

UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL
INSTITUTO DE INFORMÁTICA
CURSO DE ENGENHARIA DE COMPUTAÇÃO

JOÃO VICTOR GOMES CACHOLA

**Sistema de recepção e tratamento de dados
de sinais vibratórios para helicópteros**

Monografia apresentada como requisito parcial
para a obtenção do grau de Bacharel em
Engenharia da Computação

Orientador: Prof. Dr. Ricardo Augusto da Luz
Reis

Co-orientador: Prof^ª. Dr^ª Mariane Comte

Porto Alegre
2018

UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL

Reitor: Prof. Rui Vicente Oppermann

Vice-Reitora: Prof^a. Jane Fraga Tutikian

Pró-Reitor de Graduação: Prof. Vladimir Pinheiro do Nascimento

Diretora do Instituto de Informática: Prof^a. Carla Maria Dal Sasso Freitas

Coordenador do Curso de Engenharia de Computação: Prof. Renato Ventura Henriques

Bibliotecária-chefe do Instituto de Informática: Beatriz Regina Bastos Haro

“One machine can do the work of a hundred ordinary men, but no machine can do the work of extraordinary man.”

— ELBERT HUBBARD

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, gostaria de expressar minha sincera gratidão ao meu orientador, Prof. Dr. Ricardo A. da Luz Reis, pelo suporte fornecido não só neste trabalho, mas também no meu percurso durante a vida acadêmica; viabilizado o processo de duplo-diploma em parceria com a École polytechnique universitaire de Montpellier, pela sua motivação, entusiasmo e conhecimento que me ajudaram a realizar este projeto. Eu gostaria também de agradecer aos meus colegas de trabalho durante meu período de estágio na empresa Celectron, Aiman Benhamadi e Bruno Portanier, pela confiança depositada em mim e por prover um bom ambiente de trabalho, que resultaram em motivação para realização do trabalho da melhor maneira possível. Agradeço também à Jack Latorre, fundador da empresa Celectron, por me acolher durante todo tempo de estágio. Sem a ajuda do trabalho duro, motivação e conhecimento desta equipe, certamente a realização deste projeto não seria possível. Eu gostaria de agradecer à École polytechnique universitaire de Montpellier, por ter me aceitado como um de seus estudantes no programa de duplo-diploma, e, por consequência, permitido a realização do estágio que resultou neste trabalho. Fico feliz e orgulhoso por fazer parte desta instituição. Agradeço também, a minha família e amigos, pelo suporte, cuidado, e paciência indispensáveis para que eu pudesse alcançar meus objetivos. Sem vocês, nada disso seria possível.

RESUMO

Helicópteros estão suscetíveis a vibrações mecânicas, causadas principalmente pelos componentes de rotação. Isto é causado por desbalanço, desalinhamento, soltura e excitações de ressonância estrutural pelas frequências e harmônicos de rotação de shaft (nome dado ao eixo de transmissão), que podem afetar a integridade estrutural das lâminas do rotor, vida útil de componentes, barreiras anti-fogo, instrumentação, membros estruturais além do controle e conforto dos operadores. Em resumo, medição e análise de vibrações em helicópteros é essencial para segurança e conforto de operadores e passageiros.

Esse trabalho propõe o desenvolvimento de um sistema capaz de receber os sinais de vibração em tempo real em diferentes locais do helicóptero, tanto em tempo de voo quanto em solo, com comunicação sem fio (LAN network), portabilidade e módulos de simples instalação. O sistema é designado a um conjunto de modelos de helicópteros, com posicionamento e configurações de medição dos módulos reconfiguráveis, e habilidade de exportar os resultados em diferentes formatos, para posterior análise.

Palavras-chave: Sistemas embarcados. Medição de vibrações. Instrumento de teste para helicópteros. Análise frequencial.

Steady Control Measureemnt & MMI: Vibration measurement tool for helicopters

ABSTRACT

Helicopters are susceptible to mechanical vibrations caused mostly by rotating components. This is caused due unbalance, misalignment, looseness and the excitation of structural resonances by rotating shaft running frequencies and their harmonics, which can affect rotor blade structural integrity, component life, firewalls, instrumentation, structural members and operator comfort and control. In summary, vibration measurement and analysis in helicopters is essential for operators and passengers security and comfort. This work proposes the development of a system which is capable of recieve real-time vibrations signals in different locations of the helicopter during flight and ground time, with wireless (LAN network) connections for communication, with portable and easy-to-setup modules. The system is designed for a set of helicopter models, with configurable placements and measuring configurations for each module, and the ability of exporting the results in different formats for further analysis

Keywords: Embedded systems, Vibration measurements, Helicopters Test Instrument, Frequential Analisys.

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

FFT	Fast Fourier Transform
UDP	User Datagram Protocol
TCP	Transmission Control Protocol
IHM	Interface humain machine
FIR	Finite Impulse Response
IIR	Infinite Impulse Response
CSV	Comma-separated-values
CPU	Central Process Unit
JSON	JavaScript Object Notation
ACSR	Active Control Structural Response
IBC	Individual Blade Control
HHC	Higer harmonic Control

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 Imagem dos principais componentes de um helicóptero. Fonte:(FEDERAL. . . , 2017)	4
Figura 2.2 Classificação de abordagens de controle para controle ativo das vibrações. Fonte:(CARRATALÁ; MURA, 2015).....	6
Figura 2.3 Filtro passa-baixo de Butterworth também usado como filtro anti-aliasing (KUGELSTADT, 2003)	9
Figura 2.4 (a) Velocidade do ar instantânea, (b) Deslocamento vertical proporcional ao quadrado da velocidade do ar. (c) Controle senoidal do ângulo de ataque devido a aplicação de avanço cíclico.(d) Deslocamento vertical não constante no disco é a fonte da vibração. (WATKINSON, 2004)	12
Figura 2.5 Deslocamento vertical para 2° e 3° harmônico. (WATKINSON, 2004)	13
Figura 3.1 Referência de níveis de vibração no domínio do tempo.(STUPAR; SIMONOVIC; JOVANOVIC, 2012)	16
Figura 3.2 Mapa de vibração das condições ideais na fase de aceleração.(STUPAR; SIMONOVIC; JOVANOVIC, 2012).....	16
Figura 3.3 Mapa de vibração das condições ideais na fase de aceleração.(STUPAR; SIMONOVIC; JOVANOVIC, 2012).....	17
Figura 3.4 Vibrações em locais específicos da cabine na fase de aceleração.(STUPAR; SIMONOVIC; JOVANOVIC, 2012).....	17
Figura 3.5 Diferença percentual entre os níveis de amplitude na frequência de 60.45 Hz. (STUPAR; SIMONOVIC; JOVANOVIC, 2012)	18
Figura 3.6 Superfície danificada da roda de engrenagem. (STUPAR; SIMONOVIC; JOVANOVIC, 2012)	18
Figura 4.1 Tablet Panasonic FZ-G1 fornecida pela Airbus.....	19
Figura 4.2 Os módulos de aquisição.	20
Figura 4.3 Localização do switch de seleção do número do módulo.	23
Figura 4.4 Os módulos conectados e identificados pelo IHM estão em verde	23
Figura 4.5 Seleção do modelo de helicóptero	24
Figura 4.6 Seleção do tipo de aquisição.....	25
Figura 4.7 Seleção de posicionamento dos módulos	26
Figura 4.8 Seleção da posição do módulo.....	26
Figura 4.9 Painel de seleção de configuração dos módulos	28
Figura 4.10 Posicionamento e configuração automático dos módulos	29
Figura 4.11 Painel de descrição e envio dos arquivos de configuração	30
Figura 4.12 Esquema para visualização do sistema de envio do arquivo de configuração30	
Figura 4.13 Painel de descrição e envio de requisição da aquisição.....	31
Figura 4.14 Esquema para visualização do sistema de envio de requisição de exclusão de dados e início de aquisição	32
Figura 4.15 Tela de download de dados.....	33
Figura 4.16 Esquema para visualização do sistema de perda de datagramas	34
Figura 4.17 Instrumento de teste ChadWick.....	36
Figura 4.18 FFT do sinal antes da filtragem	36
Figura 4.19 Resposta frequencial do filtro ideal criado pelo Matlab	37
Figura 4.20 Resposta frequencial do filtro ideal criado pelo algoritmo em C++.....	37
Figura 4.21 Arquivo CSV gerado pelo IHM.....	38
Figura 4.22 Análise temporal.....	39

Figura 4.23 Amostras após aquisição paralela das vibrações dos sensores e sensor de fase do shaft.....	41
Figura 4.24 Cálculo do ângulo de fase da FFT	42
Figura 4.25 Representação do módulo e ângulo de fase do primeiro harmônico	43

LISTA DE TABELAS

Tabela 4.1	Relação entre frequência de amostragem e corte em acelerômetros.	20
Tabela 4.2	Relação entre frequência de amostragem e corte em giroscópios.	20
Tabela 4.3	Correspondência entre o número e tipo do módulo.....	22

