos nos motores de aeronaves (ATKINS, 2009) e serve principalmente como forma de avaliar o desempenho geral dos motores em diferentes condições de operação. Isso acontece, pois, o torque e a potência do motor têm uma relação direta, então quaisquer anomalias no torque são também indicativos de um potencial problema em algum componente do motor que causa a perda de desempenho.

Compreender como está o desempenho da máquina ao longo do voo é uma forma de saber se o motor está funcionando como esperado. Seja um problema de temporização das válvulas, de mistura de combustível, temperatura dos cilindros ou de pressão do óleo, o torque será afetado o que o torna um indicador de que existe uma falha.

5.2 Variáveis Seleccionadas

Por esse trabalho se tratar de apenas uma elaboração inicial do dispositivo de aquisição de dados, existem certos compromissos entre o quão abrangente é a solução apresentada e o quão profunda é a execução do projeto. As forças limitadoras encontradas durante o trabalho foram o tempo para desenvolvimento, restrições legislativas, custo financeiro e a disponibilidade de ferramentas. Dessa forma, não é possível contemplar todos os parâmetros com potencial de gerar informações relevantes para análise de dados ou complementar informações ambíguas no motor.

Com esse cenário, a temperatura do cabeçote do cilindro foi selecionada como variável de teste para essa primeira versão do DAQ. Esta variável já é medida usualmente em motores de avião, e é feita por um termopar encaixado no topo do cilindro. Dessa forma se relaciona as temperaturas dos pistões 5.1.1 e monitora a temperatura dos cilindros durante a operação do motor. A escolha desse mensurando trás o benefício de não tornar necessário a realização de intervenções na construção do motor ou seus componentes, pois o motor já contém o local apropriado para encaixar os sensores.

Foram utilizados termopares homologados próprios para motores de avião para medir essa variável. Contudo, os termopares utilizados neste trabalho foram coletados de uma aeronave que estava fora de operação e não estavam calibrados. Dessa forma, foram usados apenas para fornecer uma referência qualitativa para análise dos resultados ao fim do experimento e constatar o funcionamento do DAQ desenvolvido.

6 Ideia de Funcionamento do Produto

Este capítulo descreve como seria a operação do equipamento idealizado pelos autores na situação ideal em que seria possível desenvolvê-lo até o estágio final de produto e não apenas uma elaboração inicial do conceito do dispositivo. O objetivo é definir como o DAQ proposto deveria se comportar e operar. Além disso, criar uma referência que guie os próximos passos do desenvolvimento e sirva de parâmetro para identificar o quão longe ou perto está o dispositivo de sua versão final.

O produto seria uma pequena PCB montada em uma caixa metálica instalada abaixo do assento com uma fina antena externa posicionada em local estratégico na cabine. Os sensores e o dispositivo em si seriam alimentados pela bateria interna do avião por meio de um regulador de tensão na placa. O acionamento do motor de partida seria utilizado como gatilho para que o dispositivo inicie a gravação dos dados, pois a partir deste momento teria-se algo relevante acontecendo com o motor.

Caso não ocorresse o gatilho de gravação de dados o equipamento apenas tentaria se conectar à rede para sincronizar seu relógio e enviar quaisquer arquivos que ainda estivessem armazenados em seu cartão microSD e ainda não tivessem sido enviados. Enquanto a aeronave estivesse em voo, durante sua operação normal, o trabalho do equipamento é exclusivamente ler e armazenar os dados dos diversos sensores adicionados ao motor e dos já existentes na aeronave. A ideia é que, quando pousar e estiver suficientemente próxima do hangar o produto automaticamente se conecte ao servidor e encaminhe os dados coletados. Pode-se também pensar no uso de uma IMU para que soubesse se a aeronave está parada e caso isso ocorresse, retorne ao ciclo de tentar se conectar à rede para enviar arquivos e sincronizar seu relógio.

No produto, seria interessante ter uma bateria reserva para não correr o risco de que ele consumisse excessivamente a bateria do avião durante os momentos em que o motor não está em funcionamento. A ideia de utilizar a IMU e bateria reserva no sistema também ajuda a prevenir que o equipamento deixe de funcionar em uma situação em que se tem uma pane elétrica ou uma parada de motor em voo. Além de outros problemas similares que pudessem interromper o correto funcionamento do DAQ. Ao utilizar a IMU pode-se ter a certeza de que se a aeronave está em movimento é pertinente armazenar seus dados.

Um ciclo normal de operação se daria por:

1. O avião é ligado e o equipamento tenta se conectar à rede
2. Após se conectar, o equipamento checa se tem algum arquivo para enviar, se não houver, apenas sincroniza seu relógio

3. Dada a partida do motor o equipamento grava todos os dados em um cartão microSD
4. Após o pouso e o desligamento da aeronave sua bateria é acionada para que ela se conecte à rede para enviar os dados coletados
5. No caso de uma pane elétrica ou mecânica durante o voo o equipamento continua a gravar enquanto houver bateria

Ao mesmo tempo que tem-se este equipamento em funcionamento no avião é necessário que exista um computador no hangar para executar o servidor que armazenará os dados enviados pelo equipamento. Este computador processa estes dados armazenando-os em um banco de dados de séries temporais. Pode-se optar por um servidor em nuvem no caso de haver internet no hangar ou se for adotada uma estratégia de processamento de dados computacionalmente custosa.

7 Desenvolvimento do Circuito Eletrônico

7.1 Contexto

Neste TG não seria viável desenvolver, imprimir e montar uma placa de circuito impresso (PCB, *Printed Circuit Board*) para cada iteração feita do circuito. Logo, optou-se por realizar o desenvolvimento em uma placa de prototipação (*protoboard*) de 2420 furos, o que deu liberdade para explorar diversos layouts e disposições conforme o circuito aumentava de tamanho e suas estruturas se modificam.

Durante a seleção de componentes optou-se por componentes em suas versões modulares. O que significa que os dispositivos, em geral pequenos e em pacotes do tipo *surface mounted device* (SMD) estão soldados em pequenas PCBs que contém os elementos auxiliares para seu funcionamento como resistores, capacitores, LEDs de status, *jumpers* de seleção e pinos para encaixe em formato amigável para *protoboard*. Essa abordagem permite focar na interação dos componentes e no desenvolvimento do DAQ ao invés das ligações específicas de cada um.

Por fim, nesse estágio de desenvolvimento é de interesse acompanhar o que ocorre a cada instante da operação do dispositivo, portanto para todos eventos e ações executadas foram adicionados no código *logs* de informação, de erro e de alertas. Para isso, o microcontrolador é mantido conectado a um computador por um cabo USB, que por sua vez, alimenta eletricamente todo o circuito.

7.2 Componentes do Dispositivo Proposto

7.2.1 Placa de desenvolvimento ESP32

No papel de microcontrolador, foi utilizada uma placa de desenvolvimento ESP32-DevKitC como pode ser visto no figura 17. Ela é feita com base no ESP32 e disponibiliza uma forma mais prática de interagir com o ESP. A placa contém 32 pinos de entrada e saída de propósito geral, ponte USB para UART, porta micro-usb, regulador de tensão para alimentação em 5V, e antena wi-fi de 2.4GHz a 2.5GHz.

7.2.2 ADC ADS1115

O ADS1115 foi escolhido entre outras opções de conversor analógico-digital principalmente por apresentar um bom custo-benefício, disponibilidade de compra, boa resolução,



Figura 17 – Placa de desenvolvimento ESP32-DevKitC.

Fonte: Espressif

referencial de tensão integrado e calibrado de fábrica e operação de leituras em modo diferencial. A motivação para o uso de um ADC externo no lugar do ADC integrado do ESP se dá, entre outros fatores, devido ao alto erro de não linearidade dos ADCs do microcontrolador, além da falta de garantia de regulagem da tensão de referência da placa de desenvolvimento, pois diferentes fabricantes adotam diferentes padrões para suas placas.

Outras vantagens do ADS são seu tamanho extremamente compacto e seu amplificador de instrumentação integrado com ganho ajustável, em inglês *programmable gain amplifier* (PGA). Em especial para o DAQ deste trabalho, essa característica é extremamente relevante pois o amplificador de instrumentação apresenta alta impedância de entrada, o que reduz erros causados por correntes no circuito do termopar, além de que os baixos valores de tensão do termopar podem ser amplificados corretamente com o uso do PGA.

As demais características do ADS1115 são que possui multiplexação para leitura em quatro entradas: A0, A1, A2 e A3. Com elas é possível realizar leituras diretas, ou seja, a diferença de potencial entre a entrada e o *ground* ou realizar leituras diferenciais entre duas entradas. Isso o torna extremamente conveniente para a leitura de termopares. Por fim, conta com um registrador de 16 bits para o armazenamento dos valores lidos em complemento de dois. Isto permite que sejam detectados valores brutos (*RAW*) de 32768 a -32768. Para converter esses valores para a escala em milivolts, deve-se utilizar a equação 7.1. Por fim, o ADS1115 conta com uma interface de comunicação I2C o que torna fácil sua integração com uma vasta gama de microcontroladores.

$$v = \frac{F_{SR}}{2^{15}} r \quad (7.1)$$

Nesta equação, r corresponde ao valor lido pelo ADS, F_{SR} representa a faixa de valores para o qual o ADS1115 foi programado para ler, enquanto 2^{15} é a resolução máxima já desconsiderando o bit de sinal do complemento de dois.

7.2.3 RTC DS3231

Nesta aplicação, o *real time clock* (RTC) DS3231 (EXTREMELY..., 2015) serve para manter um registro do tempo mesmo entre ciclos de energização e desenergização do microcontrolador. O ESP, embora possua um relógio embutido, sempre que é desenergizado, perde o referencial e passa a contar a passagem do tempo como nanossegundos desde sua inicialização.

Ao se utilizar o DS3231, pode-se fazer com que sempre que o micro for iniciado, seja feita a sincronização do relógio interno do ESP com o valor mantido no RTC. Dessa forma, tem-se um referencial de tempo confiável e completo para os *timestamps* das leituras dos sensores, mesmo que nunca se conecte o DAQ a internet. O módulo com DS3231 possui interface I2C, o que facilita seu uso; tem um relógio preciso com baixo *drift* de tempo e sua memória é mantida por uma pilha recarregável do tipo moeda.

7.2.4 LM35

O LM35 é um sensor de temperatura bastante simples de ser utilizado. Vem calibrado de fábrica para escala de temperatura em graus Celsius e a leitura de seus valores pode ser feita ao conectar sua saída diretamente à porta de leitura analógica de um ADC. Este sensor conta com boa acurácia e baixo índice de não-linearidade.

Além das vantagens citadas, o LM35 tem um preço baixo, é fácil de ser encontrado para venda no mercado e está disponível em uma gama de pacotes de diferentes tamanhos, como pode ser possível observar na figura 18. Portanto, no momento, pode-se utilizar sua versão em pacote LP, mas na hipotética construção de um produto final, utilizar a versão SOIC. A motivação desse sensor é usá-lo como elemento para correção da temperatura da junta fria do termopar.

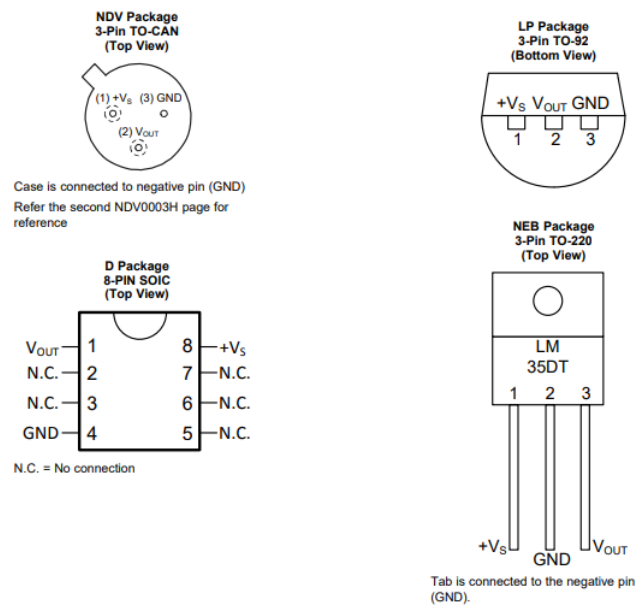


Figura 18 – Pacotes LM35.

Fonte: (LM35..., 1999, p. 3)

A única ressalva acerca deste sensor é o fato de precisar ser alimentado com tensões superiores ao que o ESP32 trabalha. Para isso, em um produto final seria necessário usar um regulador de tensão à parte para alimentá-lo.

7.2.5 Termopar tipo K

Para realizar a leitura da temperatura se faz necessário a seleção de algum tipo de sensor. Do ponto de vista de instrumentação de temperatura, os sensores mais comuns são termopares e termoresistências. Dado que o DAQ proposto visa monitorar parâmetros do motor sem realizar nenhuma alteração nas estruturas ou nas partes funcionais do avião, não seria prudente selecionar sensores que já não fossem utilizados nas aeronaves. Dessa forma, optou-se por termopares do tipo K.

O termopar tipo K é o tipo mais comumente utilizado em motores aeronáuticos, isso se deve, entre outros fatores, a sua capacidade de resistir a altas temperaturas em torno de 1200°C e sua resistência a atmosferas oxidantes (OMEGA ENGINEERING, 2023). Os termopares são rosqueados diretamente na superfície metálica do motor, figura 21, e tem um encapsulamento que isola eletricamente o elemento sensor. Portanto é evitada interferência na medida causada por *ground loops*.

Para que fosse possível realizar a leitura das baixas tensões geradas pelo termopar, foi necessário que ambos os terminais do sensor estivessem acima de uma tensão mínima de leitura do AD1115 chamada de *full-scale input voltage range* (ULTRA-SMALL..., 2009). Para isto foi utilizada uma técnica de **biasing** (WU, 2018) no sinal do termopar. Como pode

ser visto no diagrama de circuito da figura 19, foi posicionado um resistor R de $10M\Omega$ que conecta o lado positivo do termopar à tensão de 3,3V e outro resistor idêntico que conecta o lado negativo do termopar ao 0V, desta forma os valores gerados pelo termopar oscilam em torno de 1,75V e no caso de um rompimento ou desconexão do termopar a medida é lida como uma tensão de 3,3V, o que traz o bônus de permitir identificar rompimento de termopar (WU, 2018).

7.2.6 Filtro Anti-Aliasing

O filtro anti-aliasing montado para a leitura dos termopares teve como base o *datasheet* do próprio ADS1115. Foi montado um filtro passivo RC diferencial com base nos cálculos apresentados em (ULTRA-SMALL..., 2009, página 38) onde:

$$f_c = 64Hz$$

$$C_{Diff} = 2,2\mu F$$

$$(R_1 + R_2 = 1130,36\Omega)$$

A frequência de corte foi determinada a partir da frequência de leitura programada para no ADS1115, devido ao fato dos termopares utilizados terem tempo de resposta lento, foi seguida a recomendação do *datasheet* de montar um filtro com frequência de corte idêntica a frequência de envio de dados do circuito.

O filtro tem a atenuação teórica de $-3dB$ para qualquer frequência acima do valor de 64Hz. A atenuação real pode ser posteriormente verificada no teste apresentado no capítulo 9. Foram selecionados capacitores de $0,22\mu F$ para o filtro de modo comum, em acordo com a especificação do *datasheet*, que requisita que sejam 10 vezes menores que o capacitor do filtro diferencial. Por fim, o filtro foi posicionado nas portas de entrada do ADS1115 e conectado ao termopar como mostrado no circuito da figura 19.

7.3 Circuito Final

A figura 19 apresenta um diagrama simplificado do circuito de filtragem implementado, que contém quatro filtros e seus respectivos termopares e resistores de *biasing*. Na figura 20 é apresentado a montagem em *protoboard* do DAQ elaborado e que foi usado nos testes discutidos na seção 9. Nela estão contidos quatro filtros anti-aliasing, quatro termopares, um LM35, três ADS1115, um DS3231, um conector para cartão microSD e um ESP32-DevKitC.

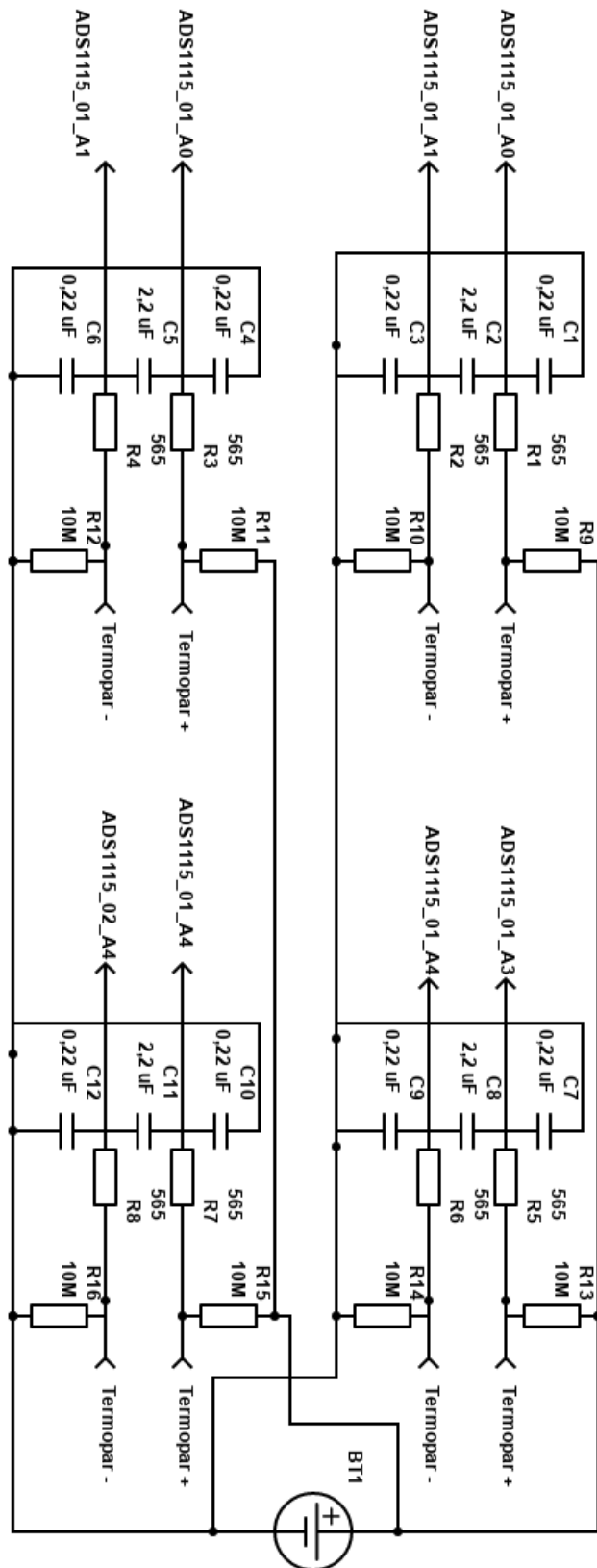


Figura 19 – Diagrama dos termopares e filtros.

Fonte: autor (2023)

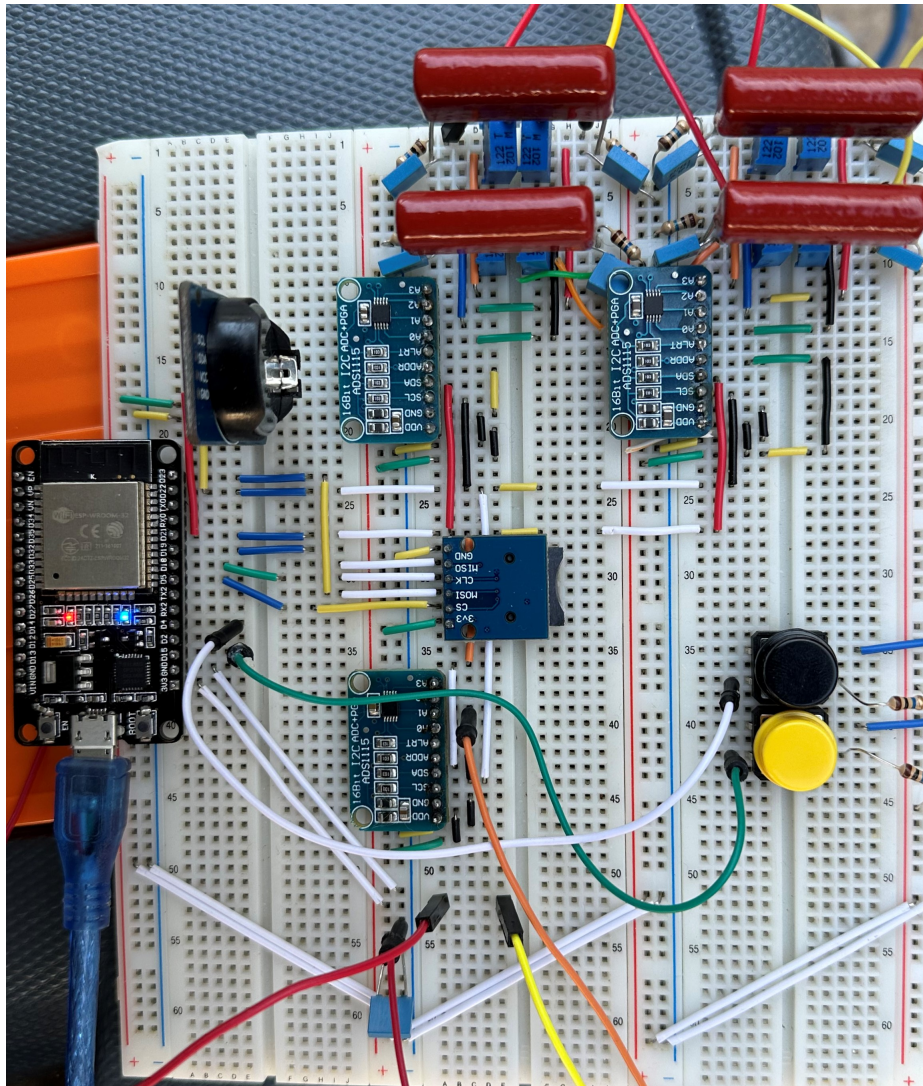


Figura 20 – Montagem em *protoboard* do dispositivo.

Fonte: autor (2023)



Figura 21 – Montagem de termopar no cilindro do avião.

Fonte: autor (2023)

8 Desenvolvimento do Programa

No desenvolvimento deste TG grande parte dos esforços foi concentrada na elaboração e validação do *software* embarcado. Além do *firmware*, também foi desenvolvido o código para o servidor responsável por receber os dados obtidos pelo DAQ. Nas seções a seguir o funcionamento desses será apresentado em mais detalhes.

8.1 Contexto

Todo o código embarcado foi feito com a linguagem de programação C. Para isso utilizou-se o *Espressif IoT Development Framework* (ESP-IDF), que se trata do *framework* oficial desenvolvido, mantido e distribuído pela Espressif Systems para os seus microcontroladores, no caso deste projeto, o microcontrolador ESP32.

As ideias e lógicas de programação feitas são genéricas e podem ser implementadas para diferentes tipos microcontroladores que não sejam fabricados pela Espressif, porém a implementação específica do código utiliza *drivers*, funções e estruturas fornecidas pelo ESP-IDF. Caso outro controlador fosse selecionado, precisariam ser adaptadas para os *frameworks* próprios desses ou então criadas, caso não existam. Programar o ESP32 com o seu *framework* nativo é, de certa forma, um desafio maior em relação a outras alternativas consideradas mais amigáveis como Arduíno IDE (KARL SÖDERBY, 2023) ou MicroPython (DAMIEN P. GEORGE, 2014-2023).

Contudo, essa escolha traz benefícios como: compreender em maior detalhe o que acontece no processador e no código; permitir acesso direto as interfaces de baixo nível do microcontrolador e seus periféricos; entregar melhor performance, pois as funções são feitas pela própria Espressif com as particularidades do ESP em mente. Outro ganho que se tem é a vasta quantidade de recursos como componentes, bibliotecas e *drivers*. Por fim, também se tem maior flexibilidade dado que o IDF não é um *framework* que impõem uma forma de programação que deve ser seguida.

Em conjunto com o *firmware* do microcontrolador foi desenvolvido o código para o servidor receptor de dados. Esse foi feito com a linguagem de programação Python e durante os testes foi executado por um computador qualquer. A escolha de Python foi feita devido a familiaridade dos autores com a linguagem e também por permitir um desenvolvimento rápido.

A escolha por um servidor em máquina na rede local foi feita deliberadamente pelos autores. O sistema poderia ser adaptado para operar em um servidor remoto ou na nuvem, porém isso exigiria conexão com a internet, o que foi evitado por não sempre ser a realidade

dos hangares e fazendas. Cabe ressaltar que não foi implementado a integração do servidor com o banco de dados de séries temporais, os dados são armazenados na máquina local em uma estrutura de arquivos igual ao apresentado na figura 24.

8.2 Firmware

A utilização do freeRTOS é parte importante da definição da forma como o programa foi construído. As principais ações executadas pelo sistema são divididas em tarefas que ocorrem ao mesmo tempo de forma concorrente e também paralela, já que o microcontrolador usado possui dois núcleos.

Para organização e separação de responsabilidades do programa, o código está distribuído em mais de um arquivo e com a estrutura da figura 22. Dessa forma, tem-se um arquivo chamado *main.c* que desempenha a função de arquivo principal e que utiliza os recursos implementados nos demais arquivos, que desempenham o papel de componentes.

Na árvore de estrutura de código apresentada na figura 22, além de *main*, os componentes do código desenvolvidos pelos autores são *ads_sensor*, *my_buttons*, *sd_card*, *wifi_sta*. Os demais elementos do diretório *components* vem da biblioteca ESP_IDF_LIB (UNCLERUS, 2023). O funcionamento do código pode ser melhor descrito se for dividido em partes.

8.2.1 Leitura de Sensores

Para a leitura dos sensores, deve-se a princípio inicializar e configurar o periférico para uso da interface do protocolo I2C do ESP32. O motivo é que, como explicado em 7.2, todos os valores analógicos dos sensores são lidos com o ADS1115 descrito na seção 7.2.2 e a comunicação com esse dispositivo é feita através do barramento I2C.

Após isso são criadas estruturas batizadas de *ads* referentes a cada ADS1115 físico que se deseja adicionar no circuito. Essa estrutura contém o endereço I2C do dispositivo, a taxa de amostragem desejada e o modo de operação. Um exemplo pode ser visto no trecho de código a seguir.

```
1 ads1 = ads_create(ADS111X_ADDR_GND , ADS111X_DATA_RATE_64 ,  
    ADS111X_MODE_SINGLE_SHOT) ;
```

O próximo passo é criar a representação dos sensores que estão montados no circuito físico e definir suas configurações como: o nome do sensor, o id identificador, a qual ADS1115 e a qual das entradas do ADS está conectado, qual a faixa de tensão esperada para a saída desse sensor e por fim qual o intervalo desejado entre leituras. A faixa de tensão serve para ajustar o ganho do amplificador operacional interno do ADS1115 e o tempo mínimo entre

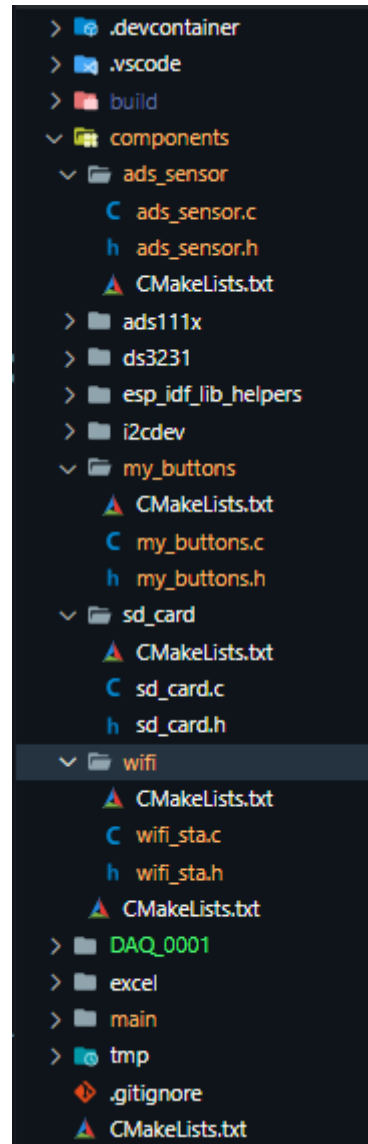


Figura 22 – Estrutura do projeto.

Fonte: Produzido pelos autores

leituras do sensor foi definido para 200ms. Um exemplo pode ser visto no trecho de código a seguir:

```
1 ads_sensor* themocouple_1 =  
    ads_sensor_create("termo1", THERMOCOUPLE_1, ads1,  
        ADS111X_GAIN_0V256, ADS111X_MUX_0_1, MIN_READ_TIME);
```

Com todos os sensores configurados são criadas *tasks* suspensas do freeRTOS. Cada sensor opera em uma tarefa separada de forma que possam ser executadas de forma concorrente em um dos núcleos do controlador, de acordo com os intervalos de tempo configurados. As *tasks* se mantêm em estado de suspensão até que um sinal externo, na forma de inter-

rupção de *software*, comande que as leituras iniciem. No caso da elaboração inicial do DAQ proposto, esse sinal é emitido ao apertar um botão, mas poderia ser associado a qualquer outro evento.

Com as leituras iniciadas, cada período de leitura definido pelo sensor o valor lido, juntamente com o id do sensor e o *timestamp* da leitura, são adicionados em uma fila para que a tarefa responsável por registrar esses dados possa acessá-los. O valor lido é sempre um inteiro de 16 bits que não é manipulado de forma a fazer a tarefa ser executada o mais rápido possível e não ocupar o núcleo. O id do sensor é adicionado à fila para que não sejam misturadas leituras de sensores distintos. O tipo de *timestamp* escolhido para este trabalho é o Epoch Unix *Timestamp* em microssegundos, isso permite que o valor de uma medida seja atrelado a um ponto absoluto no tempo com ano, mês, dia, data, hora, segundo e microssegundo. O trecho de código a seguir apresenta esse processo:

```

1 while(1){
2     space_available = uxQueueSpacesAvailable(sensor_data_queue);
3     if (!space_available){
4         ESP_LOGW(TAG_TC, "Queue Full, data will be lost");
5     }
6     else{
7         read_sensor(sensor);
8         xStatus = xQueueSend(sensor_data_queue, &sensor,
9                               pdMS_TO_TICKS(20));
10        if (xStatus == errQUEUE_FULL){
11            ESP_LOGW(TAG_TC, "Queue full");
12        }else if(xStatus != pdPASS){
13            ESP_LOGW(TAG_TC, "Could not send data to queue");
14        }
15        ESP_LOGI(TAG_TC, "Sent data to Queue: [%u] %d - %llu",
16                  sensor->id, sensor->value, sensor->timestamp);
17    }
18    vTaskDelay(pdMS_TO_TICKS(sensor->time_between_reads));
19 }

```

O fluxograma da figura 23 apresenta uma versão simplificada dos processos realizados no fluxo de leituras de sensores. Para fins de validação, o programa pode operar no modo *FAKE_READ_SENSORS*, nele pode-se criar sensores virtuais que emulam o funcionamento e tempo de leitura dos sensores reais. Com isso é possível validar o comportamento do código em diferentes situações mesmo sem possuir todos os sensores. O funcionamento foi testado com até 20 sensores com intervalo de leitura de 200ms, nenhum comportamento anômalo foi detectado.

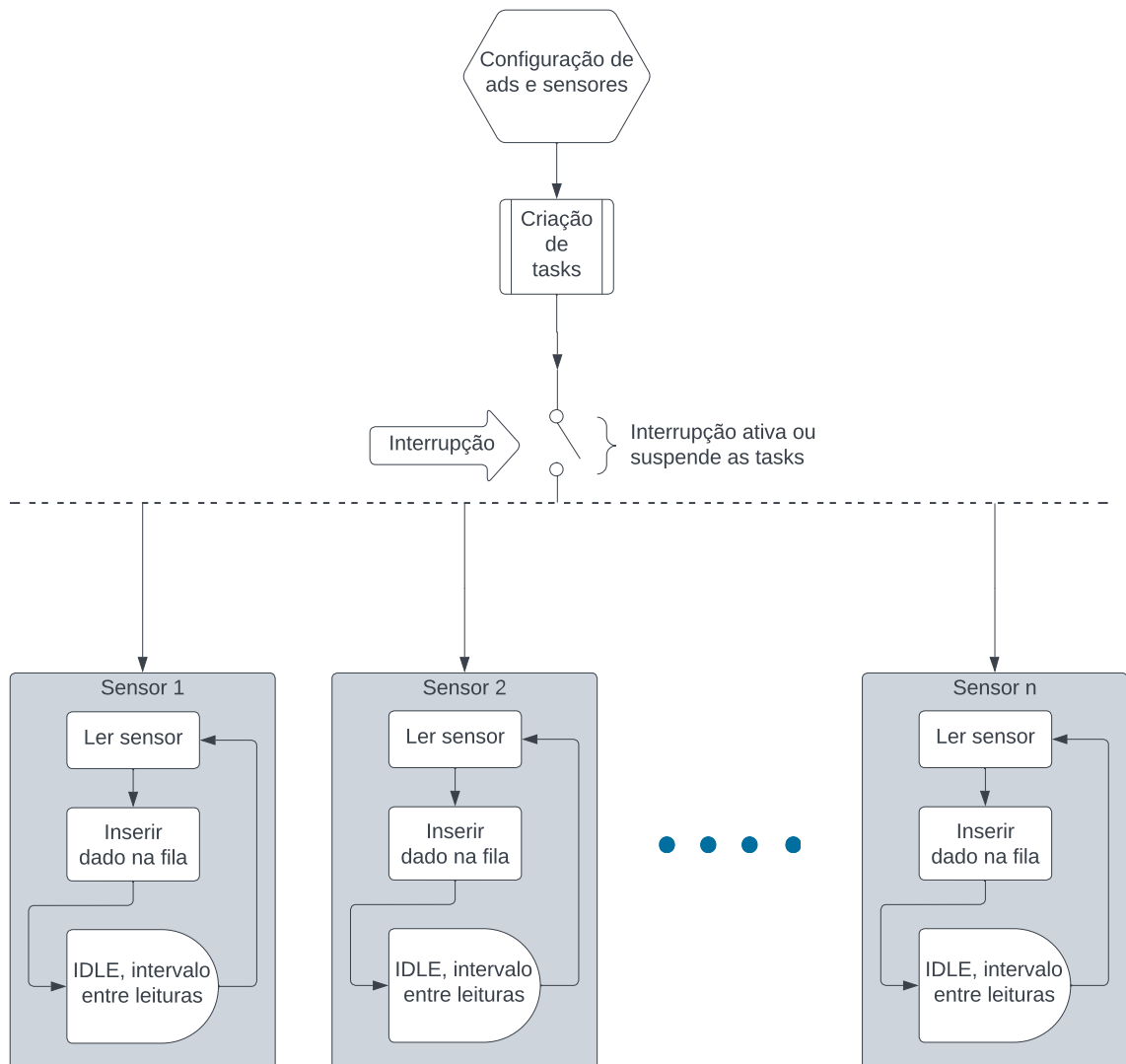


Figura 23 – fluxo simplificado de leituras de sensores.

Fonte: Produzido pelos autores

8.2.2 Armazenamento de Dados

Outra parte do código é o armazenamento de dados. Estão implementadas diferentes formas de fazer o registro. É possível definir para que sejam salvos diretamente no cartão micro SD, enviá-los diretamente para o servidor ou então fazer ambos ao mesmo tempo. A operação padrão do *firmware* é o registro apenas no micro SD.

O código começa uma tarefa chamada *task_init_and_check_sd_storage* responsável por inicializar, configurar e monitorar o cartão. Primeiro é feita a configuração do periférico e do barramento responsável pela comunicação SPI entre o microcontrolador e o cartão micro SD. Após isso, é feito o processo chamado montagem do sistema de arquivos, o que

significa estabelecer uma conexão com o cartão e verificar a estrutura do sistema de arquivos presente nele. Isso envolve a identificação do tipo de sistema de arquivos usado, nesse caso FAT32, e a leitura das informações de diretórios e arquivos disponíveis, bem como definição do chamado *mounting point*.