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	1
1.1 Motivações	1
1.2 Objetivos	1
1.3 Ambiente	2
1.4 Estrutura do texto	2
2 CONCEITOS NECESSÁRIOS PARA ENTENDIMENTO DO SISTEMA	4
2.1 Estrutura de um helicóptero	4
2.1.1 Sistema de rotor principal	4
2.1.2 Rotor de cauda	5
2.2 Vibrações em helicópteros	5
2.3 Correção da vibração a partir da medição e análise	5
2.3.1 Controle passivo.....	5
2.3.2 Controle ativo.....	6
2.3.2.1 Controle ativo de resposta estrutural (ACSR).....	6
2.3.2.2 Controle de Harmônico elevado (HHC)	6
2.3.2.3 Controle Individual de Hélice (IBC).....	7
2.4 Análise espectral	7
2.5 Correção de aliasing	8
2.5.1 Aliasing	8
2.5.2 Anti-aliasing.....	8
2.6 Filtros digitais	9
2.6.1 Conceito geral	9
2.6.2 Tipos de filtros digitais.....	10
2.7 Janelamento	10
2.8 Janela de Kaiser-Bessel	11
2.9 Importância dos harmônicos para análise de vibração	11
2.10 Paralelismo computacional	13
3 TRABALHOS RELACIONADOS AO ESTADO DA ARTE	14
3.1 Medição e análise da vibração em estruturas de helicópteros para detecção de defeitos em elementos de operação	14
3.1.1 Metodologia	14
3.1.2 Instalação e procedimentos	15
3.1.3 Resultados dos testes.....	16
4 O STEADY CONTROL UNIT & MMI	19
4.1 O Sistema de medição de vibrações	19
4.2 O IHM	19
4.3 Os Módulos	19
4.3.1 Sensores	21
4.3.2 Top Rotor	21
4.3.3 Absorber.....	21
4.3.4 External	21
4.3.5 Shaft & Tail.....	22
4.4 Associação de módulos	22
4.4.1 Identificação de módulos	22
4.4.2 Escolha do modelo de helicóptero	23
4.4.3 Escolha do tipo de aquisição.....	24
4.4.4 Configuração manual	25
4.4.4.1 Posicionamento dos módulos.....	25

4.4.4.2	Configuração dos módulos.....	27
4.4.5	Configuração automática	28
4.5	Arquivo de configuração	29
4.6	Início de aquisição	31
4.7	Download de dados	32
4.7.1	Abordagem.....	32
4.8	Gestão de perda de datagramas.....	33
4.9	Tratamento de dados	34
4.10	Filtragem.....	35
4.11	Seleção do tipo de arquivo gerado	38
4.12	Arquivo CSV	38
4.13	Arquivo HMS	39
4.13.1	Cálculo dos harmônicos de rotor	39
4.13.1.1	Introdução	39
4.13.1.2	Pré-processamento	40
4.13.1.3	Cálculo de magnitude e fase	41
4.13.1.4	Resultado das medições	43
5	CONSIDERAÇÕES FINAIS	44
5.1	Próximos passos	44
REFERÊNCIAS	46

1 INTRODUÇÃO

1.1 Motivações

Vibrações em helicópteros são causadas a partir de fontes como o sistema de rotor, o rotor de cauda, o motor e transmissão, levando a um desgaste da estrutura dos componentes, desconforto humano, dificuldade na leitura de instrumentos, e redução de eficácia na utilização de sistemas armamentistas (MILLOTT T.A., 1994).

A vibração no motor principal é causada principalmente em voos retilíneos. O rotor experimenta uma variação das velocidades de fluidos e ângulos de ataque nas pás posicionadas frontalmente e posteriormente. As frequências de vibração são tipicamente um múltiplo do número de pás e sua frequência de revolução.

A medição e análise de vibração é uma técnica de monitoramento de condição muito poderosa e que tem sido uma prática cada vez mais popular na indústria de helicópteros. Geralmente, helicópteros não falham sem nenhum tipo de aviso prévio, indicado pelo aumento dos índices de vibração (FARRAR C., 2007)

As primeiras soluções foram baseadas na utilização de saídas analógicas pré-equipadas em helicópteros que poderiam ser analisadas através de uma unidade central, a qual recebia as informações através de fiação elétrica. Isso implicava em um sistema não-reconfigurável, que exigia a utilização de um canal por componente além da dificuldade de instalação, diferente para cada tipo de helicóptero.

Um sistema que pudesse gerar os dados relacionados aos sinais de vibrações nos diferentes locais do helicóptero, com parâmetros de captação e tratamento dos sinais reconfiguráveis e de instalação simplificada poderia resultar em uma análise e correção mais aprofundada e ao mesmo tempo de instalação simplificada.

1.2 Objetivos

Este projeto de engenharia teve como objetivo explorar a recepção dos sinais vibratórios nas diferentes partes de um helicóptero através do desenvolvimento de uma interface gráfica responsável por gerenciar diferentes módulos distribuídos no helicóptero e fazer o devido tratamento para cada tipo de sinal. Os módulos são capazes de coletar e transmitir sinais tanto em solo quanto em tempo de voo, através de uma sub-rede. Os sinais temporais dos acelerômetros, giroscópios e captadores ópticos/magnéticos são esto-

cados no sistema, e exportados, a qualquer momento, para um módulo central (tablet). Com isso, as expectativas para o projeto eram, a partir da extração e tratamento dos sinais de vibração em diferentes pontos do helicóptero, poder realizar uma posterior análise e correção através de controle ativo e passivo das vibrações. Além disso, era desejado um sistema de simples integração, que não utilizasse cabeamento para instalação e um tratamento reconfigurável dos dados.

O projeto foi realizado em período de estágio na empresa Celectron SARL, em Saint-Martin-de-Londres, e foi encomendada pela empresa Airbus Helicopters, durante a realização do processo de duplo diploma entre a Universidade Federal do Rio Grande do Sul e a École Polytechnique Universitaire de Montpellier. Durante todo o projeto, testes de validação foram feitos de tempos em tempos para que os clientes pudessem acompanhar o desenvolvimento do sistema e comprovar sua eficácia para resolução do problema.

1.3 Ambiente

Quanto ao ambiente de desenvolvimento, o Módulo central é chamado de IHM (do francês, Interface Homme Machine), que é o elemento principal e foco deste trabalho, sendo responsável pela gestão da unidade de interface gráfica, controle dos módulos, tratamento dos dados recebidos e exportação para análise. Foi desenvolvido em um tablet Panasonic FZ-G1, utilizando o framework QT e linguagem C++ pura por questões de portabilidade. Foi utilizado também para comunicação com o IHM, microcontroladores Arduino MKR1000, que possuem capacidade para comunicação em rede. A plataforma de desenvolvimento integrada que foi utilizada foi o ATMEL Studio 7.

1.4 Estrutura do texto

O trabalho é organizado da seguinte maneira: é apresentado no capítulo de conceitos necessários para entendimento do sistema, alguns pontos de conhecimento de mecânica e eletrônica essenciais para entendimento do problema e a importância da medição para análise e correção das vibrações. Serão apresentados os principais conceitos relacionados à origem do problema na estrutura do helicóptero e técnicas utilizadas para solução destes problemas baseadas em estudos a partir das frequências dos sinais capturados.

Em seguida, é apresentada uma solução utilizando sinais de vibração para de-

teção e correção de problemas relacionados a vibração. No projeto, foram medidos as frequências fundamentais de vibrações de diferentes componentes do helicóptero, e durante o voo, foram averiguados quais frequências de vibração aumentavam sua intensidade em relação ao estado ideal. A verificação dos componentes com frequência fundamental igual a frequência alterada detectou a origem do problema.

E finalmente, apresentamos a solução para o problema, demonstrando todo o processo de extração, tratamento e exportação dos sinais de vibração, e detalhando as técnicas utilizadas para cada uma dessas etapas. É visto no resultado final, a evolução da ferramenta de medição de vibrações em relação as gerações anteriores. Passos para continuação deste trabalho são sugeridos juntamente as considerações finais

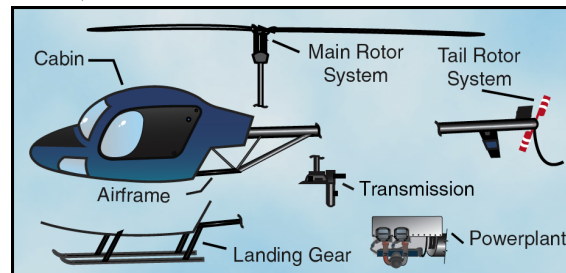
2 CONCEITOS NECESSÁRIOS PARA ENTENDIMENTO DO SISTEMA

2.1 Estrutura de um helicóptero

Apesar de construídos em diferentes tamanhos e formatos, helicópteros compartilham dos mesmos componentes principais. Esses componentes incluem:

- Cabine: Local onde se instalam a equipe de vôo e os passageiros
- Fuselagem: Camada de proteção exterior da estrutura, geralmente de metal
- Motor: Responsável por gerar a força motriz utilizada pelos rotores
- Central elétrica: Estrutura que gera energia elétrica para o helicóptero
- Transmissão: Leva energia do motor e a transmite para o rotor principal, o qual provê a força aerodinâmica que faz o helicóptero voar

Figura 2.1: Imagem dos principais componentes de um helicóptero.
Fonte:(FEDERAL. . . , 2017)



2.1.1 Sistema de rotor principal

O sistema de rotor encontrado em helicópteros consiste em um conjunto de um ou dois rotores. Sendo a maioria dos helicópteros bimotor (dois motores, um para cada rotor), os rotores giram em direções opostas fazendo com que o torque de um dos rotores seja oposto ao outro. Isso cancela a tendência de rotação viabilizando seu funcionamento, que consiste em alçar e manter voo. O rotor é composto por um mastro, um eixo, e as pás (FEDERAL. . . , 2017)

2.1.2 Rotor de cauda

A maioria dos helicópteros com um único rotor principal requerem um rotor separado para compensar o torque. Para isto, é usado um rotor de cauda, com inclinação variável antitorque. (FEDERAL. . . , 2017)