Uma vez que o sistema de arquivos é montado com sucesso, o ESP pode acessar os arquivos e diretórios presentes no cartão SD como se estivessem presentes no próprio sistema de arquivos do microcontrolador. Isso permite que o ESP32 leia arquivos, grave novos dados ou realize operações de manipulação de arquivos por meio das funções da biblioteca padrão da linguagem C. Essa tarefa é executada em intervalos regulares com o objetivo de verificar a integridade da comunicação com o cartão e identificar se o mesmo foi removido enquanto o sistema está ligado, caso isso aconteça um alerta é gerado.

Com esse processo concluído, é inicializada a tarefa de registro de dados. Independente do modo de operação configurado, ela aguarda por tempo indeterminado até que ocorra a inserção de um dado na fila. Isso significa que, enquanto os sensores não realizarem leituras, o agendador do FreeRTOS mantém a tarefa em *idle*.

Quando uma leitura é realizada e o dado colocado na fila, a tarefa é retomada e imediatamente extrai os dados da fila enquanto houver dados. O imediatismo se deve ao fato da *task* ocorrer em paralelo com a leitura dos sensores, em um núcleo separado. Com as informações necessárias extraídas, a tarefa formata a *string* com *id*, *valor* e *timestamp* separados por vírgula. Por fim, escreva essa *string* no arquivo adequado.

A criação dos arquivos e diretórios de armazenamento dos dados ocorre sempre que um sinal externo comanda o início das leituras. A estrutura de diretórios segue o padrão da figura 24.

O diretório raiz refere-se ao identificador do dispositivo. Esse identificador serve para diferenciar os diferentes dispositivos DAQ presentes na mesma rede. Além disso, não permite que os dados se misturem nos cenários em que se tenha diversos dispositivos enviando informações para um mesmo servidor ao mesmo tempo.

Os subdiretórios imediatamente abaixo da raiz são nomeados referente a data em que foi dado o início das leituras, no formato ano/mês/dia. Dentro dele estão subdiretórios nomeados de acordo com os nomes dos sensores lidos. Por fim, tem-se os arquivos cujos nomes referem-se ao horário, minuto e segundo do início das medições. Em um mesmo dia, todo início e parada nas leituras resulta na criação de um novo arquivo para cada sensor.

O fluxograma da figura 25 apresenta uma versão simplificada dos processos realizados no fluxo de armazenamento de dados. No modo de operação alternativo, a diferença é que a informação extraída da fila é empacotada e enviada diretamente para o servidor por meio de um *socket* TCP sem ser armazenada localmente pelo ESP.

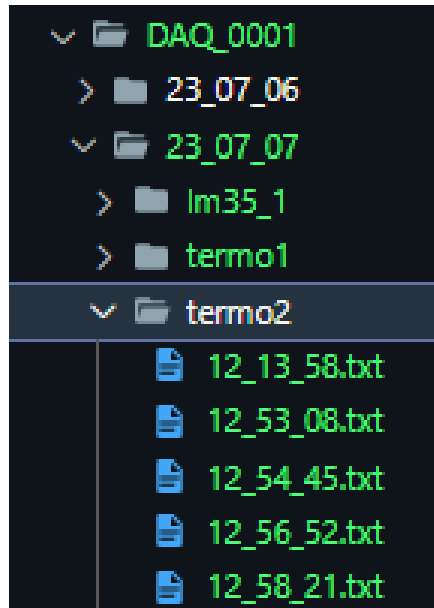


Figura 24 – Estrutura padrão dos diretórios.

Fonte: Produzido pelos autores

8.2.3 Conectividade

A conectividade do DAQ em código funciona da seguinte maneira: o programa começa uma tarefa que inicializa e configura todos os *drivers* necessários para ativar e utilizar o módulo wifi em modo *station*, o que significa irá se conectar a um *access point*. Após isso, o sistema busca a rede cuja senha e SSID, que é o nome da rede, foram configurados no ESP32. Caso encontre, tenta conectar-se e, se tiver sucesso, receberá do roteador um endereço IP e máscara de sub-rede.

Com um IP atribuído, o microcontrolador passa a enviar regularmente um *broadcast* UDP para todos os dispositivos na sub-rede e aguarda uma resposta. O servidor ao receber a requisição por meio desse *broadcast*, envia seu IP para o microcontrolador. Agora, em posse da informação do IP do servidor, o DAQ pode estabelecer uma conexão por meio de um *socket* TCP. Com esse caminho estabelecido, o controlador e servidor podem se comunicar e trocar dados conforme demandar a aplicação. Por fim, o que ocorre é dado um sinal externo, o programa escaneia o cartão SD em busca de arquivos que não tenham sido enviados e os transmite para o servidor.

Em conjunto com essa sequência de passos, ocorrem verificações de estado da conexão entre o DAQ e o servidor ou entre o DAQ e a rede. Caso ocorra perda de conexão as ações de contingência adequadas são tomadas. Exemplos de ações são: tentar se conectar novamente ao wifi, testar intensidade do sinal wifi e avisar caso esteja fraco, enviar novamente o *broadcast* UDP em caso de *timeout* de resposta do servidor e restabelecer o *socket* TCP automaticamente.

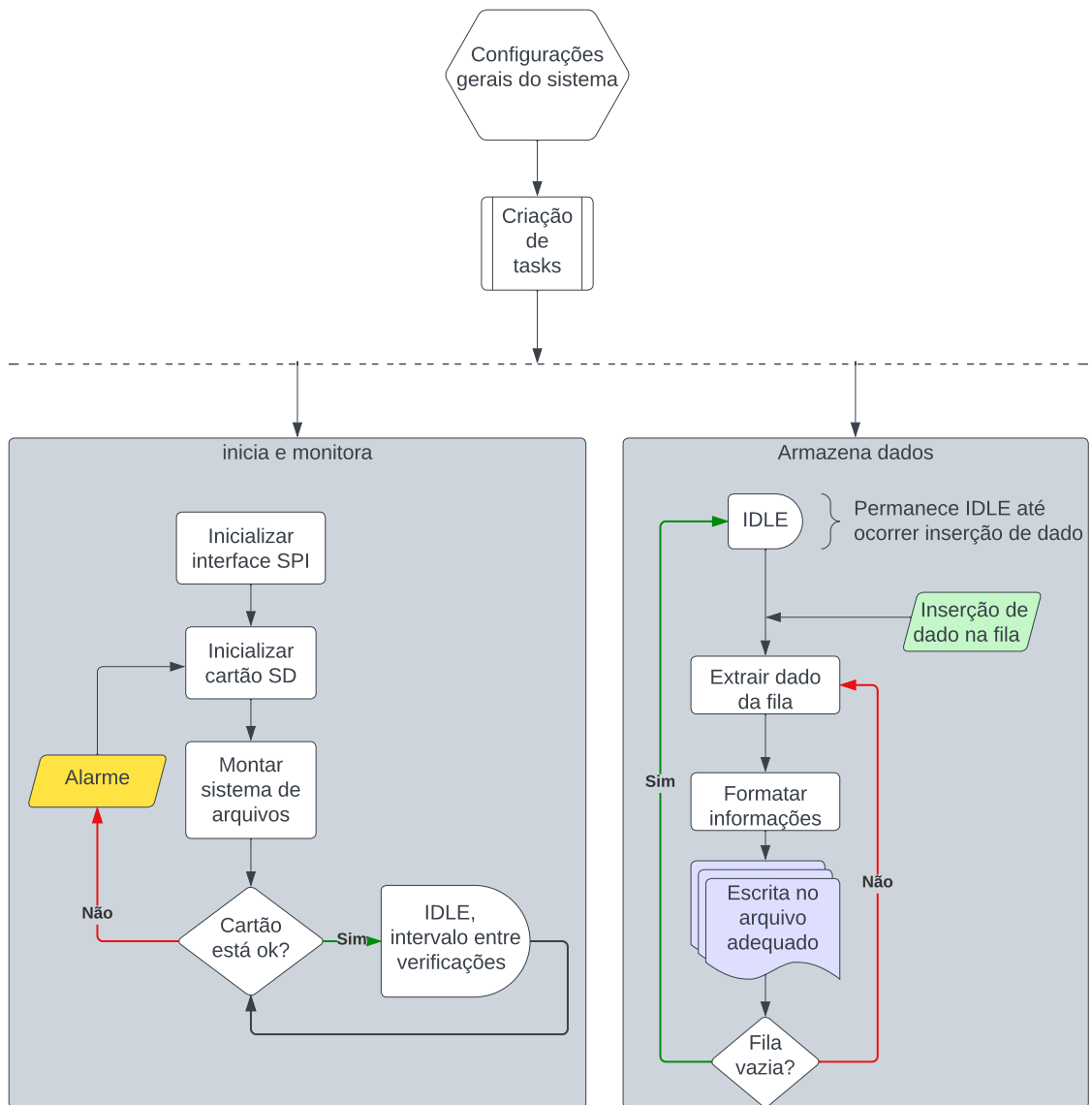


Figura 25 – Fluxo simplificado de armazenamento de dados.

Fonte: Produzido pelos autores

Outro serviço implementado no programa é a sincronização automática do horário DS3231. Quando o wifi é conectado, inicia-se um cliente SNTP para requisição do horário correto, se existir conexão com a internet, o relógio do ESP e o RTC serão sincronizados com o horário correto de forma automática. O que garante que os *timestamps* estejam sempre corretamente referenciados. O fluxograma da figura 27 apresenta uma versão simplificada do sistema de conectividade.

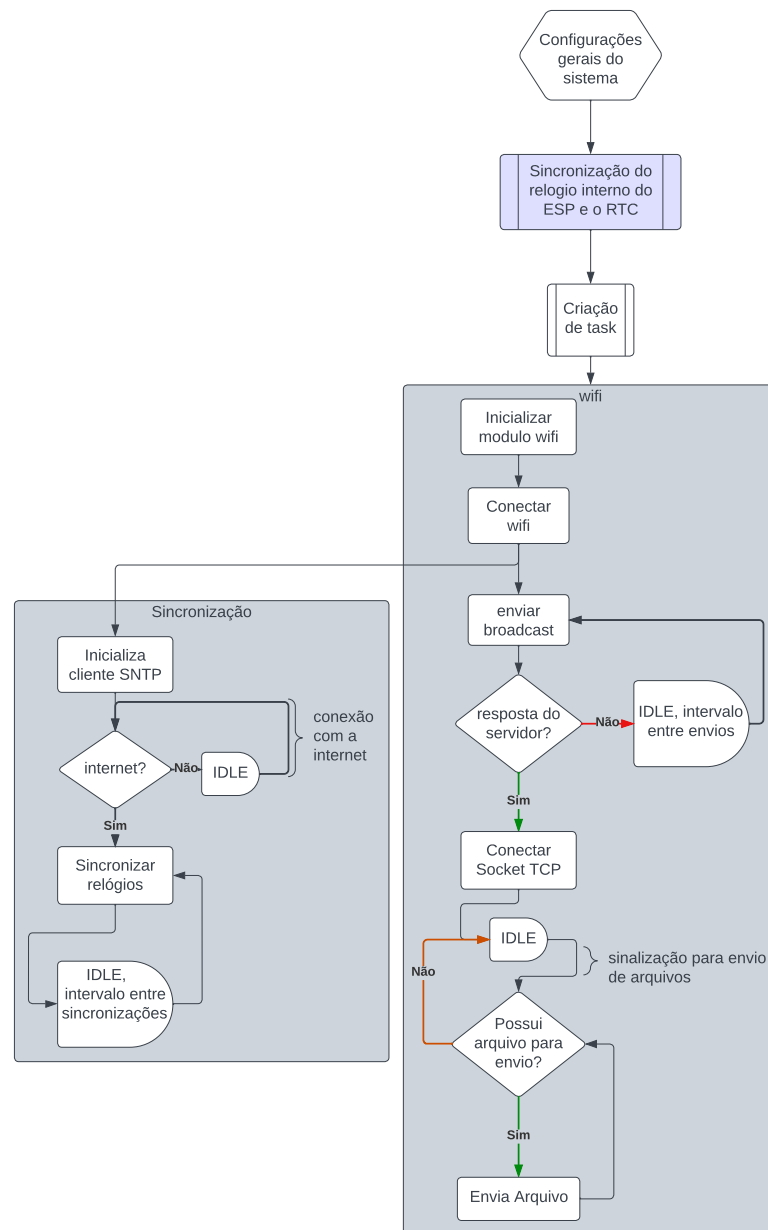


Figura 26 – Fluxo simplificado de conexão com servidor.

Fonte: Produzido pelos autores

8.3 Servidor

O denominado servidor refere-se ao código executado em um computador que esteja na mesma rede que o roteador *wireless* ao qual o ESP se conectará. Ao iniciá-lo passa a escutar requisições UDP vindas de qualquer endereço na sub-rede. Mediante a chegada de uma requisição, o servidor inicia, em uma nova *thread*, um servidor TCP temporário e informa para o IP de origem da requisição, as informações necessárias para que o DAQ se conectem via *socket* TCP.

Quando o DAQ realizar a conexão do *socket*, o servidor deixa de escutar por conexões TCP até que um novo aparelho envie um *broadcast*. Com a conexão estabelecida o servidor e DAQ estão livres para enviar e receber os dados. Caso nenhuma mensagem do tipo *keep-alive* seja recebida pelo servidor em determinado intervalo de tempo, considera-se que o DAQ deixou o hangar e o *socket* é fechado e a *thread* encerrada.

Vale ressaltar que o servidor é capaz de receber dados de mais de um DAQ ao mesmo tempo, pois para cada novo dispositivo criado é criada uma *thread* separada para lidar com a comunicação entre eles. Dessa forma, em um hangar seria possível ter diversos aviões com o dispositivo proposto instalado e apenas um servidor. O fluxograma da figura ?? apresenta uma versão simplificada dos processos feitos pelo servidor.

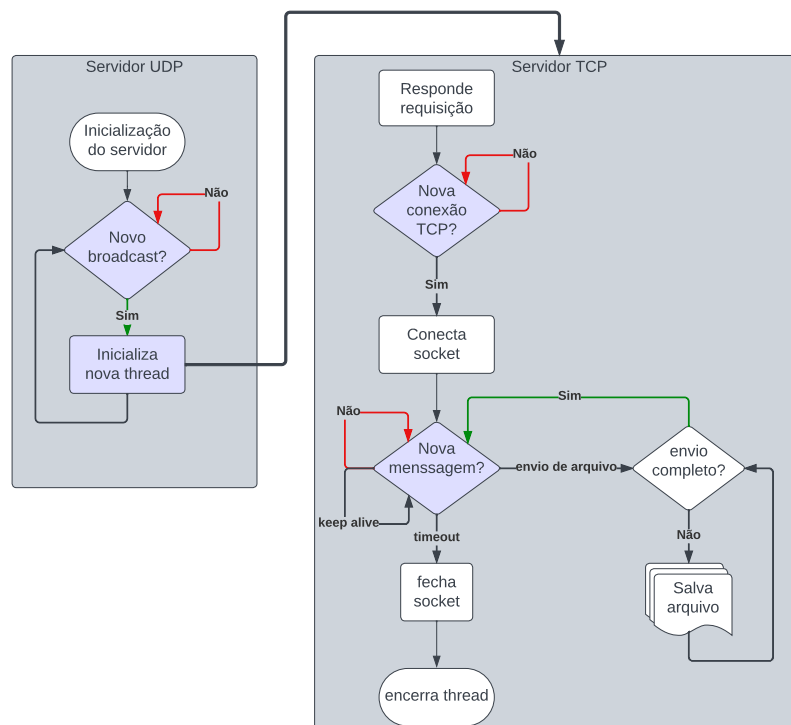


Figura 27 – Fluxo simplificado do servidor.

Fonte: Produzido pelos autores

9 Planejamento e Execução de Testes

Para os testes do DAQ montou-se um circuito com quatro conjuntos de termopar e filtro RC diferencial, um LM35 para medir a temperatura da junta fria do termopar, os conversores analógico-digital ADS1115 e o microcontrolador ESP32. Os testes realizados tiveram como objetivo testar o comportamento dos dispositivos desse circuito tanto isoladamente como em conjunto. No total foram realizados 12 testes com equipamentos em laboratório e dois testes em um avião Cessna 185.

É importante lembrar que não foi possível garantir a calibração do osciloscópio presente no laboratório e do gerador de sinais, portanto uma análise quantitativa dos valores obtidos não seria relevante. A discrepância entre os valores selecionados para o gerador de sinais e a onda gerada pode ser vista nas figuras 31, 30 e 29. Não é possível apontar se a discrepância se dá devido ao osciloscópio ou ao gerador de sinais, portanto, isso não será levado em consideração para a análise de resultados. De toda forma, a frequência da onda se mostrou estável e satisfatória no teste e esse era o dado mais relevante para aferir o comportamento do filtro RC.

Outra observação relevante é que para todos os testes foi utilizado o mesmo termopar e o mesmo filtro, salvo o teste 9 em que foram utilizados dois filtros em paralelo. Esta medida visou mitigar discrepâncias ou comportamentos inesperados no teste, mesmo que não fosse feita análise quantitativa dos valores.

9.1 Teste 1 - Referência

O objetivo do primeiro teste foi checar qual o comportamento do termopar quando colocado em água fria e posteriormente em água quente. O passo a passo do teste foi:

1. Ligar o cabo positivo do termopar ao filtro que estava conectado à porta A0 do ADS1115
2. Ligar o cabo negativo do termopar ao filtro que estava conectado à porta A1 do ADS1115
3. Manter o termopar em água com gelo por 1 minuto enquanto os dados são gravados
4. Ferver 1 litro de água utilizando um ebulidor
5. Desligar o ebulidor e imediatamente remover o termopar da água fria e inseri-lo na água quente por 1 minuto
6. Retirar o termopar da água quente e mantê-lo no ar por 3 minutos.

Com os dados coletados neste foi gerado o gráfico 28 para ser usado como referência para a realização dos outros testes.