2.2 Vibrações em helicópteros

Fontes de vibração em um helicóptero provém de diferentes origens como, por exemplo, o rotor principal, o rotor de cauda, motor e outros sistemas de rotação como as turbinas hidráulicas e as forças do ar que atuam na fuselagem. Além disso, outras fontes de vibração são a transmissão dos rotores e componentes soltos que são partes externas ou regulares da aeronave. A vibração no motor principal é causada principalmente em voos retilíneos. O rotor experimenta uma variação das velocidades de fluidos e ângulos de ataque nas pás posicionadas frontalmente e posteriormente. As frequências de vibração são tipicamente um múltiplo do número de pás e sua frequência de revolução. (STUPAR; SIMONOVIC; JOVANOVIC, 2012)

2.3 Correção da vibração a partir da medição e análise

Existem diferentes abordagens para correção das vibrações à partir de sua medição e análise. Algumas das abordagens estão listadas nas seções seguintes

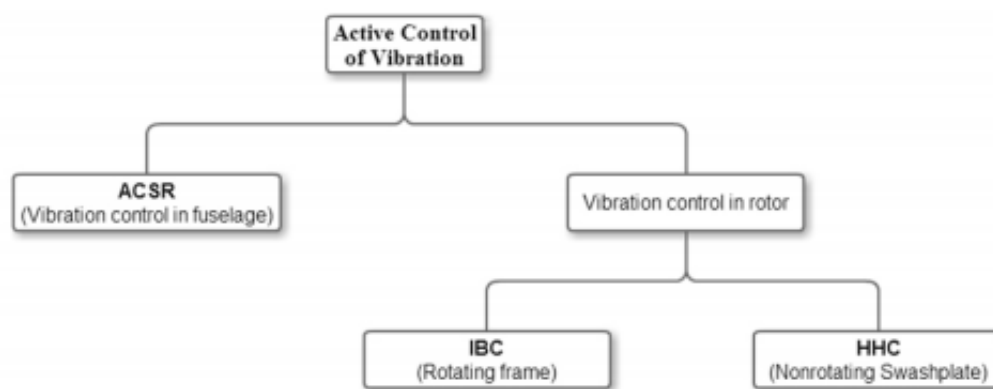
2.3.1 Controle passivo

No início, o controle das vibrações era feito através de técnicas de controle passivo. Basicamente é um sistema formado por molas e amortecedores, os quais atuavam nas vibrações somente após elas terem sido geradas, tendo um aumento no peso do helicóptero por consequência. São sistemas simples, que dão uma boa estabilidade e não necessitam de fontes de energia, mas sua falta de adaptabilidade em diferentes condições de voo, variação na frequência rotacional do rotor e mudanças na dinâmica estrutural faz deles uma abordagem menos eficiente.(CARRATALÁ; MURA, 2015)

2.3.2 Controle ativo

Como resultado dos avanços computacionais e tecnologia atuante, a abordagem de controles ativos foi introduzida para resolver os problemas relacionados ao controle passivo. Esses métodos podem oferecer uma redução das vibrações significativamente, aumentando o conforto e segurança, e tendo a capacidade de adaptação às mudanças de velocidade, condições do rotor e dinâmica da estrutura.(CARRATALÁ; MURA, 2015)

Figura 2.2: Classificação de abordagens de controle para controle ativo das vibrações. Fonte:(CARRATALÁ; MURA, 2015)



2.3.2.1 Controle ativo de resposta estrutural (ACSR)

Esta técnica tem como objetivo minimizar a vibração estrutural do helicóptero. Acelerômetros medem as vibrações em pontos chave da fuselagem. Um algoritmo de controle multivariável processa estas informações e calcula um conjunto de forças de controle para um conjunto de atuadores hidráulicos, localizados em locais estratégicos da estrutura. A redução da vibração é resultado da superposição das forças de vibração induzidas dos atuadores em conjunta com as forças induzidas na fuselagem pelo rotor.(PEARSON, 1994)

2.3.2.2 Controle de Harmônico elevado (HHC)

Em HHC, a parte superior do rotor do helicóptero (swashplate) é excitado em harmônicos elevados da velocidade rotacional do rotor para gerar novas cargas de ar instáveis que combinam com as cargas inerciais oscilatórias para cancelar as vibrações de eixo.(GANGULI DIPALI THAKKAR, 2016)

2.3.2.3 Controle Individual de Hélice (IBC)

A abordagem de controle individual de hélice (IBC) permite que cada hélice seja controlada separadamente em uma frequência desejada. Em HHC para um rotor de 4 hélices, a excitação do swashplate em 4/rev permitia somente 3/rev, 4/rev e 5/rev oscilações em um quadro de rotação. Enquanto isso, IBC pode ser utilizado para gerar 2/rev e outros harmônicos no quadro de rotação. IBC também permite o envio de loops de feedback para cada hélice no quadro de rotação. Outra vantagem do IBC é que a detecção nos quadros de rotação faz com que o controle seja menos sensível às mudanças nas condições de voo.(GANGULI DIPALI THAKKAR, 2016)

2.4 Análise espectral

A análise espectral (ou análise frequencial) é um termo usado para descrever a análise no domínio da frequência de um sinal. A análise espectral é uma das técnicas de análise de vibração mais usadas para monitoramento de condição em sistemas de transmissão mecânica e foi comprovada como ferramenta básica para detecção e diagnóstico de falhas em maquinário de simples rotação. Enquanto o nível de vibração geral é a medição da vibração produzida sobre uma ampla banda de frequências, o espectro é a medida das vibrações em um número abrangente de bandas de frequências discretas, e ver o sinal em termos dos seus componentes de frequência dá um melhor entendimento das suas características (SUNDARARAJAN, 2001).

O processo fundamental comum para a análise espectral é a conversão do domínio do tempo para o domínio da frequência. Isso pode ser feito através de filtros de banda estreita, entretanto, hoje em dia, é mais comum o uso da transformada discreta de Fourier dos dados digitalizados. O nível de vibração em cada frequência representa a vibração sobre uma banda estreita de frequência centralizada na frequência alvo, com uma largura de banda determinada pelo processo de conversão empregado. Para máquinas operando em velocidades constantes, as frequências de vibração produzidas por vários componentes da máquina pode ser estimado, entretanto, uma mudança no nível de vibração em uma banda de frequência particular pode estar associado a um componente particular da máquina. Uma análise dos níveis relativos de vibração em diferentes bandas de frequência pode nos dar uma indicação da natureza da falha, disponibilizando algumas capacidades de diagnóstico (HARRIS, 1996).

A transformada de Fourier pode ser calculada realizando a seguinte operação:

$$\hat{f}(\xi) = \int_{-\infty}^{\infty} f(x)e^{-2\pi i x \xi} dx$$

Onde $f(\xi)$ é o espectro de Fourier, $f(x)$ representa o sinal no domínio do tempo, ξ é a frequência ordinária do sinal e $i = \sqrt{-1}$ é a base para números complexos.

Mais utilizado ultimamente, temos a Fast Fourier Transformation (FFT), a qual é otimizado para o uso posterior da transformada discreta de Fourier e é definido como:

$$F(u) = \frac{1}{N} \sum_{x=0}^{N-1} F(x) W_N^{ux}$$

Onde $x(n)$ denota o sinal de entrada no tempo (amostra) n , e $X(m)$ denota a amostra espectral m . O processo de amostragem utilizado para conversão de tempo contínuo para sinal discreto pode causar efeitos indesejados como por exemplo aliasing (STUPAR; SIMONOVIC; JOVANOVIC, 2012).

2.5 Correção de aliasing

2.5.1 Aliasing

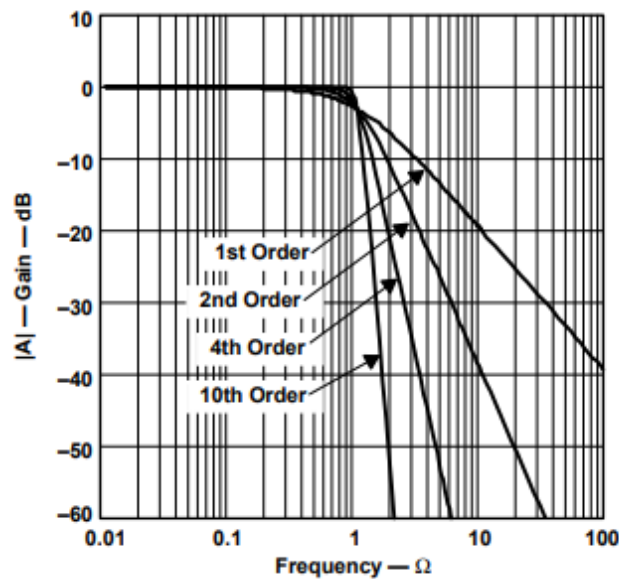
Aliasing é o efeito de violar a teoria de amostragem de Nyquist-Shannon. Durante a amostragem a banda base do espectro do sinal amostrado é refletido para cada múltiplo da frequência de amostragem. Esses espectros refletidos são chamados alias. Se o sinal de espectro atingir mais da metade da frequência de amostragem de base, a banda de espectro e os alias se tocam e a banda base de espectro fica superimposta pelo primeiro espectro de alias. A maneira mais fácil de prevenir o aliasing é a aplicação de um filtro passa-baixo com frequência de corte estabelecido na metade da frequência de amostragem. (MITRA, 2000)

2.5.2 Anti-aliasing

A taxa de amostragem para um sinal analógico tem de ser ao menos duas vezes maior que a maior frequência de sinal analógica para que evitar o aliasing. Qualquer parte do sinal ou ruído como frequência maior que a metade da taxa de amostragem causará

aliasing. Para evitar esse problema, o sinal analógico é usualmente filtrado por um filtro passa-baixo antes do início do processo de amostragem. Esses filtros são chamados de filtros anti-aliasing.(MITRA, 2000)

Figura 2.3: Filtro passa-baixo de Butterworth também usado como filtro anti-aliasing (KUGELSTADT, 2003)



2.6 Filtros digitais

2.6.1 Conceito geral

O processo de filtragem pode ser realizado de duas maneiras: através de um filtro analógico ou digital. Os filtros analógicos são baratos, rápidos, e tem uma ampla extensão dinâmica tanto em amplitude quanto em frequência. Em contrapartida, filtros digitais podem atingir uma performance consideravelmente superior. Isso tem como consequência uma diferente abordagem para os problemas de filtragem. Com filtros digitais, ao invés de enfatizar problemas como precisão e estabilidade dos resistores e capacitores como nos filtros analógicos, a ênfase é direcionada às limitações do sinal, e nos problemas teóricos, como por exemplo escolha do tipo (FIR ou IIR).(SMITH, 1997)

2.6.2 Tipos de filtros digitais

Os filtros digitais podem ser implementados de duas maneiras diferentes. O primeiro deles é através de convolução (também designados filtros de impulso de resposta finitos ou FIR) ou por recursão (também designados filtros de impulso de resposta infinito ou IIR). Os filtros FIR podem desempenhar uma performance consideravelmente melhor se comparados aos IIR, mas tem um tempo de execução maior.(SMITH, 1997)

2.7 Janelamento

Janelamento é o processo de retirada de um sub-conjunto de dados de um conjunto de dados maior, para processamento e análise. Uma simples abordagem, a janela retangular, envolve truncamento simples do conjunto de dados antes e depois da janela, sem modificar nada do conteúdo.(MITRA, 2001)

A aplicação do janelamento num conjunto de dados irá alterar as propriedades espectrais deste. Em uma janela retangular, todos os dados fora da janela serão truncados e conseqüentemente assumidos como zero.

Considere o sistema $H(z)$, com entrada $X(z)$ e saída $Y(z)$. Nós modelamos isto da seguinte maneira:

$$Y(z) = X(z)H(z)$$

Se nós tivermos uma janela com função de transferência $W(z)$, nós podemos aplicar matematicamente a janela de nosso sinal $X(z)$ resultando em:

$$\hat{X}(z) = X(z)W(z)$$

Então, nós podemos passar nosso sinal pós-janelamento para nosso sistema, $H(z)$ da seguinte forma:

$$\hat{Y}(z) = \hat{X}(z)H(z)$$

2.8 Janela de Kaiser-Bessel

A Janela de Kaiser é um dos mais utilizados e otimizados processos de janelamento. É otimizado no sentido de prover uma extensa largura de lóbulo central para uma dada faixa de atenuação, o que implica em uma banda de transição estreita. O trade-off entre a largura do lóbulo principal e a área do lóbulo lateral é quantificado pela procura da função de janelamento que é maximizada em torno de $w=0$ no domínio da frequência

$$I_0(x) = 1 + \sum_{k=1}^{\infty} \left[\frac{1}{k!} \left(\frac{x}{2}\right)^k \right]^2$$

No domínio discreto, a janela de Kaiser é definida como:

$$w_k(n) = \left\{ \begin{array}{ll} \frac{I_0\left(\alpha \sqrt{1 - \left(\frac{2n}{N-1}\right)^2}\right)}{I_0(\alpha)}, & \text{para } |n| \leq \frac{N-1}{2} \\ 0, & \text{para outros} \end{array} \right\}$$

Onde α é o parâmetro de forma, N é a largura da janela e $I_0(x)$ é a função de Bessel modificada do primeiro tipo de ordem 0. (NOURI; MAGHAMI, 2011)

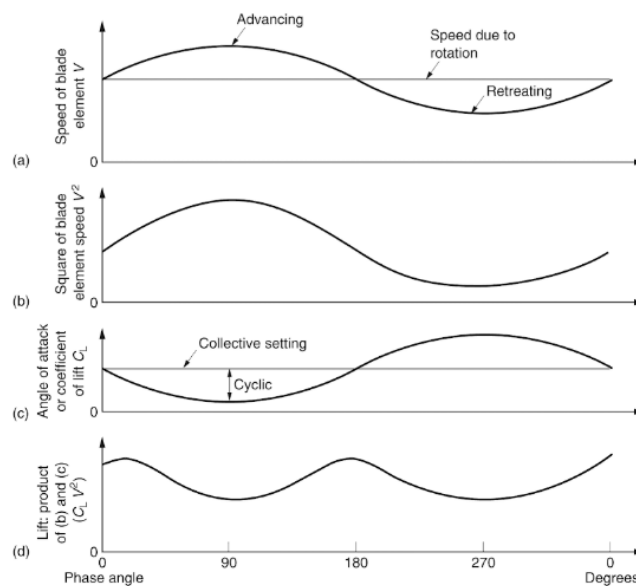
2.9 Importância dos harmônicos para análise de vibração

A figura 1.4 mostra o que acontece com a pá quando rotacionado em voos retilíneos com arfagem cíclica aplicada. O diagrama assume um fluxo de entrada uniforme através do disco (área do círculo que compreende as pás). A figura (a) mostra a velocidade relativa do ar experimentada por uma das pás. A velocidade rotacional produz um componente constante entretanto a velocidade do ar devido ao avanço aparece como um componente senoidal, adicionando velocidade na pá dianteira e atraso na pá traseira. O deslocamento vertical em uma pá é proporcional ao quadrado da velocidade do ar e seu parâmetro é mostrado na figura (b).

O coeficiente de deslocamento vertical da hélice é aproximadamente proporcional ao ângulo de ataque. A configuração de arfagem coletiva resulta em um componente constante do ângulo de ataque e o controle de arfagem cíclica aplica neste componente um deslocamento e offset senoidal como mostra na figura (c). A figura (d) mostra a função de deslocamento vertical o qual é o ângulo de ataque multiplicado pelo quadrado da velocidade do ar. Em outras palavras, a função representada em (d) é o produto entre (b)

e (c). A amplitude do controle cíclico em (c) foi escolhido para realizar o deslocamento vertical em 90° do mesmo modo que o descolamento vertical em 270° .(WATKINSON, 2004)

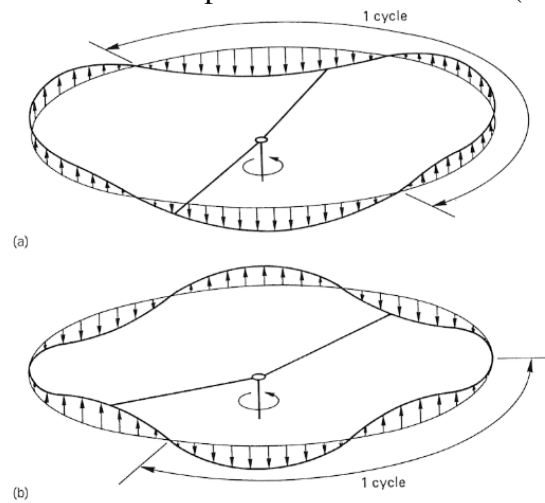
Figura 2.4: (a) Velocidade do ar instantânea, (b) Deslocamento vertical proporcional ao quadrado da velocidade do ar. (c) Controle senoidal do ângulo de ataque devido a aplicação de avanço cíclico.(d) Deslocamento vertical não constante no disco é a fonte da vibração. (WATKINSON, 2004)



Uma função senoidal não pode cancelar uma função seno ao quadrado. Existe um deslocamento vertical através de aproximadamente 270° onde o quadrado da velocidade do ar relativa se torna muito baixo e um aumento do ângulo de ataque não é eficaz para compensação. A simetria do deslocamento vertical só é obtido porque a mesma entrada cíclica também reduz bruscamente o ângulo de ataque em 90° . Como resultado, teremos deslocamentos verticais em 90° e em 270° .

A função de deslocamento vertical contém uma série de Fourier dos harmônicos, ou frequências múltiplas da frequência fundamental. Como os deslocamentos verticais nos dois lados do rotor não tem a mesma forma, níveis significantes de harmônicos ímpares irão existir, especialmente o terceiro e quinto. A função de deslocamento vertical excita as hélices na direção dos flaps e eles responderão de acordo com as características dinâmicas da hélice e seu amortecimento. O resultado é que as hélices não descrevem um movimento cônico perfeito em voos retilíneos, como mostrado na figura abaixo. Eles ondulam devido aos harmônicos.(WATKINSON, 2004)

Figura 2.5: Deslocamento vertical para 2° e 3° harmônico. (WATKINSON, 2004)



2.10 Paralelismo computacional

Uma possibilidade para melhorar o desempenho de execução dos processos computacionais é através do uso de paralelismo. Hoje em dia, é raro encontrar laptops, desktops, ou servidores que ainda não contenham multi-processadores em seu sistema. (KUMAR, 2002) Sendo assim, processos que requerem uma quantidade de processamento significativo podem ser viáveis através dessa abordagem. Para isto, é necessário estabelecer particionamento de tarefas entre threads. Existem duas abordagens para realização de paralelismo: paralelismo a nível de tarefa e paralelismo a nível de dados. No paralelismo a nível de tarefa, nós particionamos varias tarefas que devem ser realizadas entre os núcleos. Em paralelismo a nível de dados, nós particionamos os dados entre os núcleos, e cada núcleo realiza a mesma tarefa nos dados que lhes são designados. (KUMAR, 2002)

3 TRABALHOS RELACIONADOS AO ESTADO DA ARTE

Como este trabalho aborda uma série de efeitos e técnicas relacionados ao diagnóstico feito através da medição de vibrações, diversos trabalhos relacionados podem ser encontrados na literatura. Apesar de nem todos utilizarem os mesmos tipos de sinais para checagem da vibração, todos tem em comum a checagem através da utilização de análise de sinais no domínio da frequência.