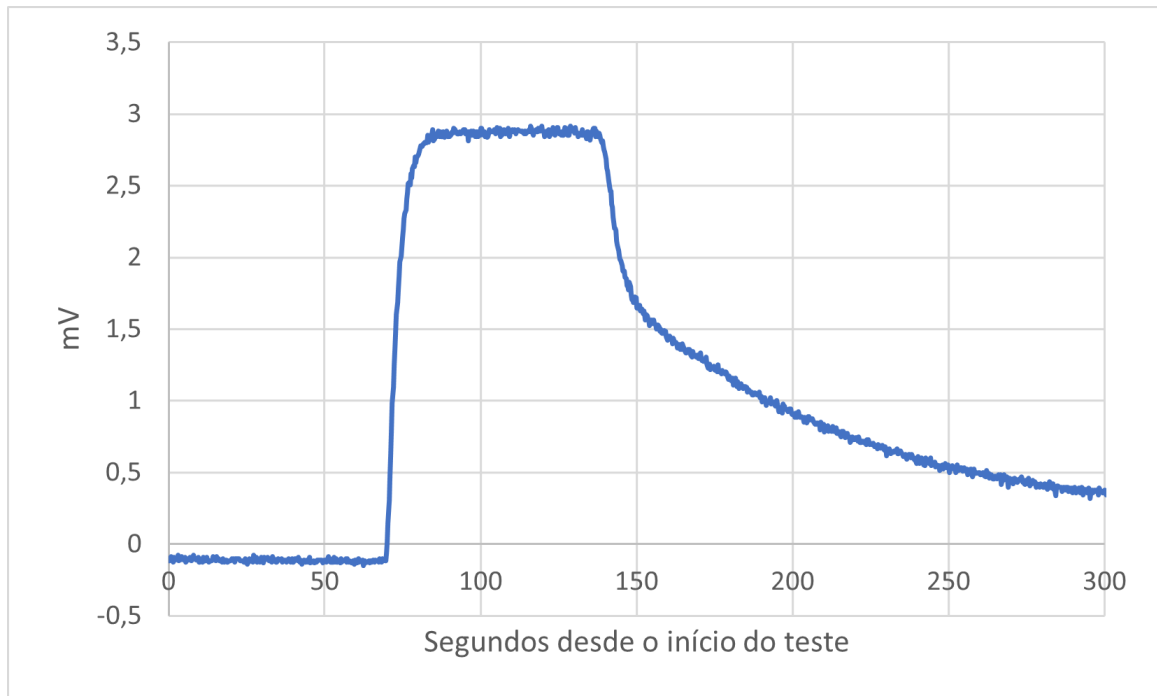


Figura 28 – Resultado do primeiro teste. Referência de resposta esperada do termopar.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

9.2 Testes 2, 3 e 4 - Aplicação de ruído

O objetivo destes testes foi observar o comportamento do filtro e do ADS1115 quando é inserido ruído nos fios do termopar. Neste teste foi utilizado um gerador de sinais para gerar uma onda senoidal que simula um ruído no circuito.

Os sinais utilizados como ruído podem ser vistos respectivamente nas figuras 29, 31 e 30. De um teste para o outro, o único parâmetro modificado no gerador de sinais foi a frequência da senoide.

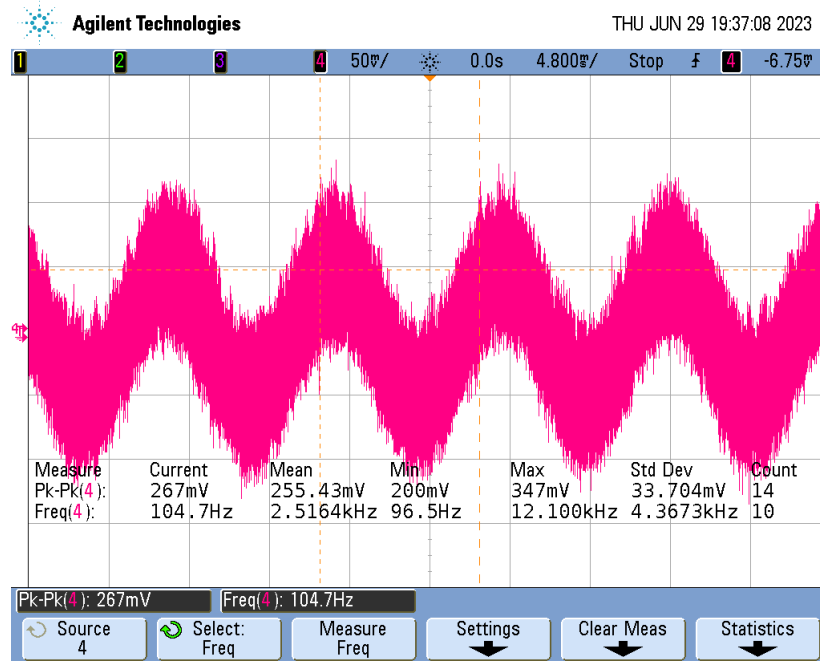


Figura 29 – Sinal senoidal de frequência 100 Hz e amplitude pico a pico de 50 mV.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

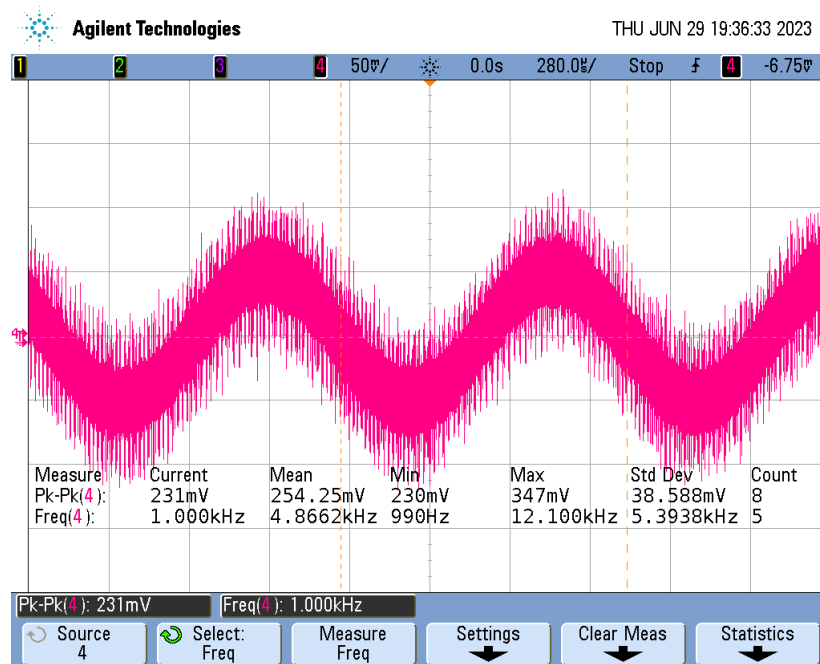


Figura 30 – Sinal senoidal de frequência 1 kHz e amplitude pico a pico de 50 mV.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

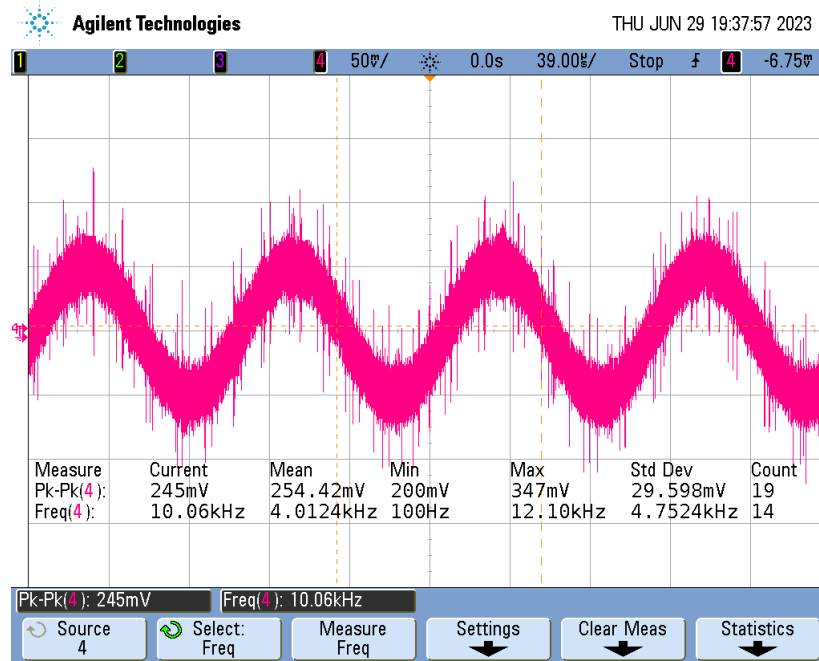


Figura 31 – Sinal senoidal de frequência 10 kHz e amplitude pico a pico de 50 mV.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

O passo a passo deste teste foi:

1. Conectar o cabo positivo do termopar ao filtro que estava conectado à porta A0 do ADS1115
2. Conectar o cabo negativo do termopar ao filtro que estava conectado à porta A1 do ADS1115
3. Conectar ao cabo negativo do termopar o cabo de sinal negativo do gerador de sinais
4. Conectar ao cabo positivo do termopar o cabo de sinal positivo do gerador de sinais
5. Acionar o gerador de sinais com um sinal senoidal de uma frequência determinada e amplitude de 50 mV
6. Manter o termopar em água com gelo por 1 minuto enquanto os dados são gravados
7. Ferver 1 litro de água utilizando um ebulidor
8. Desligar o ebulidor e imediatamente remover o termopar da água fria e inseri-lo na água quente por 1 minuto
9. Retirar o termopar da água quente e mantê-lo no ar por 3 minutos.

Os resultados desses testes podem ser vistos em 32, 33 e 34, respectivamente.

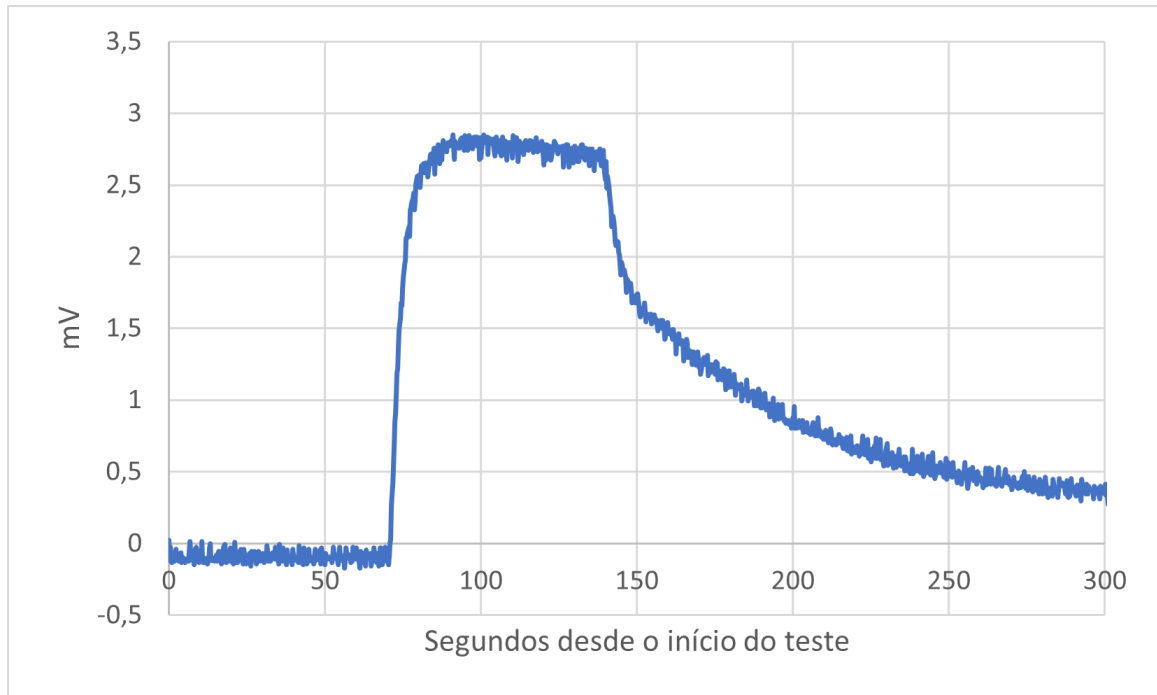


Figura 32 – Resultado do segundo teste. Resposta com ruído de 100Hz aplicado.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

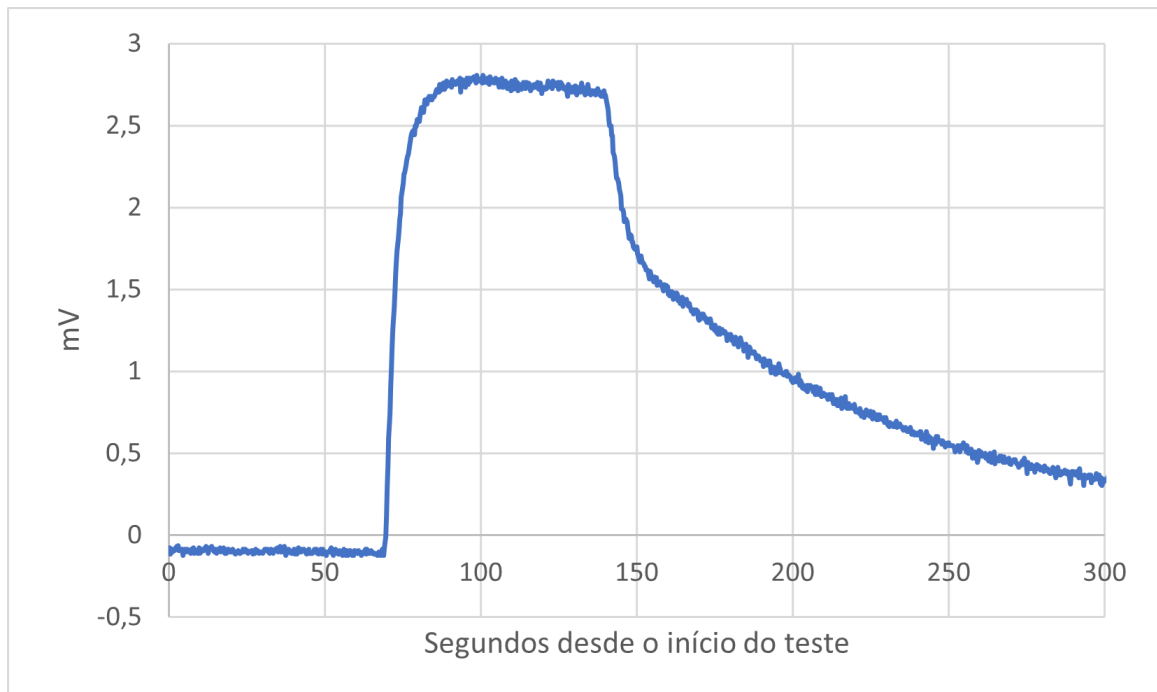


Figura 33 – Resultado do terceiro teste. Resposta com ruído de 1KHz aplicado

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

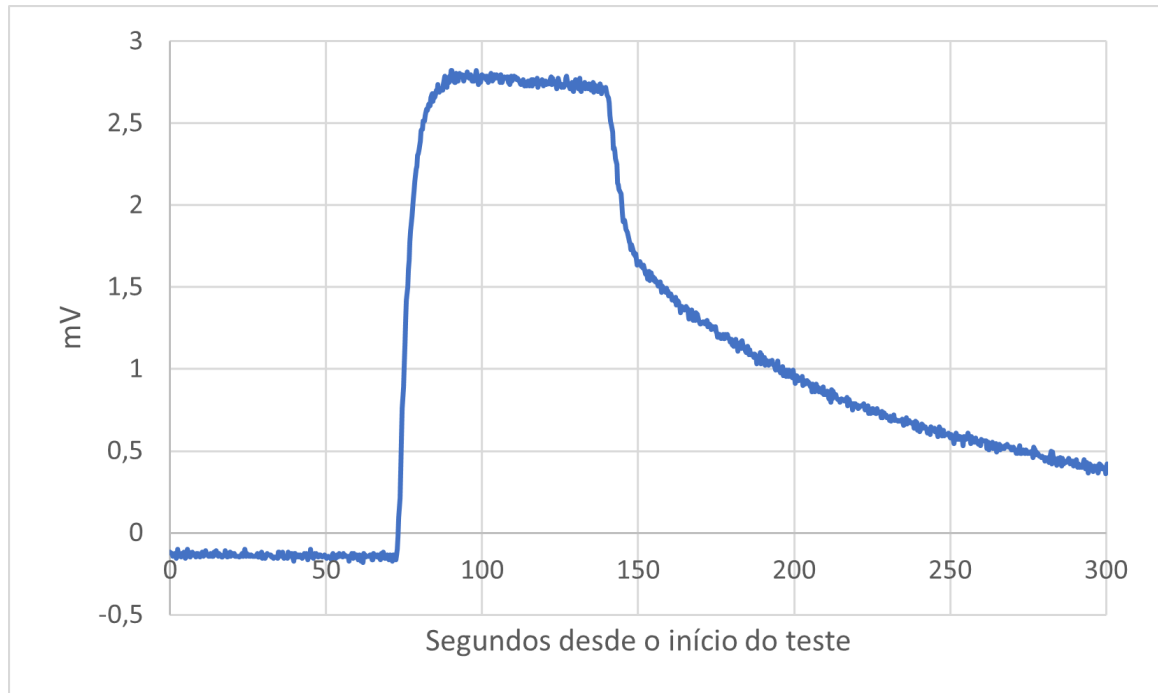


Figura 34 – Resultado do quarto teste. Resposta com ruído de 10KHz aplicado

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

9.3 Testes 5, 6 e 7 - Comportamento sem filtro

O objetivo destes testes foi checar o comportamento do ADS1115 sem o filtro diferencial e observar como o filtro de oversampling do ADS1115 se comportava quando havia ruído nas portas do conversor analógico-digital. Nesses testes foi necessário desmontar o filtro, porém o *biasing* foi mantido.

O passo a passo destes testes foi:

1. Conectar o cabo positivo do termopar ao resistor de *biasing* positivo conectado à porta A0 do ADS1115
2. Conectar o cabo negativo do termopar ao resistor de *biasing* negativo conectado à porta A1 do ADS1115
3. Conectar ao cabo negativo do termopar o cabo de sinal negativo do gerador de sinais
4. Conectar ao cabo positivo do termopar o cabo de sinal positivo do gerador de sinais
5. Acionar o gerador de sinais com um sinal senoidal de uma frequência determinada e amplitude de 50 mV
6. Manter o termopar em água com gelo por 1 minuto enquanto os dados são gravados

7. Ferver 1 litro de água utilizando um ebulidor
8. Desligar o ebulidor e imediatamente remover o termopar da água fria e inseri-lo na água quente por 1 minuto
9. Retirar o termopar da água quente e mantê-lo no ar por 3 minutos.

No quinto teste a frequência utilizada foi de 100Hz, no sexto teste 10KHz e no sétimo teste 1KHz. Os sinais utilizados como ruído podem ser vistos respectivamente em 29, 31 e 30. De um teste para o outro, o único parâmetro modificado no gerador de sinais foi a frequência da senoide. Os gráficos com os sinais gravados pelo DAQ podem ser vistos respectivamente em 35, 36 e 37.

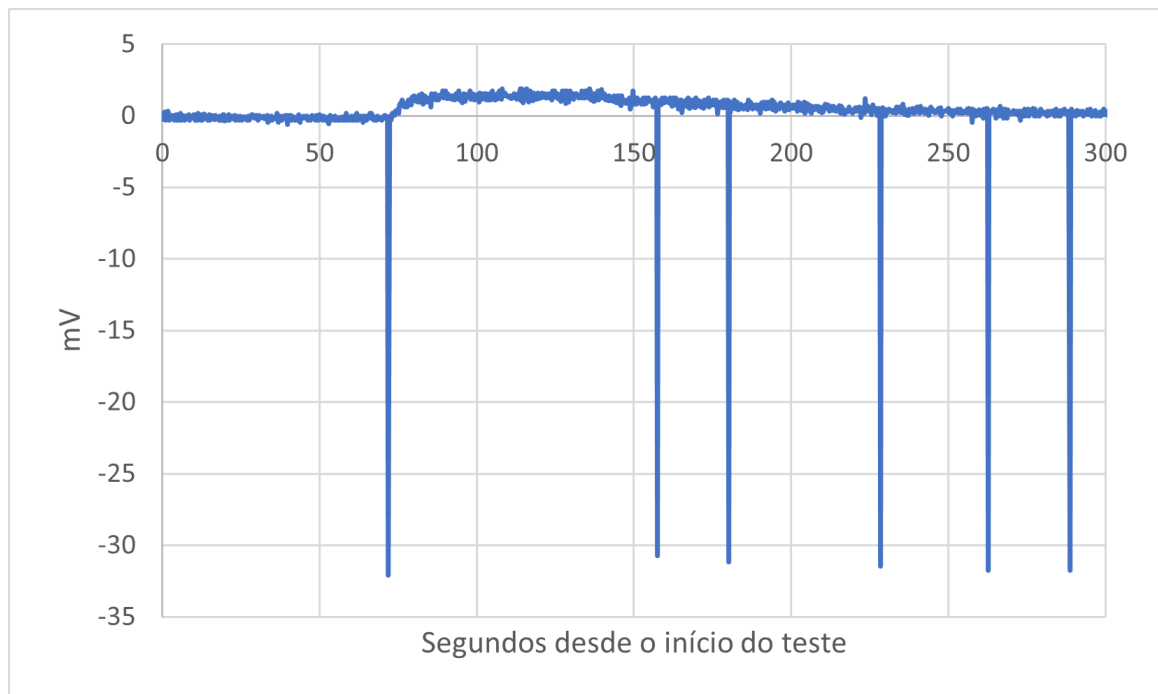


Figura 35 – Resultado do quinto teste. Resposta sem filtro com ruído de 100Hz

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

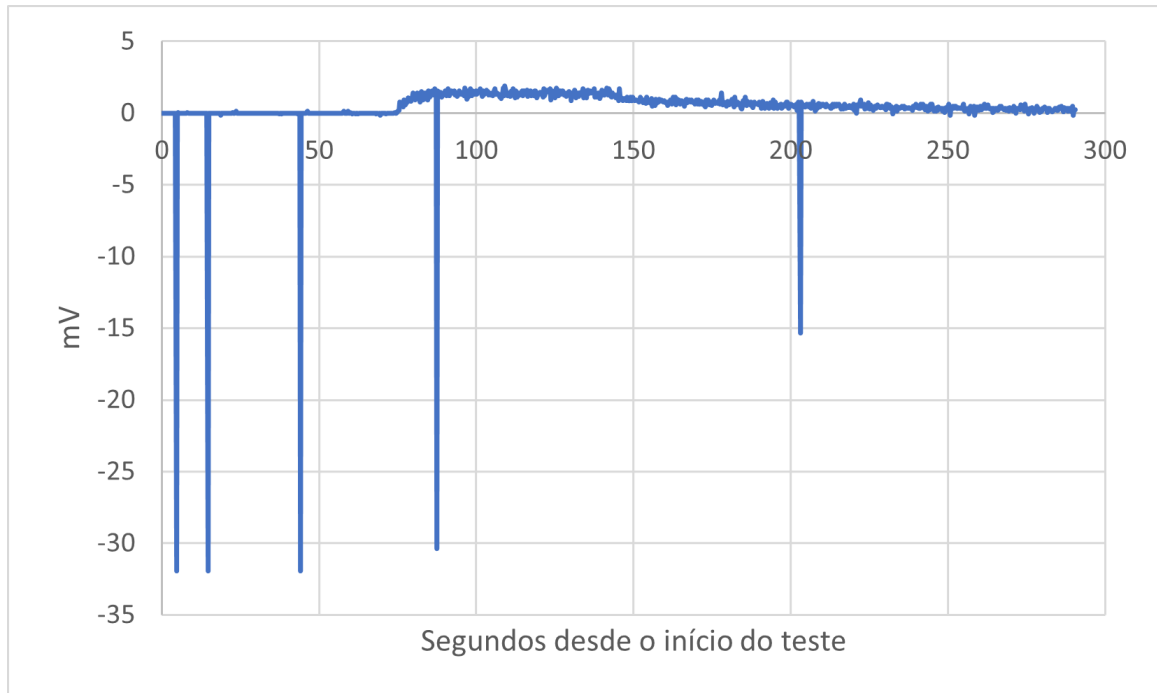


Figura 36 – Resultado do sexto teste. Resposta sem filtro com ruído de 10KHz

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

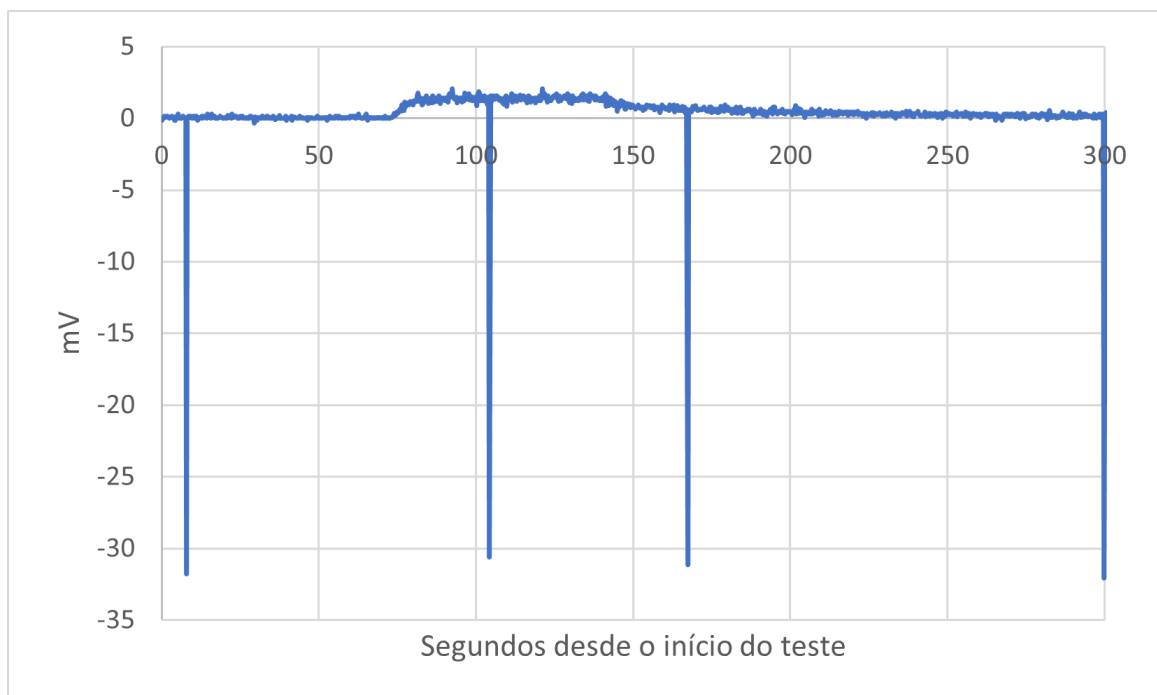


Figura 37 – Resultado do sétimo teste. Resposta sem filtro com ruído de 1KHz

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

9.4 Teste 8 - Comportamento sem filtro referência

O objetivo do oitavo teste foi checar o comportamento do ADS1115 sem o filtro diferencial montado e sem a introdução do sinal simulando o ruído. Isto foi feito para fornecer um comparativo com os testes executados com o ruído e checar quanta distorção poderiam causar.

O passo a passo deste teste foi:

1. Conectar o cabo positivo do termopar ao resistor de *biasing* positivo conectado à porta A0 do ADS1115
2. Conectar o cabo negativo do termopar ao resistor de *biasing* negativo conectado à porta A1 do ADS1115
3. Manter o termopar em água com gelo por 1 minuto enquanto os dados são gravados
4. Ferver 1 litro de água utilizando um ebulidor
5. Desligar o ebulidor e imediatamente inserir o termopar na água quente por 1 minuto
6. Retirar o termopar da água quente e mantê-lo no ar por 3 minutos.

O gráfico com o sinal gravado pode ser visto em 38.

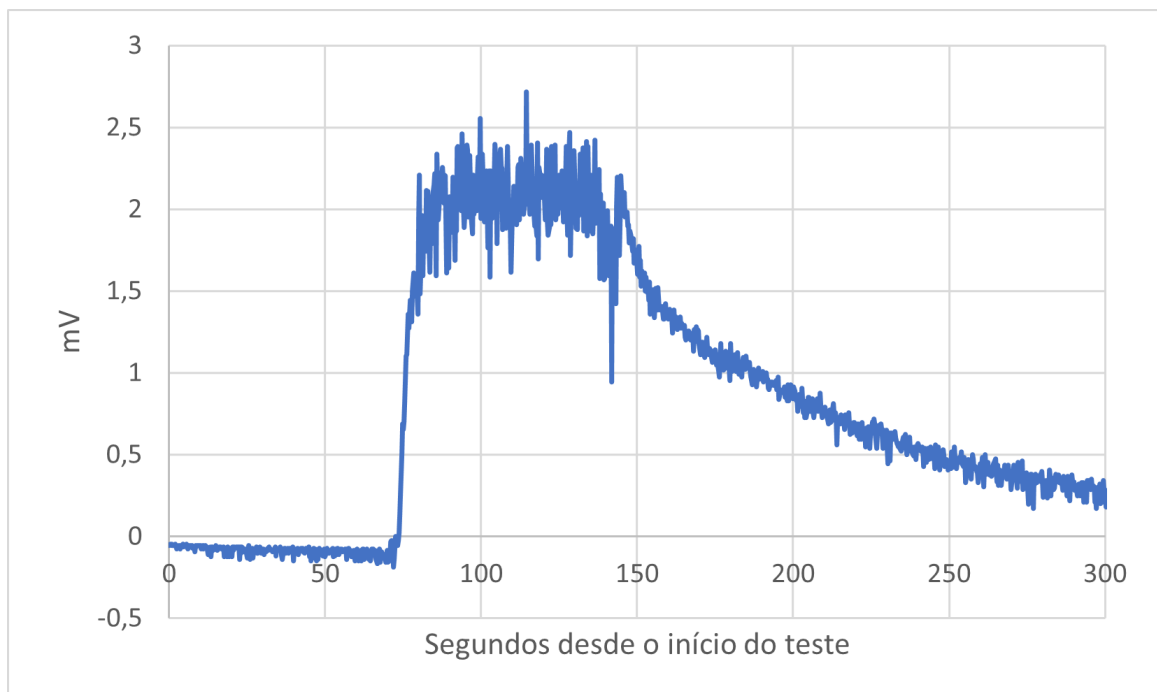


Figura 38 – Resultado do oitavo teste.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

9.5 Teste 9 - Leitura em paralelo

O objetivo do nono teste foi checar o comportamento dos ADS1115 conectados em paralelo. O propósito disso foi verificar o quanto um conversor analógico-digital interferiria na leitura do outro. O interesse nesta verificação se dá pelo fato de que para seguir corretamente a RBAC 95 e dadas as limitações de equipamentos aeronáuticos observadas no apêndice da RBAC 43 (BRASIL, 2021a, Apêndice B), o equipamento (DAQ) a ser produzido não poderia interferir com os outros equipamentos já instalados e homologados na aeronave. Visto que não seria possível acrescentar novos termopares nos cilindros do motor, é necessário fazer a conexão dos sensores existentes em paralelo.

O passo a passo deste teste foi:

1. Conectar o cabo positivo do termopar ao filtro que estava conectado à porta A0 de um dos ADS1115
2. Conectar um jumper ligando o mesmo cabo positivo do termopar à porta A0 do segundo ADS1115
3. Conectar o cabo negativo do termopar ao filtro que estava conectado à porta A1 do ADS1115
4. Conectar um jumper ligando o mesmo cabo negativo do termopar à porta A1 do segundo ADS1115
5. Manter o termopar em água com gelo por 1 minuto enquanto os dados são gravados
6. Ferver 1 litro de água utilizando um ebulidor
7. Desligar o ebulidor e imediatamente inserir o termopar na água quente por 1 minuto
8. Retirar o termopar da água quente e mantê-lo no ar por 3 minutos.

O gráfico com o sinal gravado a partir do primeiro ADS1115 pode ser visto em 39, enquanto os dados gravados a partir do segundo ADS1115 pode ser visto em 40. Um terceiro gráfico composto pela sobreposição dos dois anteriores com opacidade reduzida para melhorar a visualização pode ser visto em 41.

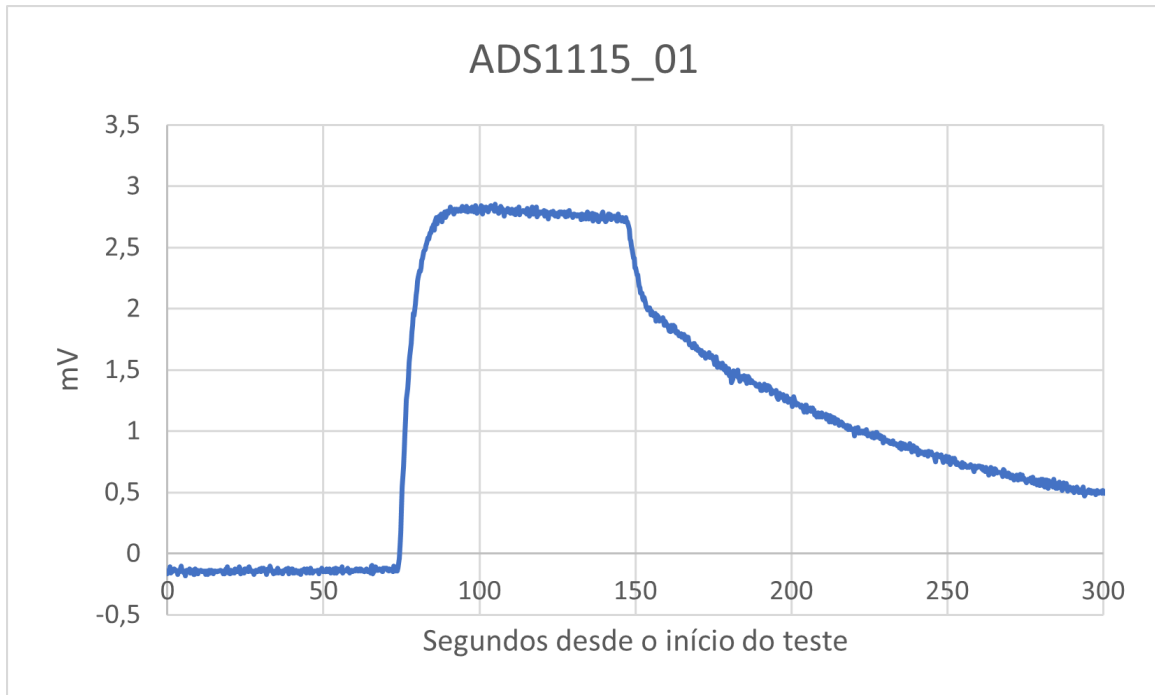


Figura 39 – Resultado do nono teste relativo ao primeiro conversor analógico digital.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

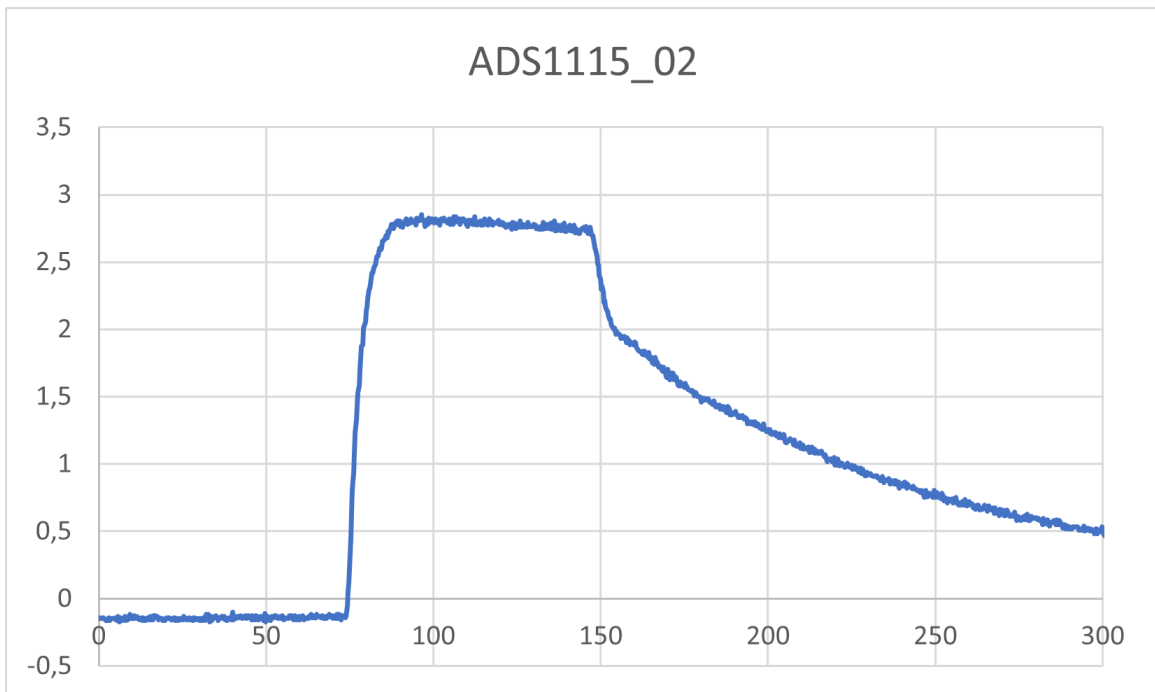


Figura 40 – Resultado do nono teste relativo ao segundo conversor analógico digital.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)



Figura 41 – Resultado do nono teste mostrando a sobreposição dos dois gráficos com transparência.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

9.6 Testes 10, 11 e 12 - Aplicação de ruído em temperatura estável

O propósito destes testes foi fornecer dados para analisar o impacto do ruído com a presença do filtro, porém sem variações causadas pela inserção em água fria ou quente.