3.1 Medição e análise da vibração em estruturas de helicópteros para detecção de defeitos em elementos de operação

Este trabalho foi realizado por Slobodan Stupar, Aleksandar Simonovic e Miroslav Jovanovic (STUPAR; SIMONOVIC; JOVANOVIC, 2012). O trabalho consiste em um exemplo prático de medição e análise de vibração em estruturas de helicópteros para detecção de defeitos em elementos de operação. O foco do trabalho esta na determinação do bom funcionamento dos componentes rotacionais. É feito uma análise nas vibrações longitudinais e verticais na fuselagem do helicóptero no domínio da frequência para diferentes perfis de voos.

3.1.1 Metodologia

As medições foram baseadas em medição e análise de vibrações periódicas em locais específicos da estrutura do helicóptero. Primeiramente foram determinadas as frequências de operação de todos os componentes rotacionais do sistema e de sub-sistemas. O segundo passo foi a seleção do número necessário de locais na estrutura externa para medição do nível de vibração em solo criando um mapeamento de condições ideais de vibração. Em seguida, foi escolhido os locais internos da estrutura, que seriam pontos específicos para determinação de condição das propriedades e requisitos do helicóptero durante todo o voo para qualquer tipo de ação corretiva. Os primeiros dois passos eram definidos como uma relação apropriada das vibrações (nível de amplitude) entre os sistemas, os quais operam em mesma frequência. Em caso de impossibilidade de definição da falha com os procedimentos de teste do terceiro passo, é possível repetir o teste em solo a partir do segundo passo. Esse procedimento pode checar o serviço de operação

do helicóptero por um período de tempo. Um acelerômetro foi utilizado para medição da aceleração para determinação da amplitude de vibração. Sendo que a maioria dos componentes rotacionais dos helicópteros operam dentro de uma faixa de 2 à 100 hz, a aceleração é normalmente utilizada na medição e análise de vibrações.

3.1.2 Instalação e procedimentos

O teste em vôo foi configurado com as seguintes configurações de equipamentos:

- 12 canais NetB12 - 01 analisador digital e coletor de dados Metravib para medição de vibração e ruído em tempo real
- 5 acelerômetros, B&K tipo 4393
- 1 tacômetro

As posições e direções de medição dos acelerômetros são:

1. Trilho do assento do piloto na direção longitudinal
2. No chão em frente ao assento do piloto, abaixo do trilho, na direção vertical
3. Na parte da frente do assento do piloto, acima do trilho, com direção vertical
4. Na parte traseira do assento do piloto, abaixo do trilho, na direção vertical
5. No trilho do assento do piloto, na parte traseira, na direção vertical

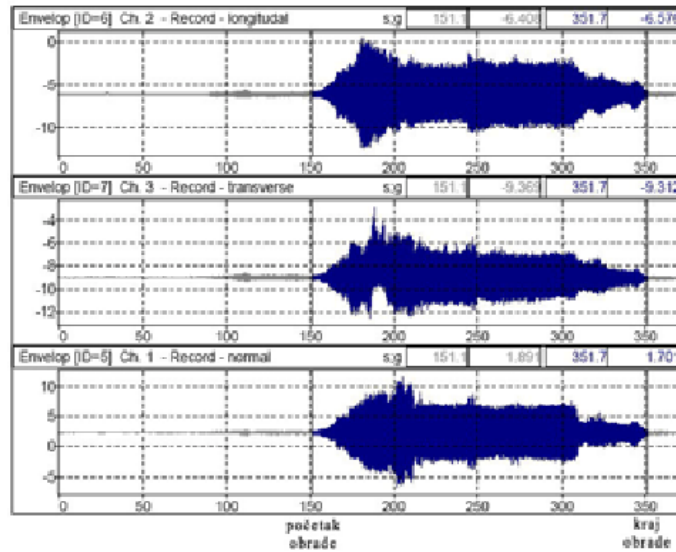
O perfil de cada teste em vôo consiste nos seguintes elementos:

- Manobras em baixa velocidade com efeitos de solo,
- Vôo em altitude de 3000m,
- Aceleração em altitude de 3000m,
- Desaceleração em altitude de 1000m,
- Curvas em altitude de 1000m com diferentes velocidades

3.1.3 Resultados dos testes

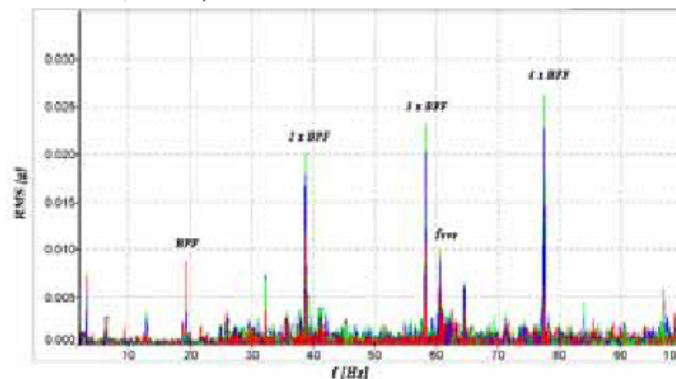
Em acordo com a metodologia adotada, o domínio da frequência e do tempo foram gravados a partir do primeiro voo e adotados como nível de vibração de referência para a investigação (Fig. 2.1 e 2.2).

Figura 3.1: Referência de níveis de vibração no domínio do tempo.(STUPAR; SIMONOVIC; JOVANOVIC, 2012)



O mapa de vibração nas condições ideais de fase de aceleração, um dos perfis de voo, no qual a decisão a respeito da condição do helicóptero é baseada, é mostrado na Figura abaixo:

Figura 3.2: Mapa de vibração das condições ideais na fase de aceleração.(STUPAR; SIMONOVIC; JOVANOVIC, 2012)



Os resultados dos níveis médios de vibração são tabuladas para a velocidade máxima e posição de hover (helicóptero imóvel no ar) do helicóptero para os acelerômetros nos canais 1, 2 e 3.

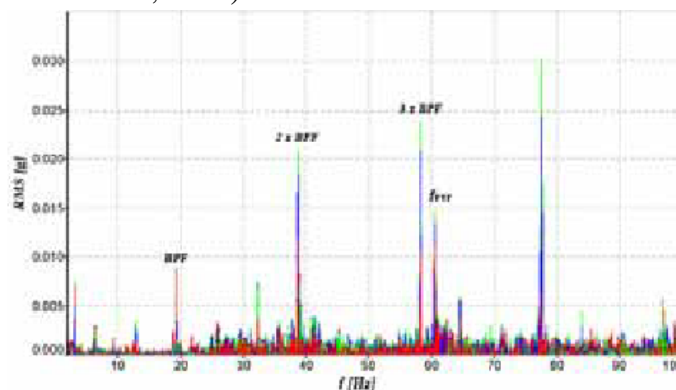
O teste foi conduzido após 100 e 200 horas de voo. Após 100 horas, uma mudança

Figura 3.3: Mapa de vibração das condições ideais na fase de aceleração.(STUPAR; SIMONOVIC; JOVANOVIC, 2012)

Profile of flight	V [km/h]	f [Hz]	Ch 1 [g RMS]	Ch2 [g RMS]	Ch 3 [g RMS]
Hover (H=10 m)	0	19.35	<0.0015	<0.0015	<0.0015
		38.70	0.0032	0.0059	0.0061
		58.05	<0.0015	<0.0015	<0.0015
		60.45	0.0074	0.0098	0.0106
		77.40	<0.0010	<0.0010	<0.0010
Vmax	240	19.35	0.0087	0.0050	0.0044
		38.70	0.0112	0.0186	0.0211
		58.05	0.0104	0.0213	0.0241
		60.45	0.0062	0.0091	0.0100
		77.40	0.0058	0.0243	0.0302

na frequência de 60.45 Hz foi notada, mas abaixo de 6 à 7% em relação aos dados de referência base. O resultado do teste após 200 horas foi inteiramente diferente. O espectro FFT médio do segundo teste (para os canais 1, 2 e 3) são mostrados na figura abaixo.

Figura 3.4: Vibrações em locais específicos da cabine na fase de aceleração.(STUPAR; SIMONOVIC; JOVANOVIC, 2012)



Comparando os espectros das FFTs entre as figuras, podemos notar uma grande diferença na amplitude pontualmente na frequência de 60.45 Hz, o qual é a frequência de operação de diversos elementos do helicóptero. As diferenças percentuais do nível de amplitude na frequência de 60.45 Hz, entre o mapa de vibrações adotado e a segunda checagem de vibração podem ser vistos na figura 2.5

Comparando os valores de vibração na figura 2.3, pode ser visto que o aumento de todas as amplitudes de vibração na frequência de 60.45 Hz após 200 horas resultou numa potencial falha na parte operativa do sistema em uma determinada frequência, sem

Figura 3.5: Diferença percentual entre os níveis de amplitude na frequência de 60.45 Hz. (STUPAR; SIMONOVIC; JOVANOVIC, 2012)

Profile	V [km/h]	Ch 1		Ch 2		Ch 3	
		[g RMS] [%]		[g RMS] [%]		[gRMS] [%]	
Hover >200 h	0	0.0065	47	0.0098	40	0.0106	33
		0.0093		0.0138		0.0142	
Vmax >200 h	240	0.0062	53	0.0091	45	0.0100	36
		0.0095		0.0132		0.0136	

estar em contato com um campo aerodinâmico complexo. O shaft de inclinação, a caixa de câmbio, o shaft horizontal, o shaft de ligação do shaft de cauda e a caixa de câmbio de cauda são as partes de transmissão que operam em 60.45 Hz.