O passo a passo deste teste foi:

1. Conectar o cabo positivo do termopar ao filtro que estava conectado à porta A0 de um dos ADS1115
2. Conectar o cabo negativo do termopar ao filtro que estava conectado à porta A1 do ADS1115
3. Conectar ao cabo negativo do termopar o cabo de sinal negativo do gerador de sinais
4. Conectar ao cabo positivo do termopar o cabo de sinal positivo do gerador de sinais
5. Acionar o gerador de sinais com um sinal senoidal de uma frequência determinada e amplitude de 50 mV
6. Manter o termopar no ar por 5 minutos enquanto os dados são gravados.

As frequências utilizadas neste teste foram respectivamente 100Hz, 1KHz e 10KHz. Os dados gerados a partir destes testes podem ser vistos respectivamente em 42, 43 e 44.

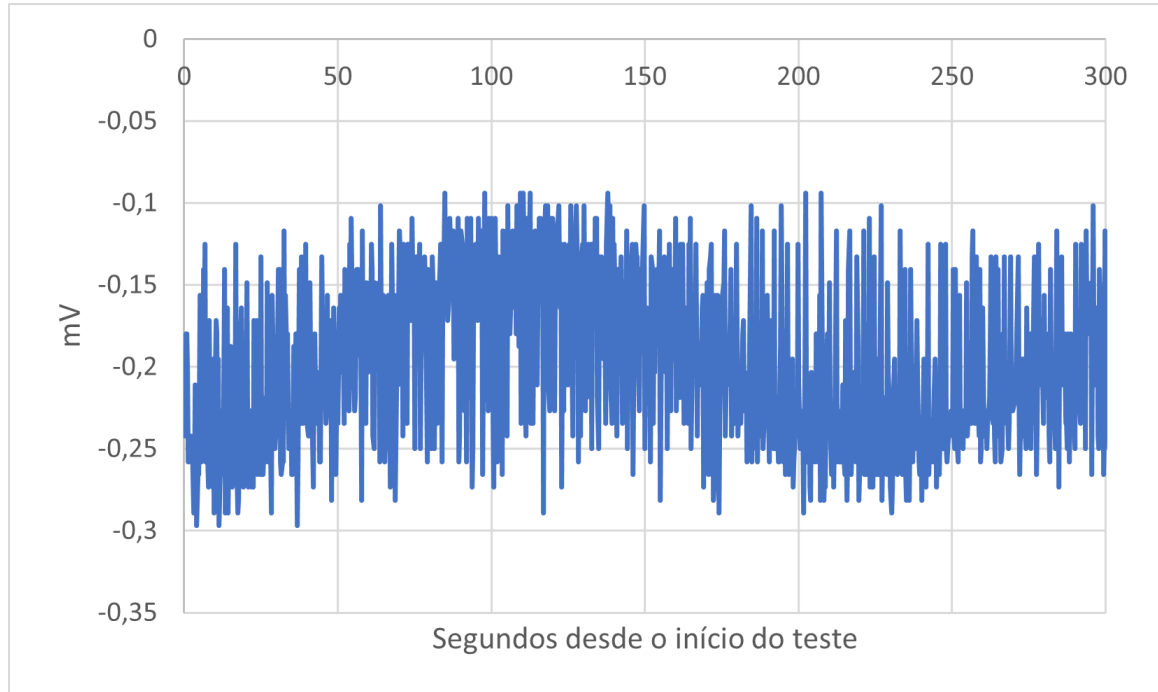


Figura 42 – Resultado do décimo teste. Aplicação de ruído de 100Hz em leitura de temperatura constante.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

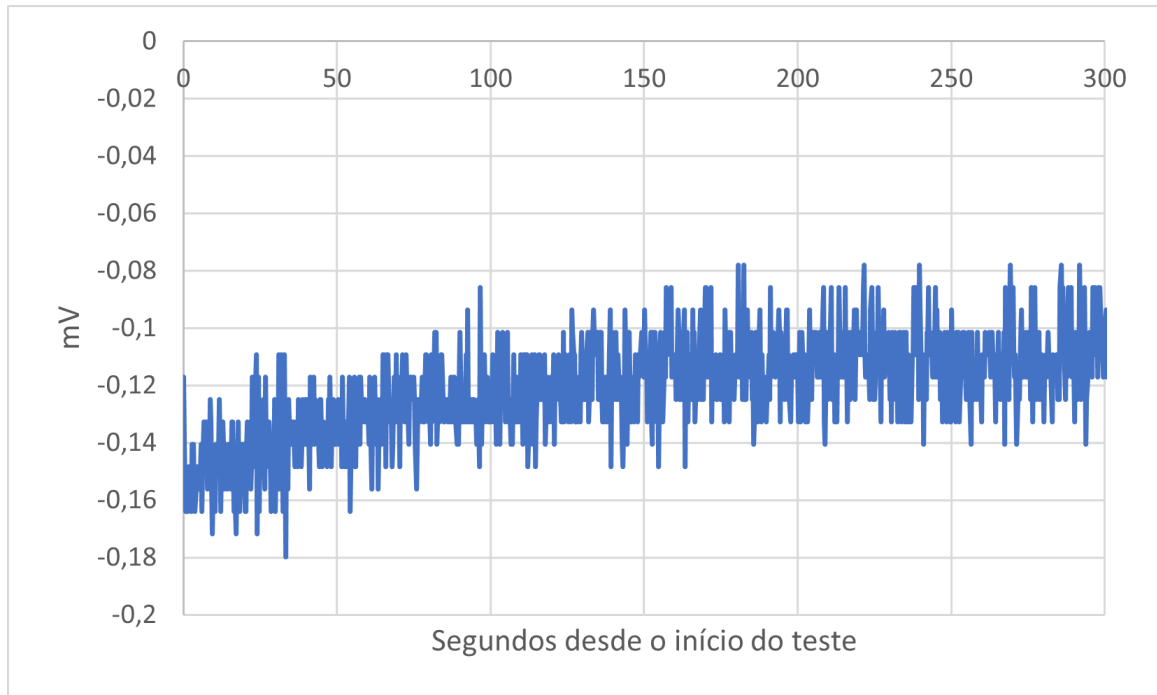


Figura 43 – Resultado do décimo primeiro teste. Aplicação de ruído de 1KHz em leitura de temperatura constante.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

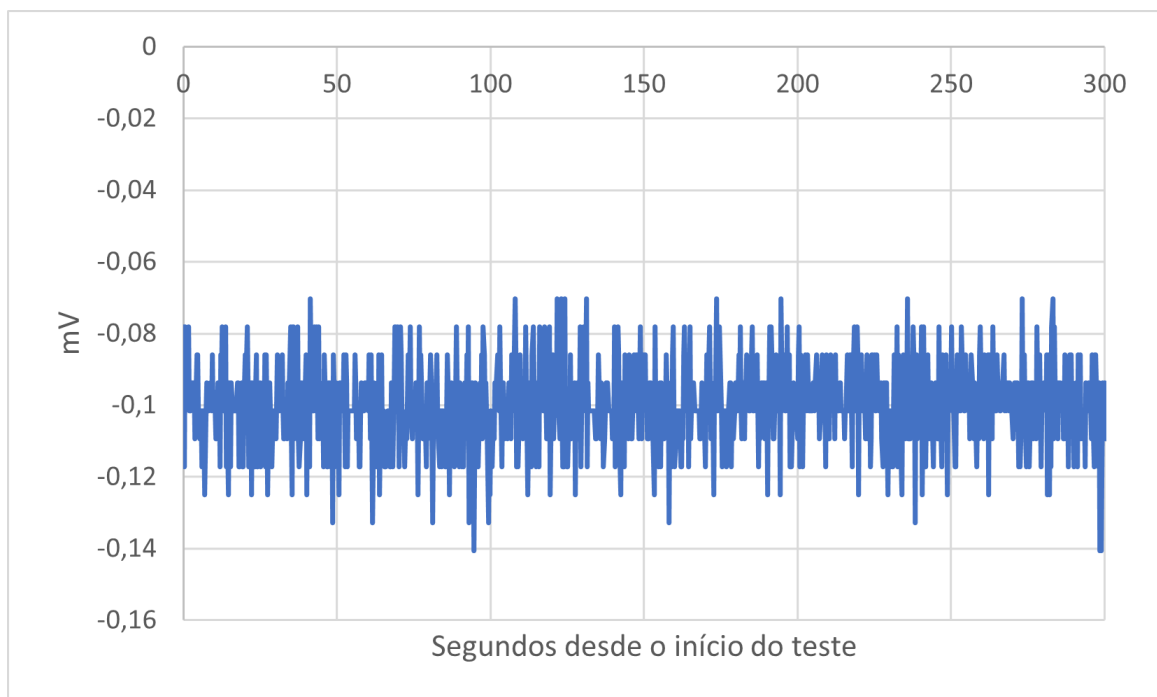


Figura 44 – Resultado do décimo segundo teste. Aplicação de ruído de 10KHz em leitura de temperatura constante.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

9.7 Teste 13 e 14

Após a realização de todos os testes anteriores em laboratório, os últimos dois foram realizados em campo com os termopares ligados diretamente ao motor de uma aeronave Cessna 185. Por razões de privacidade do dono da aeronave não será divulgado aqui dados sensíveis ou o prefixo da aeronave. O teste transcorreu sem problemas e o passo a passo para sua execução foi:

1. Conectar os termopares a um dos filtros e conseqüentemente ao conversor analógico-digital e ao ESP32
2. Conectar as juntas quentes de três termopares ao motor nos cilindros 2, 4 e 6 da aeronave, mantendo portanto os termopares da própria aeronave nos cilindros 1, 3 e 5
3. Partir a aeronave mantendo-a ligada por alguns minutos sem variar sua potência intencionalmente, permanecendo apenas o motor funcionando em sua posição de idle
4. Desligar a aeronave e seu motor cortando o combustível e monitorando a queda de temperatura posterior ao corte

Durante os testes no avião, não foi viável desmontar o painel de instrumentação para ter acesso aos terminais dos termopares já instalados no motor. Dessa forma, teve-se que remover a carenagem da aeronave e substituir os sensores instalados pelos termopares usados nos testes de laboratório. Com isso, tornou-se possível conectar os terminais dos termopares ao DAQ. O primeiro teste monitorou a temperatura do motor por mais de 40 minutos enquanto o motor esfriava após sua partida. O segundo teste durou apenas 10 minutos e monitorou o pico de temperatura na partida com o motor já aquecido.

Os resultados do teste 13 foram divididos entre os cilindros medidos e são mostrados respectivamente em cilindro 1: [45](#), cilindro 3: [46](#), cilindro 4: [47](#), LM35: [48](#) e a sobreposição da medição dos 3 cilindros pode ser vista em [49](#). O LM35 foi fixado junto ao ponto de conexão da junta fria dos termopares.

Os resultados do teste 14 também foram divididos da mesma maneira e na mesma sequência e podem ser identificados em [50](#), [51](#), [52](#), [53](#) e a sobreposição da medição dos 3 cilindros pode ser vista em [54](#).

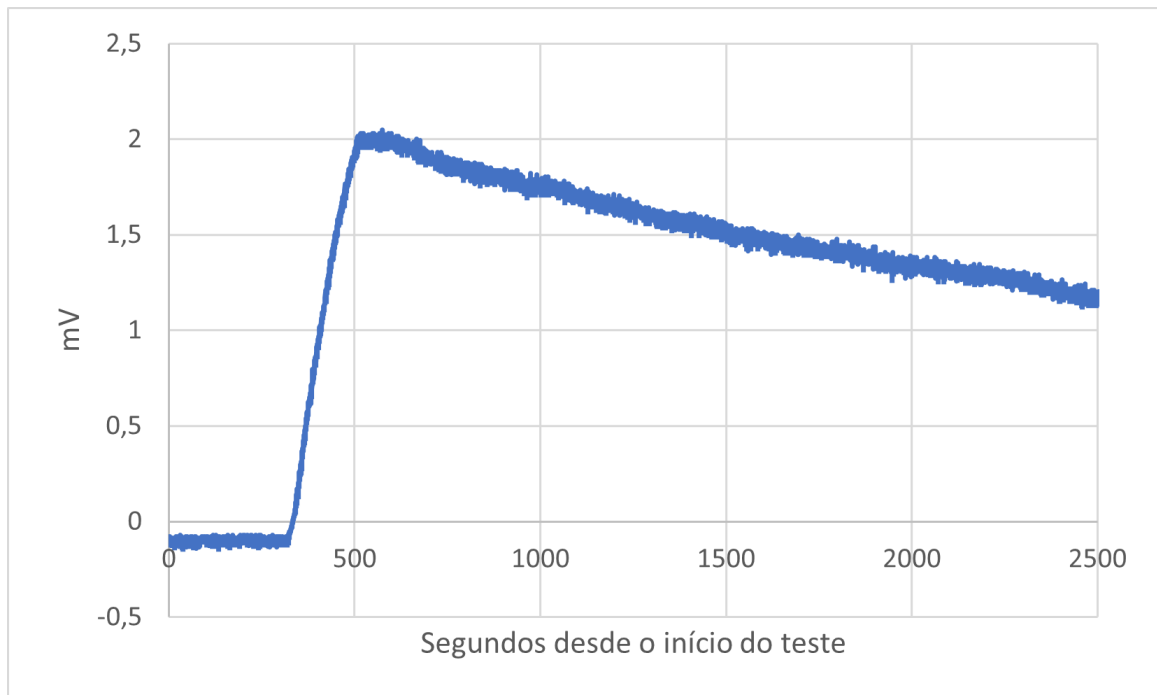


Figura 45 – Resultado da medida do cilindro 1 no décimo terceiro teste.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

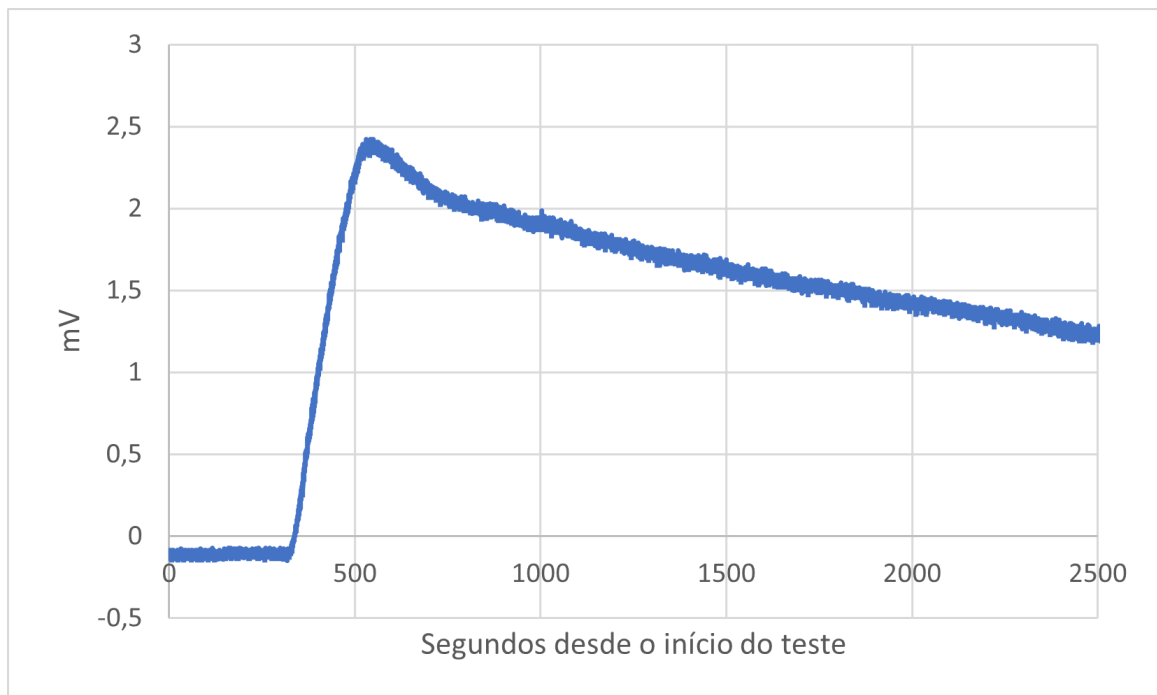


Figura 46 – Resultado da medida do cilindro 3 no décimo terceiro teste.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