De acordo com a teoria das vibrações, os elementos de transmissão citados anteriormente foram verificados. Após inspecionado, uma nova caixa da câmbio foi colocada e o teste foi repetido. A análise concluiu que as vibrações continuavam acima dos níveis de vibração adotados no mapeamento de condições ideais de vibração, entretanto, abaixo dos níveis de vibração do teste realizado após 100 horas utilizando a caixa de câmbio anterior. Estas condições da nova caixa de câmbio foram adotadas como corretas para os futuros serviços operacionais.

A caixa de câmbio de transmissão antiga foi retirada e inspecionada. Uma engrenagem removida da caixa de câmbio estava danificada, como mostra na figura abaixo:

Figura 3.6: Superfície danificada da roda de engrenagem. (STUPAR; SIMONOVIC; JOVANOVIC, 2012)



4 O STEADY CONTROL UNIT & MMI

4.1 O Sistema de medição de vibrações

Podemos dividir o sistema de medição de vibrações em dois grupos diferentes: O IHM e os módulos. Os módulos podem ser divididos em 3 sub-grupos principais: os sensores, os top rotors (nome dado aos rotores principais) e os externals. Os sensores digitais são utilizados para medição digital dos acelerômetros e giroscópios, os top rotors são utilizados para medição da velocidade de rotação do rotor e os externals são utilizados para medição de acelerômetros analógicos.

4.2 O IHM

O IHM serve como interface gráfica ao operador para aquisição e tratamento de dados. Ele é composto somente por um tablet Panasonic FZ-G1, e que foi selecionado pela Airbus por questões de preferencia deste dispositivo. O programa foi desenvolvido em linguagem C++ com a utilização do framework QT para o desenvolvimento da interface gráfica.

Figura 4.1: Tablet Panasonic FZ-G1 fornecida pela Airbus.



4.3 Os Módulos

Os módulos são utilizados para medição da vibração segundo a configuração solicitada pelo IHM. Eles são compostos, em geral, de um módulo Arduino MKR1000, responsável pela comunicação com o IHM via Wifi através de uma conexão socket UDP, e um microcontrolador 32 bits PIC32MX responsável pela aquisição dos dados. O micro-

controlador PIC realiza a gestão do componente MEMS (BMI055), o qual é composto de acelerômetro e giroscópio. Todos os dados medidos são estocados em uma memória flash compartilhada entre o PIC e o MKR1000.

Figura 4.2: Os módulos de aquisição.



Para o acelerômetro, as frequências de amostragem e corte são as seguintes:

Tabela 4.1: Relação entre frequência de amostragem e corte em acelerômetros.

Freq. de amostragem	Freq. de corte
125 Hz	62.5 Hz
250 Hz	125 Hz
500 Hz	250 Hz
1000 Hz	500 Hz
1500 Hz	750 Hz
2000 Hz	1000 Hz

Para o giroscópio, as frequência de amostragem são as seguintes:

Tabela 4.2: Relação entre frequência de amostragem e corte em giroscópios.

Freq. de amostragem	Freq. de corte
100 Hz	12 Hz
	32 Hz
200 Hz	64 Hz
	23 Hz
400 Hz	47 Hz
1000 Hz	116 Hz
2000 Hz	116 Hz
	230 Hz

Nota-se que diferentemente do que no acelerômetro, é possível selecionar mais de uma frequência de corte para algumas frequências de amostragem.

O tempo de aquisição é escolhido pelo operador. Pode variar entre 5 e 60 segundos (a não ser que um módulo Top Rotor esteja no conjunto de aquisição. Nesse caso, o tempo de aquisição mínimo é de 10 segundos).

Existem diferentes grupos de módulos compostos pela combinação dos sub-grupos principais (sensores, top rotors e externals) designados à cada local do helicóptero

4.3.1 Sensores

Os sensores são compostos pela medição de um acelerômetro e um giroscópio que realizam as medições nos eixos X, Y, Z e suas possíveis combinações (XY, XZ, YZ e XYZ) com diferentes frequências de amostragem e frequência de corte

4.3.2 Top Rotor

Os módulos Top Rotors são compostas de uma célula óptica/magnética (top rotor) que tem função de determinar a velocidade de rotação do rotor principal (ou do motor traseiro). A frequência de aquisição é determinada pela frequência de amostragem dos outros módulos. No caso de uma configuração que inclui o Top Rotor, a frequência de amostragem deve ser a mesma para todos os módulos obrigatoriamente. A frequência de amostragem de referência pode ser a mesma que a dos acelerômetros ou giroscópios, tudo depende do tipo de aquisição escolhido pelo operador.

4.3.3 Absorber

O módulo Absorber é composto por um sensor digital acoplado à um sinal vibratório unidimensional (external). A particularidade deste módulo é a sensibilidade do acelerômetro, que vai até +/- 20g

4.3.4 Externals

Os módulos externals são compostos por um acelerômetro ligado a uma entrada analógica que faz medidas em eixo unidimensional

4.3.5 Shaft & Tail

Os módulos Shaft e Tail permitem medir um sinal vibratório unidimensional (external). Possui também uma célula óptica/magnética (top rotor) com as mesmas funções do Top Rotor

4.4 Associação de módulos

4.4.1 Identificação de módulos

A partir da inicialização do programa, o IHM envia um comando de identificação em broadcast para todos os módulos presentes na rede. O tipo de módulo é identificado a partir da utilização de um micro switch que se encontra na parte interna do compartimento do módulo.

Tabela 4.3: Correspondência entre o número e tipo do módulo.

Tipo de objeto	Prefixo
Module 1	Sensor
Module 2	Sensor
Module 3	Sensor
Module 4	Sensor
Module 5	Top Rotor
Module 6	External
Module 7	External
Module 8	Absorber
Module 9	Absorber
Module 10	Shaft
Module 11	Tail

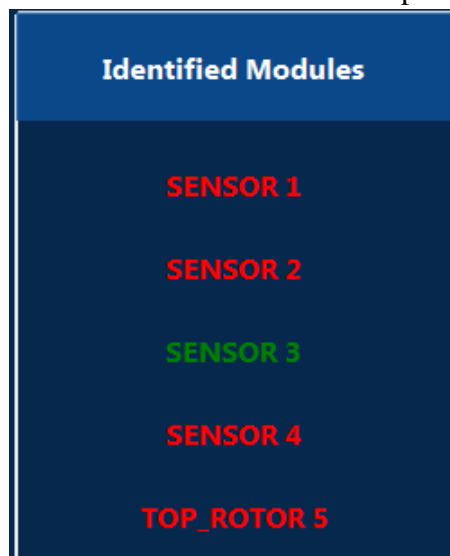
Assim que o módulo recebe um comando a partir de um datagrama, o IHM responde ao IHM informando seu nível de bateria e seu endereço IP. A partir desse momento, ele tem conhecimento e todos os endereços IP dos módulos disponíveis conectados na rede.

Os módulos disponíveis são exibidos para o operador em verde no canto esquerdo da tela. No caso de todos os módulos estarem indisponíveis, eles são exibidos em vermelho, e após o módulo estar posicionado no helicóptero, eles são exibidos na cor cinza.

Figura 4.3: Localização do switch de seleção do número do módulo.



Figura 4.4: Os módulos conectados e identificados pelo IHM estão em verde



4.4.2 Escolha do modelo de helicóptero

Para iniciar uma nova aquisição, é necessário primeiramente escolher o tipo de helicóptero que será utilizado durante o teste.

Dentre os modelos apresentados, podemos encontrar helicópteros mono-motores assim como bi-motores. Para cada um desses, a possibilidade de configuração de posicionamento será diferente.

Figura 4.5: Seleção do modelo de helicóptero



4.4.3 Escolha do tipo de aquisição

Após a seleção, o operador deve escolher o tipo de aquisição que será realizado. Os tipos de aquisição possíveis são os seguintes:

1. Calibration
2. Troubleshooting
3. Sensor follow-up check
4. RTB MR
5. RTB TR
6. Shaft
7. Health
8. FRR degraded
9. Engine

No caso de uma medição "Engine" é necessário ainda definir o regime de voo e seu número de série

Figura 4.6: Seleção do tipo de aquisição

The screenshot shows a software window titled "Aircraft Configuration Selection" with a dark blue background. It contains several input fields and summary boxes. The top section shows "Helicopter Type: AS350" and a list of required components: Required Number of Sensors (3), Required Number of Absorbers (0), Required Number of Externals (0), Required Number of Top Rotors (1), Required Number of Shaft Modules (0), and Required Number of Tail Modules (0). Below this, an "Actual" section shows: Actual Number of Sensors (1), Actual Number of Absorbers (0), Actual Number of Externals (0), Actual Number of Top Rotors (0), Actual Number of Shaft Modules (0), and Actual Number of Tail Modules (0). The "Acquisition Type" is set to "RTB_MR", "Harmonic Number" is "3", and "Flight Stage" is "GROUND". There are two engine configuration sections, each with "Engine Flight Regime" (ENG OFF), "Engine Range" (ENG SU), and "Engine Serial Number" (empty). At the bottom, there are "Back" and "Apply" buttons.