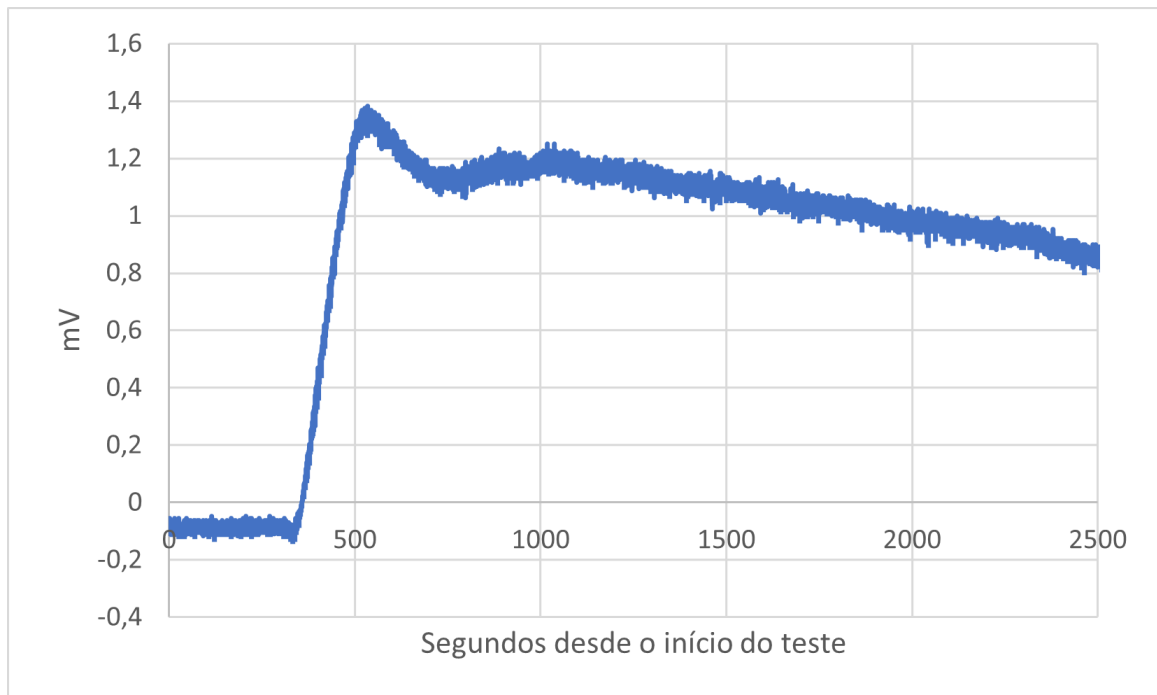


Figura 47 – Resultado da medida do cilindro 5 no décimo terceiro teste.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)



Figura 48 – Resultado da medida do LM35 no décimo terceiro teste.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

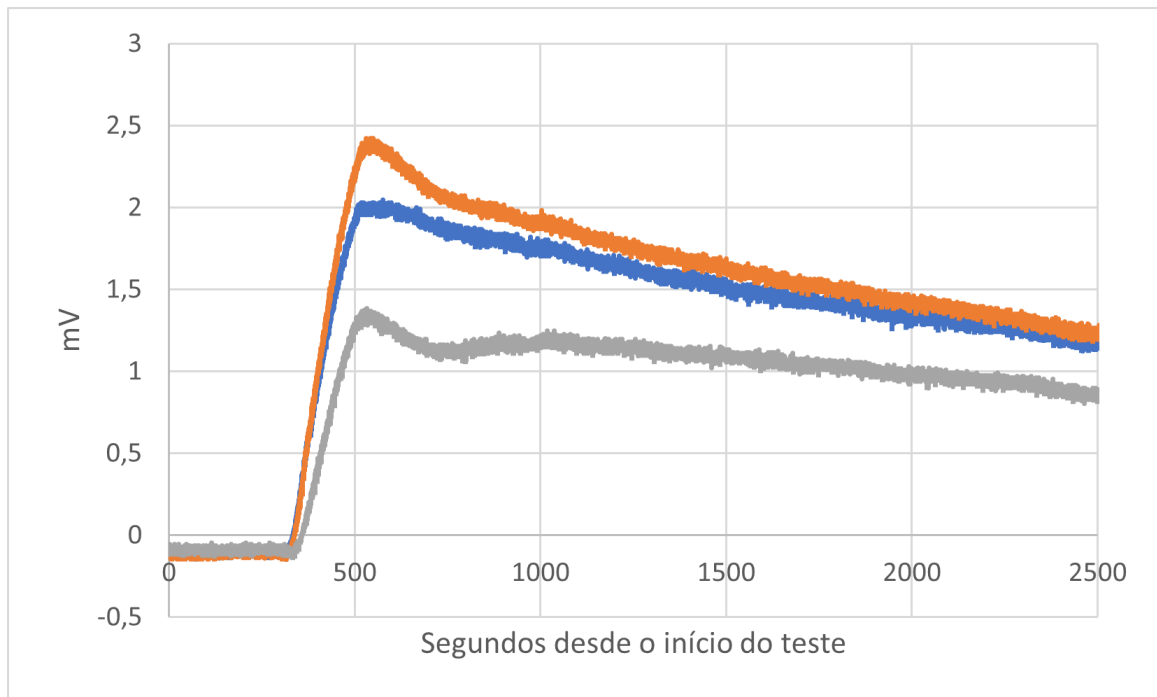


Figura 49 – Resultado das medidas sobrepostas no décimo terceiro teste.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

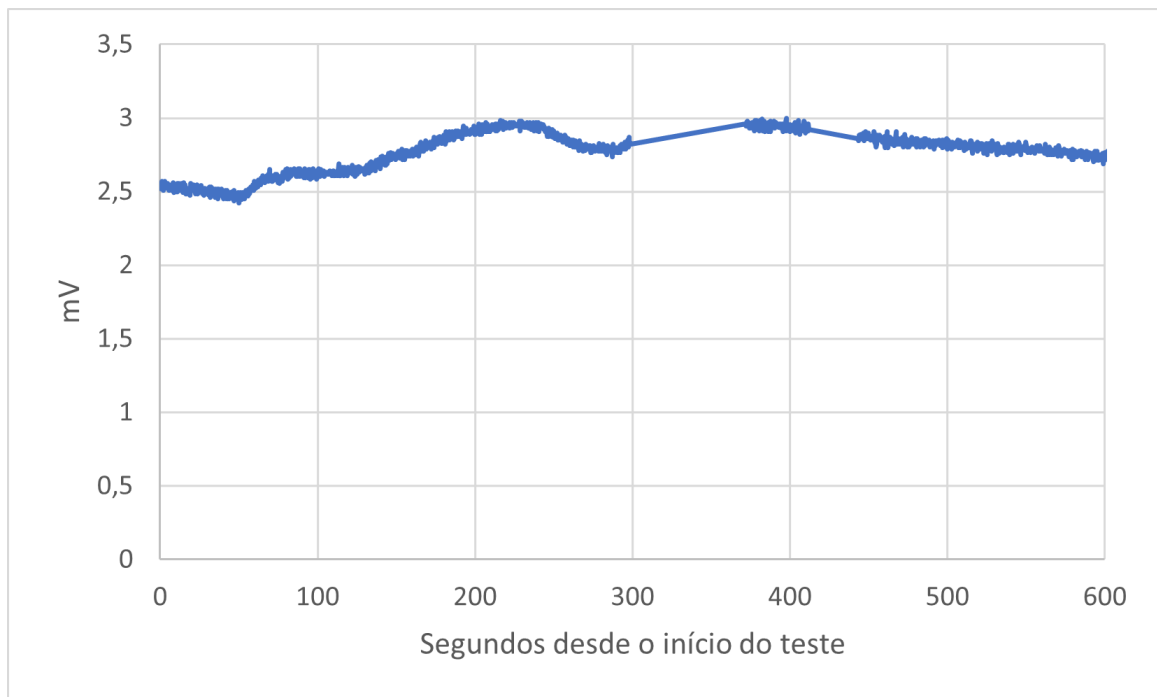


Figura 50 – Resultado da medida do cilindro 1 no décimo quarto teste.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

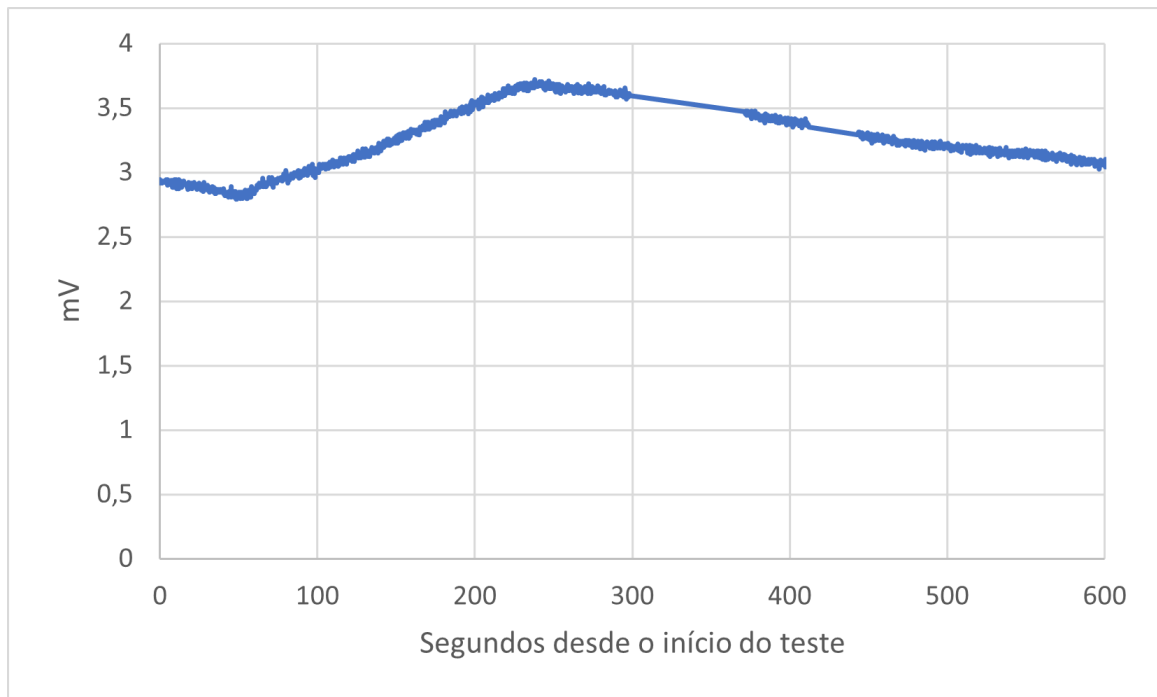


Figura 51 – Resultado da medida do cilindro 3 no décimo quarto teste.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

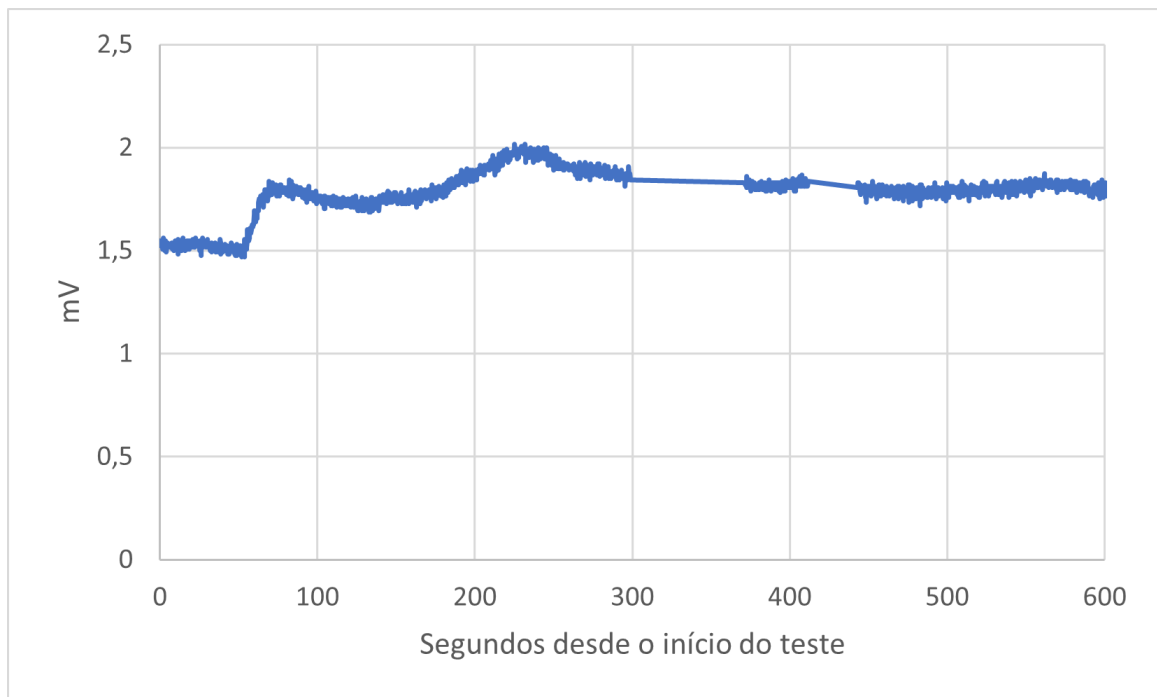


Figura 52 – Resultado da medida do cilindro 5 no décimo quarto teste.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

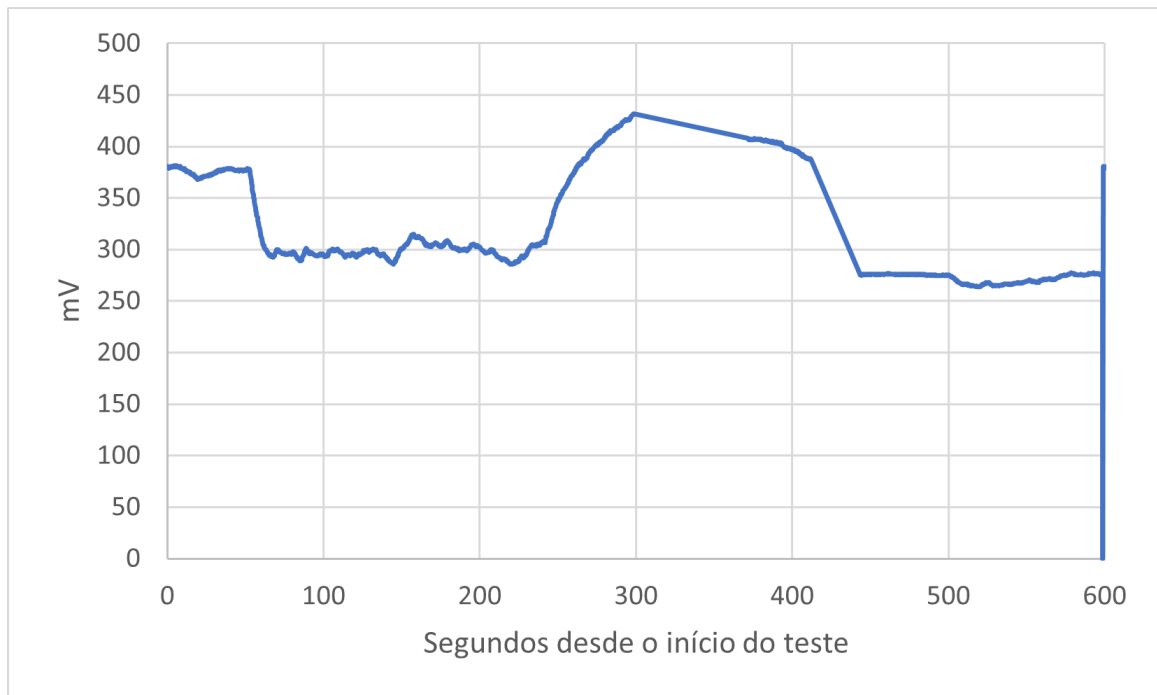


Figura 53 – Resultado da medida do LM35 no décimo quarto teste.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

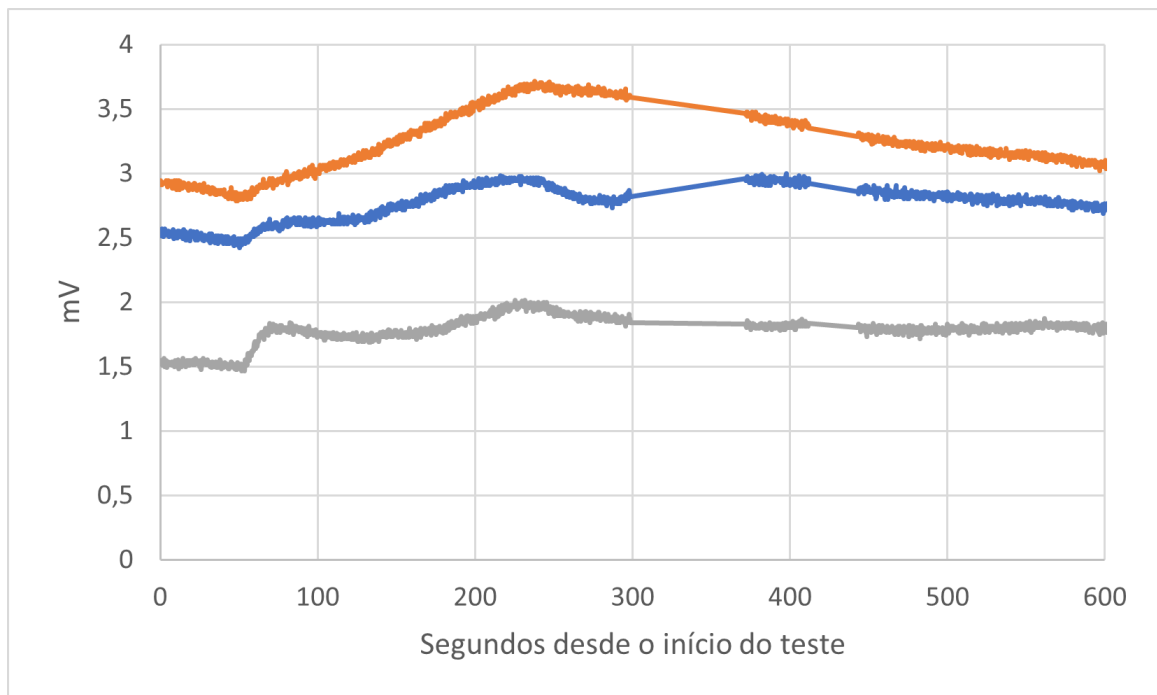


Figura 54 – Resultado das medidas sobrepostas no décimo quarto teste.

Fonte: Elaborado pelos autores (2023)

10 Resultados

10.1 Resultados dos Testes

Com os testes, foi possível perceber o impacto positivo da presença do filtro RC no circuito. Quando comparados ao teste de referência (primeiro teste), é possível notar que apenas o de número 2, do conjunto de testes: 2 (32), 3 (33) e 4 (34), apresentou um ruído expressivo nos dados produzidos. Isso ocorre pois 100Hz ainda é uma frequência próxima da frequência de corte de 64Hz. A partir da frequência de 1KHz, a influência do ruído foi expressivamente menor, o que indica o correto funcionamento do filtro.

O impacto da filtragem fica ainda mais evidente quando se observa os testes: 5 (35), 6 (36) e 7 (37) que foram realizados removendo-se o filtro. Nos três é possível observar grandes picos de leituras erradas sendo inseridos nos gráficos e maior amplitude do ruído. Apesar de a forma geral dos dados ter se mantido similar a referência.

É possível observar também por meio do teste 8 (38) que mesmo sem a introdução de ruídos artificiais, o sensor está sujeito aos impactos negativos gerados pelo ruído intrínseco ao processo de medição, principalmente no momento em que o termopar mede temperaturas mais elevadas. Dessa forma, os dados revelam a susceptibilidade do sistema a interferências. Com isso, destaca-se a importância de utilizar o filtro e, no caso de análises para manutenção preditiva, adicionar técnicas de filtragem de software e remoção de *outliers*.

O nono teste transcorreu como o esperado, o que se observa é que um conversor não interferiu no funcionamento do outro, portanto, ambos poderiam ser ligados em paralelo sem comprometer a leitura de outros instrumentos do avião. Contudo, é importante considerar que outros conversores podem trabalhar com *biasing* de tensão diferente do ADS1115, portanto, é prudente medir esta tensão antes de conectar os equipamentos em paralelo.

Nos testes 13 e 14 tudo também transcorreu como o esperado. É possível ver, principalmente no gráfico sobreposto 49, que todos os 3 termopares acompanham o pico de temperatura na partida e logo em seguida decaem em direção à temperatura ambiente. No entanto, é evidente que apresentaram diferentes valores para a tensão gerada, como os sensores foram cedidos de uma aeronave inoperante e não estão calibrados, não é possível afirmar se de fato os cilindros estavam operando em temperaturas tão distintas, o que pode ser um sinal de problemas, ou se apenas precisam de uma calibração para corrigir o erro sistemático.

No teste 14 54 pelo fato do motor começar aquecido, não se nota o pico de temperatura tão pronunciado na partida e a queda de temperatura é mais lenta.

Os testes 13 e 14 resumizam o trabalho empregado pois puderam mostrar que o dispositivo montado é capaz de funcionar em uma situação real operando em uma máquina. É necessário, no entanto, mais desenvolvimento dos circuitos para ser possível realizar a montagem de outros sensores, que não apenas termopares.

11 Conclusão

Com este trabalho pode-se concluir que existe um grande potencial para a aplicação de um dispositivo de aquisição de dados em aeronaves agrícolas. As plantações do Brasil estão repletas de aviões que se beneficiariam do monitoramento e diagnóstico de saúde do motor. A análise feita durante a execução do TG revelou que da vastidão e complexidade dos sistemas apresentados na seção 4, existem no motor, uma gama de informações de diagnósticos que podem ser extraídas das diversas variáveis com potencial de serem monitoradas.

Em um veículo como o avião com motor à pistão, cada sistema é importante para se ter uma operação segura para o piloto e a aeronave. Porém, enquanto os sistemas presentes nos carros e aviões comerciais evoluíram, a realidade dos aviões agrícolas é de estagnação no tempo. Trazer o monitoramento e análise dos motores seria um bom passo para a modernização e democratização do serviço de mecânica e manutenção da área. E para que mais aeronautas possam operar seus aviões com mais segurança.

Além de toda a análise feita em cima do motor à pistão, neste TG, deu-se um pequeno passo rumo ao desenvolvimento do produto vislumbrado. Ainda são necessários muitos outros passos até o desenvolvimento final do que foi idealizado no início do trabalho. Desde a montagem do equipamento de coleta de dados que contemple, com sensores o suficiente, todos os sistemas observados em 4 até a finalização de um software capaz de fazer a análise desses dados, existem muitas etapas a serem cumpridas. Porém, a elaboração inicial do dispositivo proposto, serviu, entre outras coisas, para mostrar na prática os desafios do desenvolvimento de um sistema embarcado e para evidenciar que é possível prosseguir com a construção do produto idealizado pelos autores.

Para os próximos trabalhos, o que deve ser feito é continuar a caminhada aqui iniciada e incorporar ao circuito mais sensores, fazer teste e coletas de dados com o avião no ar e adicionar ao software a capacidade de armazenamento em banco de dados apropriado, bem como a de visualização e manipulação intuitiva de dados em massa. Também são necessárias mais pesquisas com foco na área de manutenção preditiva para encontrar as formas de transformar os dados coletados pelo DAQ em economia, segurança e previsibilidade da operação do avião agrícola.

Referências

- ABU-QUDAIS, M. Exhaust gas temperature for knock detection and control in spark ignition engine. **Energy Conversion and Management**, v. 37, n. 9, p. 1383–1392, 1996. ISSN 0196-8904. DOI: [https://doi.org/10.1016/0196-8904\(95\)00221-9](https://doi.org/10.1016/0196-8904(95)00221-9). Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0196890495002219>>. Citado na p. 43.
- AEROSPACE, G. **flight analytics maintenance insight**. https://www.ge.com/digital/sites/default/files/download_assets/flight-analytics-maintenance-insight.pdf. Accessed: 2023-3-25. Citado na p. 16.
- ALBERTAZZI, A.; SOUSA, A. R. de. **Fundamentos de metrologia científica e industrial**. 2008. Citado nas pp. 21, 22.
- ALUTAL. **Catálogo Técnico de Termometria**. Disponível em: https://www.alutal.com.br/downloads/catalogo_tecnico_21-02-2022.pdf – acesso em 16 jul. 2023. 2022. Citado na p. 22.
- AMAZON WEB SERVICES. **The FreeRTOS™ Reference Manual**. Upload de EmilJ. Disponível em: https://www.freertos.org/fr-content-src/uploads/2018/07/FreeRTOS_Reference_Manual_V10.0.0.pdf – acesso em 10 jul. 2023. 2023. Citado na p. 24.
- ARAÚJO, E. C. de. **FROTA BRASILEIRA DE AERONAVES AGRÍCOLAS**. <https://sindag.org.br/wp-content/uploads/2022/02/Frota-2021-texto-versao-2.0.pdf>. Accessed: 2023-3-25. Citado na p. 20.
- ASAY, M. **Why Time Series Databases Are Exploding in Popularity**. 2019. Disponível em: <<https://web.archive.org/web/20190626143018/https://www.techrepublic.com/article/why-time-series-databases-are-exploding-in-popularity/>>. Acesso em: 15 mar. 2023. Citado na p. 23.
- ATKINS, R. D. **An introduction to engine testing and development**. Warrendale: SAE International, 2009. Citado nas pp. 31, 33, 34, 37, 38, 43, 47, 51.
- BASSOI, L. H.; INAMASU, R. Y.; BERNARDI, A. C. d. C.; VAZ, C. M. P.; SPERANZA, E. A.; CRUVINEL, P. E. Agricultura de precisão e agricultura digital. **TECCOGS: Revista Digital de Tecnologias Cognitivas**, n. 20, 2020. Citado na p. 16.
- BRASIL. REGULAMENTO BRASILEIRO DA AVIAÇÃO CIVIL RBAC nº 43 EMENDA nº 05. **Manutenção, manutenção preventiva, reconstrução e alteração**, mar. 2021a. Acessado em 16 de julho de 2023. Disponível em: <<https://www.anac.gov.br/legislacao/legislacao-geral/legislacao-geral-2021>>.

- [gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/rbha-e-rbac/rbac/rbac-43/@@display-file/arquivo_norma/RBAC43EMD05.pdf](https://www.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/rbha-e-rbac/rbac/rbac-43/@@display-file/arquivo_norma/RBAC43EMD05.pdf)>. Citado nas pp. 20, 82.
- BRASIL. REGULAMENTO BRASILEIRO DA AVIAÇÃO CIVIL RBAC nº 91 EMENDA nº 03. **REQUISITOS GERAIS DE OPERAÇÃO PARA AERONAVES CIVIS**, jun. 2021b. Acessado em 16 de julho de 2023. Disponível em: <https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/rbha-e-rbac/rbac/rbac-91/@@display-file/arquivo_norma/RBAC91EMD01.pdf>. Citado nas pp. 17, 20.
- DAMIEN P. GEORGE, P. S. **MicroPython Documentation**. Copyright - The MicroPython Documentation is Copyright © 2014-2023, Damien P. George, Paul Sokolovsky, and contributors. Last updated on 14 Jul 2023. 2014-2023. Disponível em: <<https://docs.micropython.org/en/latest/>>. Acesso em: 14 jul. 2023. Citado na p. 63.
- DEADLY MIX, A. **CO and Aviation**. <https://awi-ami.com/pub/media/pdf/co-and-aviation-a-deadly-mix.pdf>. Accessed: 2023-3-13. Citado na p. 34.
- DI PAOLO EMILIO, M. **Data acquisition systems: From fundamentals to applied design**. 2013. ed. New York, NY: Springer, 2013. Citado na p. 19.
- ESPRESSIF SYSTEMS. **ESP32 Series Datasheet**. Upload de EmilJ. Disponível em: https://www.espressif.com/documentation/esp32_datasheet_en.pdf – acesso em 10 jul. 2023. 2023. Citado na p. 24.
- EXTREMELY Accurate I2C-Integrated RTC/TCXO/Crysta Reference. 2015. Disponível em: <<https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/DS3231.pdf>>. Citado na p. 57.
- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **Pilot's handbook of aeronautical knowledge: Faa-H-8083-25b**. Independently Published, 2019. Citado nas pp. 30, 32–36, 39, 40, 42.
- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION; AVIATION SUPPLIES & ACADEMICS (ASA). **Aircraft inspection, repair & alterations: Acceptable methods, techniques & practices (FAA AC 43.13-1B and 43.13-2B)**. Newcastle, WA: Aviation Supplies & Academics, 2008. Citado na p. 33.
- GEBBERS, R.; ADAMCHUK, V. I. Precision agriculture and food security. en. **Science**, v. 327, n. 5967, p. 828–831, 2010. Citado na p. 16.
- GMBH, M. **Pistons and engine testing**. Wiesbaden: Vieweg+Teubner Verlag, 2012. Citado na p. 41.
- H., R. (Ed.). **The mechatronics handbook, second edition - 2 volume set**. Boca Raton, FL: CRC Press, 2018. Citado na p. 19.
- HRADECKY, S. **Crash: Laser Colombia DC3 near Villavicencio on Mar 9th 2019, engine failure, propeller could not be feathered**. <https://avherald.com/h?article=4c52f8b2&opt=7168>. Accessed: 2023-3-25. Citado na p. 17.

- HUGHES, A.; DRURY, B. **Electric Motors and Drives: Fundamentals, Types and Applications**. Elsevier Science, 2019. ISBN 9780081026151. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=RxhcwgEACAAJ>>. Citado na p. 48.
- IBRAHIM, D. Chapter 1 - Introduction. In: IBRAHIM, D. (Ed.). **ARM-Based microcontroller projects using MBED**. Newnes, 2019. P. 1–7. ISBN 978-0-08-102969-5. DOI: <https://doi.org/10.1016/B978-0-08-102969-5.00001-X>. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B978008102969500001X>>. Citado na p. 24.
- JIRI VÁVRA IVAN BORTEL, M. T. Emissions and performance of diesel–natural gas dual-fuel engine operated with stoichiometric mixture. **Fuel**, jul. 2017. Acessado em 16 de julho de 2023. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0016236117309067?casa_token=CjrA-EX5a3wAAAAA:I8781tGH2I_3tDvhYdqZMPN9MloeWa7ydrSnxt57RjNDLi7QMI9xYV47YEO_8rEk7vyNfdM19YU>. Citado na p. 49.
- KARL SÖDERBY, J. H. **Getting Started with Arduino IDE 2**. 2023. Disponível em: <<https://docs.arduino.cc/software/ide-v2/tutorials/getting-started-ide-v2>>. Acesso em: 18 jul. 2023. Citado na p. 63.
- KIRKPATRICK, A. T. **Internal combustion engines: Applied thermosciences**. 4. ed.: Standards Information Network, 2020. Citado nas pp. 29, 34, 36, 37, 46, 50.
- L. BARELLI * G. BIDINI, C. B. Diagnosis of internal combustion engine through vibration and acoustic pressure non-intrusive measurements. **Applied Thermal Engineering**, ago. 2008. Acessado em 16 de julho de 2023. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S1359431108003268>>. Citado nas pp. 49, 50.
- LEONG, D. K. W.; SHAYLER, P. J.; PEGG, I. G.; MURPHY, M. Characterizing the effect of viscosity on friction in the piston assembly of internal combustion engines. **Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part J: Journal of Engineering Tribology**, v. 221, n. 4, p. 469–478, 2007. DOI: [10.1243/13506501JET261](https://doi.org/10.1243/13506501JET261). eprint: <https://doi.org/10.1243/13506501JET261>. Disponível em: <<https://doi.org/10.1243/13506501JET261>>. Citado na p. 45.
- LM35 Precision Centigrade Temperature Sensors. 1999. Disponível em: <<https://www.ti.com/lit/ds/symlink/lm35.pdf>>. Citado na p. 58.
- MEASUREMENT COMPUTING CORPORATION. **Data Acquisition Handbook, A Reference For DAQ And, Analog & Digital, Signal Conditioning**. 3rd, 2012. Disponível em: <<https://www.mccdaq.com/pdfs/anpdf/data-acquisition-handbook.pdf>>. Acesso em: 12 mar. 2023. Citado nas pp. 19, 22.

- OLIVEIRA, R. S. de. **Fundamentos dos Sistemas de Tempo Real**. 1. ed.: Independente, 2018. Citado nas pp. 23, 24.
- OMEGA ENGINEERING. **Saiba o que é um termopar**. 2023. Disponível em: <<https://br.omega.com/prodinfo/termopares.html>>. Acesso em: 19 jul. 2023. Citado na p. 58.
- PULKRABEK, W. W. **Engineering fundamentals of the internal combustion engine**. 2. ed. Upper Saddle River, NJ: Pearson, 2004. Citado nas pp. 29, 30.
- RUPTURA dielétrica. https://www.ifi.unicamp.br/~lunazzi/F530_F590_F690_F809_F895/F809/F809_sem1_2010ate100715/FredericoC-Monica-Ref2.pdf. Acessado em 17/07/2023. Citado na p. 46.
- RURAL, C. **Brasil tem a 2ª maior frota de aviação agrícola do mundo**. 2018. <https://www.canalrural.com.br/noticias/brasil-tem-maior-frota-aviacao-agricola-mundo-72276/>. Accessed: 2023-3-25. Citado na p. 16.
- RUSS, S. A Review of the Effect of Engine Operating Conditions on Borderline Knock. **SAE TECHNICAL PAPER SERIES**, Society of Automotive Engineers, Inc., fev. 1996. <https://doi.org/10.4271/960497>. Citado na p. 43.
- SMITH, M.; GARGIULO, M. **Time Series Collections**. MongoDB. 2021. Disponível em: <<https://www.mongodb.com/developer/products/mongodb/new-time-series-collections/>>. Acesso em: 15 mar. 2023. Citado na p. 23.
- STAHMAN, R. C.; JR., A. H. R. Emissions from Carbureted and Timed Port Fuel Injected Engines. **Journal of the Air Pollution Control Association**, Taylor Francis, v. 16, n. 1, p. 15–18, jul. 1966. <https://doi.org/10.1080/00022470.1966.10468433>. Citado na p. 38.
- STERKENBURG, R.; WANG, P. H. **Standard aircraft engines handbook**. McGraw-Hill Companies, 2022. Citado nas pp. 29–40, 50.
- TAMURA, M.; SAITO, H.; MURATA, Y.; KOKUBU, K.; MORIMOTO, S. Misfire detection on internal combustion engines using exhaust gas temperature with low sampling rate. **Applied Thermal Engineering**, v. 31, n. 17, p. 4125–4131, 2011. SET 2010 Special Issue. ISSN 1359-4311. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2011.08.026>. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S135943111100456X>>. Citado na p. 43.
- TELEDYNE INDUSTRIES, INC. **IO-520 A, D, E, F, J, K L Sandcast Series Parts Catalog**. Teledyne Industries, Inc., 1995. Citado na p. 20.
- TELEDYNE INDUSTRIES, INC. **Overhaul Manual for Aircraft Engine - Models C75, C85, C90 O-200**. Teledyne Industries, Inc., 1984. Citado nas pp. 20, 30, 34, 38.
- TELEDYNE INDUSTRIES, INC. **Overhaul Manual for IO-520 Series Aircraft Engines**. Teledyne Industries, Inc., 1989. Citado nas pp. 20, 30, 34, 42, 44, 45.

-
- THAN, E. **Diode-Based Temperature Measurement**. 2019. Disponível em: <<https://www.ti.com/lit/an/sboa277a/sboa277a.pdf?ts=1689367317305>>. Acesso em: 12 jun. 2023. Citado na p. 23.
- UFPEL. **Motores a Combustão Interna**. <https://wp.ufpel.edu.br/mlaura/files/2013/01/Apostila-de-Motores-a-Combust%C3%A3o-Interna.pdf>. Accessed: 2023-7-12. Citado na p. 20.
- ULTRA-SMALL,LOW-POWER,16 Bit Analog-to-Digital Converter with Internal Reference. 2009. Disponível em: <<https://pdf1.alldatasheet.com/datasheet-pdf/view/292735/TI/ADS1115.html>>. Citado nas pp. 26, 58, 59.
- UNCLERUS. **esp-idf-lib**. GitHub. Disponível em: <<https://github.com/UncleRus/esp-idf-lib>>. Acesso em: 10 jul. 2023. Citado na p. 64.
- VICTOR. **Por que fazer manutenção preditiva em motores elétricos?** <https://www.vibmaster.com.br/por-que-fazer-manutencao-preditiva-em-motores-eletricos/>. Accessed: 2023-3-25. Citado na p. 16.
- WALDEN, R. Analog-to-digital converter survey and analysis. **IEEE Journal on Selected Areas in Communications**, v. 17, n. 4, p. 539–550, 1999. DOI: 10.1109/49.761034. Citado nas pp. 25, 26.
- WALDEN, R. Analog-to-digital converter technology comparison. In: PROCEEDINGS of 1994 IEEE GaAs IC Symposium. 1994. P. 217–219. DOI: 10.1109/GAAS.1994.636970. Citado nas pp. 25, 26.
- WU, J. **A Basic Guide to Thermocouple Measurement**. Texas Instruments. 2018. Disponível em: <<https://www.bing.com/search?pglt=129&q=a+basic+guide+to+thermocouple+measurements&cvid=a71a03fbe9b64b68bf2b608ea57aabff&aqs=edge.1.69i57j0.16439j0j1&FORM=ANNTA1&PC=U531>>. Acesso em: 10 fev. 2023. Citado nas pp. 22, 58, 59.