Helicopter Type:	AS350
Required Number of Sensors:	3
Required Number of Absorbers:	0
Required Number of Externals:	0
Required Number of Top Rotors:	1
Required Number of Shaft Modules:	0
Required Number of Tail Modules:	0

Actual Number of Sensors:	1
Actual Number of Absorbers:	0
Actual Number of Externals:	0
Actual Number of Top Rotors:	0
Actual Number of Shaft Modules:	0
Actual Number of Tail Modules:	0

Acquisition Type: RTB_MR

Harmonic Number: 3

Flight Stage: GROUND

Engine Flight Regime:	ENG OFF
Engine Range:	ENG SU
Engine Serial Number:	

Engine Flight Regime:	ENG OFF
Engine Range:	ENG SU
Engine Serial Number:	

Buttons: Back, Apply

A partir do momento em que o operador escolhe o tipo de aquisição desejado, o programa irá exibir a quantidade mínima de módulos necessários para este tipo de aquisição. No caso onde o número de módulos é suficiente para a medição, o programa irá posicionar estes módulos automaticamente em localizações pré-definidas do helicóptero. A configuração (frequência de amostragem, frequência de corte, etc...) para cada módulo é também feita de modo automático.

Entretanto, se o tipo de aquisição escolhido for "Troubleshooting" ou o número de módulos disponíveis é menor que o número mínimo para o tipo de aquisição escolhido, a configuração será feita de maneira manual.

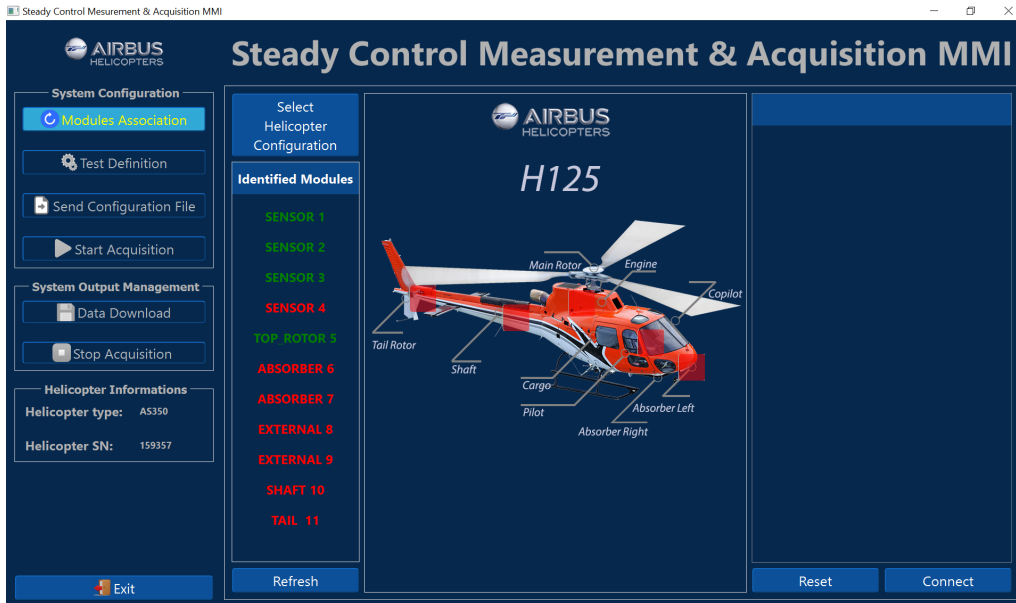
4.4.4 Configuração manual

4.4.4.1 Posicionamento dos módulos

A representação gráfica do helicóptero mostra o posicionamento físico dos módulos. Assim, o posicionamento dos módulos é feito de maneira simples e intuitiva. Para isso, é necessário selecionar o local do helicóptero do qual o módulo vai ser posicionado. Os locais possíveis são divididos em 5: "Cabine" (na cabine do helicóptero), "Motor" (próximo ao motor do helicóptero), "Absorber" (no contra-peso situado sob a prancha

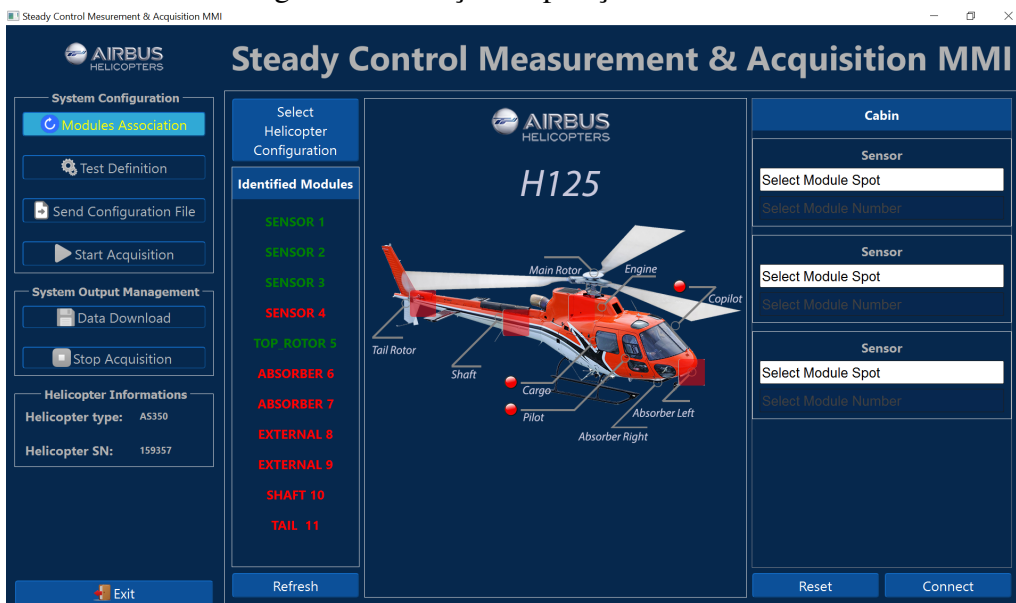
de cabine), "Shaft"(próximo ao eixo de transmissão traseiro) e "Tail"(próximo ao rotor de cauda).

Figura 4.7: Seleção de posicionamento dos módulos



Em seguida, para escolher em qual posição o módulo será posicionado, o programa disponibiliza todas as posições possíveis nos locais escolhidos e os tipos de módulos que são possíveis de serem posicionados em um determinado local através de uma "Combo-Box"(lista de opções em cascata) exibidos no canto direito da tela. Assim, o operador pode construir a configuração que lhe convém sem se preocupar com a possibilidade de um mal posicionamento do módulo.

Figura 4.8: Seleção da posição do módulo



Assim que um local do helicóptero é escolhido, as posições possíveis são disponíveis para visualização (pequenas esferas na ponta das flechas). Se a posição está vazia, a esfera apresenta a cor vermelha, após a seleção efetiva da posição, a esfera fica cinza, e em seguida, após a seleção efetiva do módulo, ela se torna verde e apresenta o identificador do módulo logo abaixo (imagem em anexo).

Após posicionar os módulos, o operador pressiona o botão de aplicação da configuração de posicionamento. Se a bateria dos módulos escolhidos é suficiente para aquisição, o programa permite ao operador de configurar individualmente os módulos à nível do tipo de medição que deverá ser feita, senão, será necessário recarregar os módulos apontados como descarregados. Isso é necessário para garantir o bom funcionamento do teste.

4.4.4.2 Configuração dos módulos

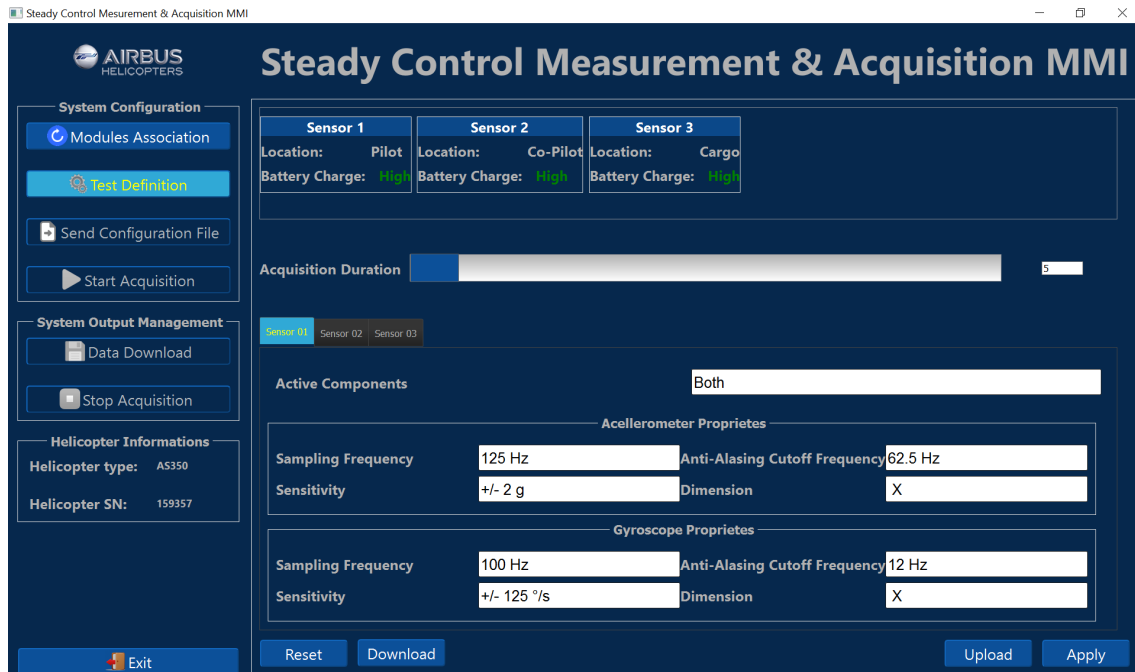
A etapa seguinte consiste na configuração dos módulos de maneira individual. É possível configurar as opções seguintes:

1. Tempos de aquisição (que vai ser o mesma para todos os módulos)
2. Frequência de amostragem
3. Frequência de corte
4. Sensibilidade (os valores limites que podem ser medidos)
5. Dimensão (X, Y, Z, e todas as combinações possíveis)

Para escolher o módulo a ser configurado, é necessário selecionar a aba correspondente ao módulo a ser modificado. No caso do sensor, é possível escolher os componentes que serão utilizados para a medição (seja ele acelerômetro, giroscópio, ou os dois). Para o "Shaft" e "Tail", é possível escolher entre utilizar a medição do acelerômetro ou não. Para os Top Rotores, a configuração não pode ser modificada, sabendo que é necessário que para sua utilização a frequência de amostragem deve ser a mesma para todos os módulos e o eixo de medição é unidirecional.

Por questões de verificação, todas as informações dos módulos (como por exemplo, seu número, seu tipo e o nível de bateria) que foram posicionados, estão disponíveis na parte superior da janela.

Figura 4.9: Painel de seleção de configuração dos módulos



É também possível estocar a configuração presente afim de facilitar uma reconfiguração futura dos módulos utilizando o botão download. Neste caso o programa ira gerar um arquivo texto que segue padrões pré-determinados de maneira que consiga interpretar os dados.

A função upload pode, a partir do arquivo gerado, carregar uma configuração utilizada anteriormente afim de simplificar o processo.

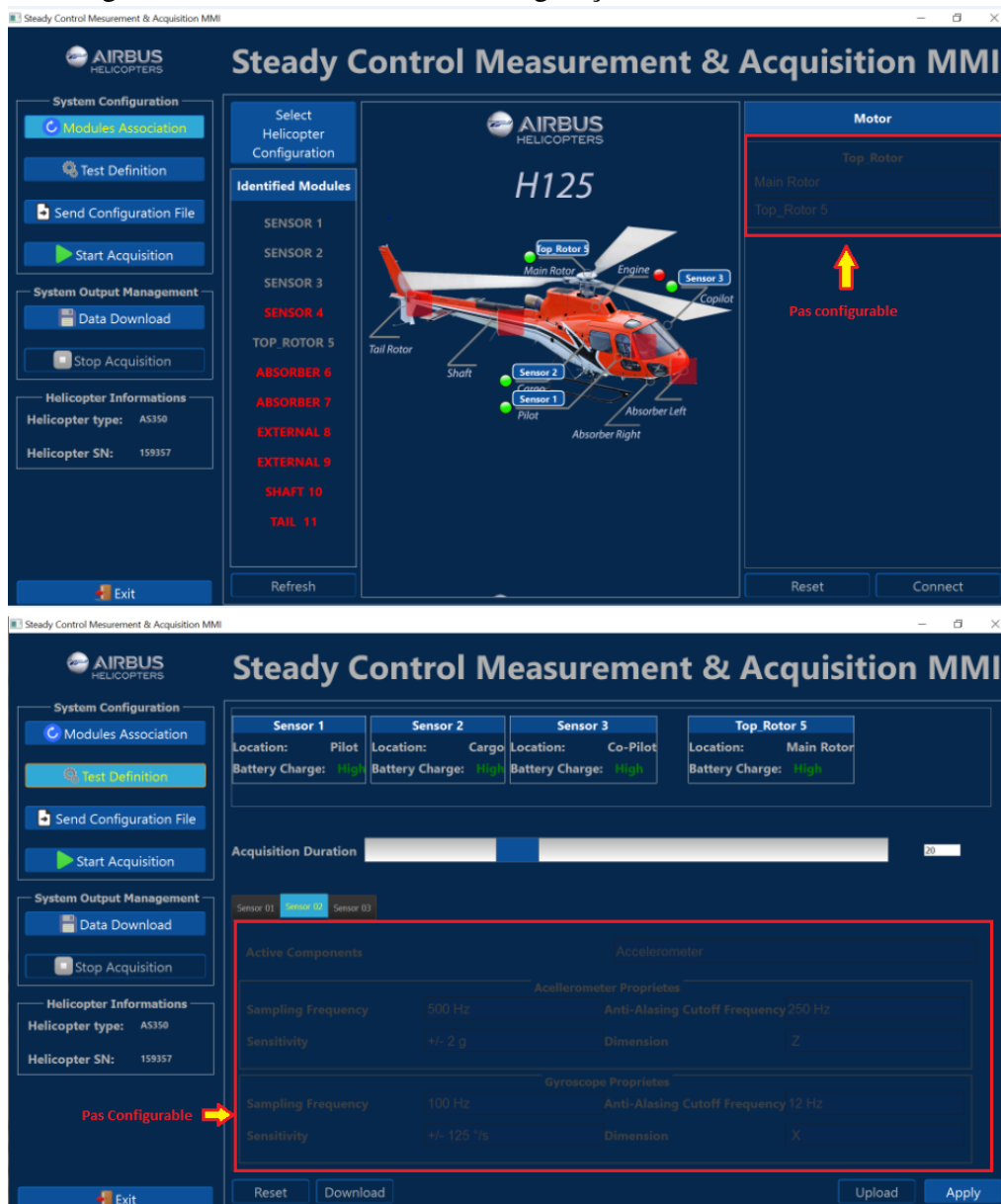
4.4.5 Configuração automática

No caso do número de módulos serem suficientes para a configuração, eles são automaticamente posicionados e o operador não poderá mais modificar os parâmetros estabelecidos. Nesse caso, é somente necessário que ele envie os arquivos de configuração de cada um dos módulos.

Mesmo assim, ainda é possível visualizar as posições e as configurações de cada tipo de aquisição escolhido, como por exemplo, as posições dos módulos e a configuração de seus componentes. O único parâmetro modificavel é o tempo de aquisição

Normalmente, é possível modificar também a frequência de amostragem, frequência de corte e sensibilidade, entretanto, devido a uma incompatibilidade entre as frequência de amostragem e corte definidas no programa de análise de aquisição, na imagem todos os parâmetros foram fixados afim de evitar a possibilidade de uma requisição de

Figura 4.10: Posicionamento e configuração automático dos módulos

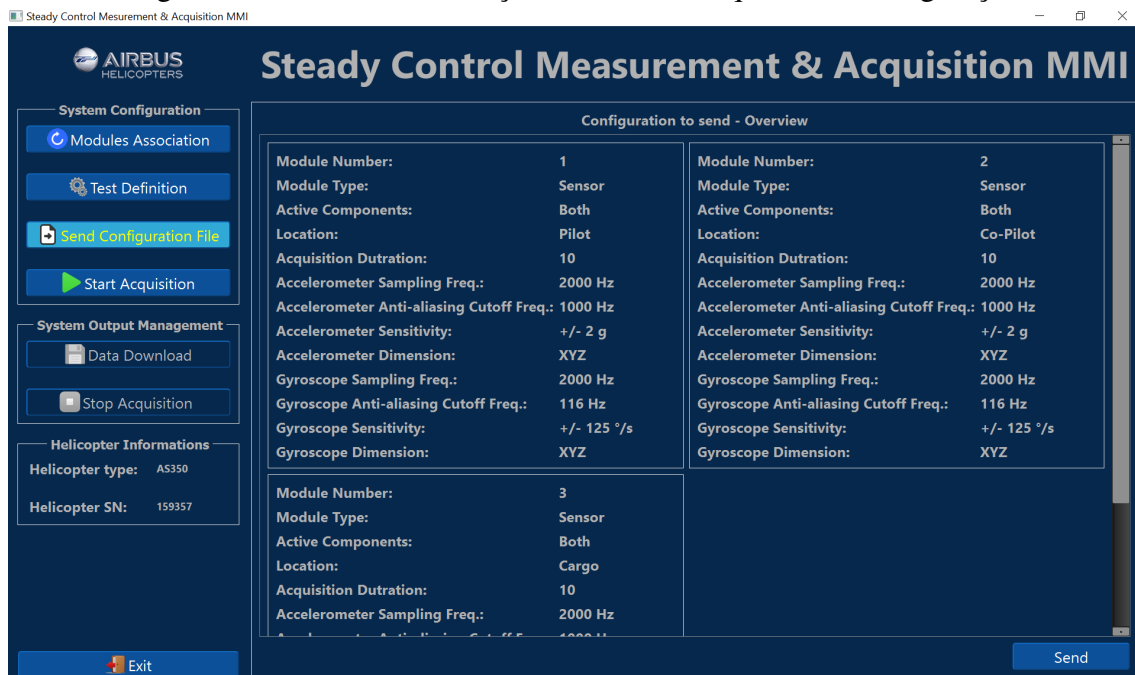


aquisição não compatível. A única frequência de amostragem que foi comum entre os programas foi a de 500 Hz.

4.5 Arquivo de configuração

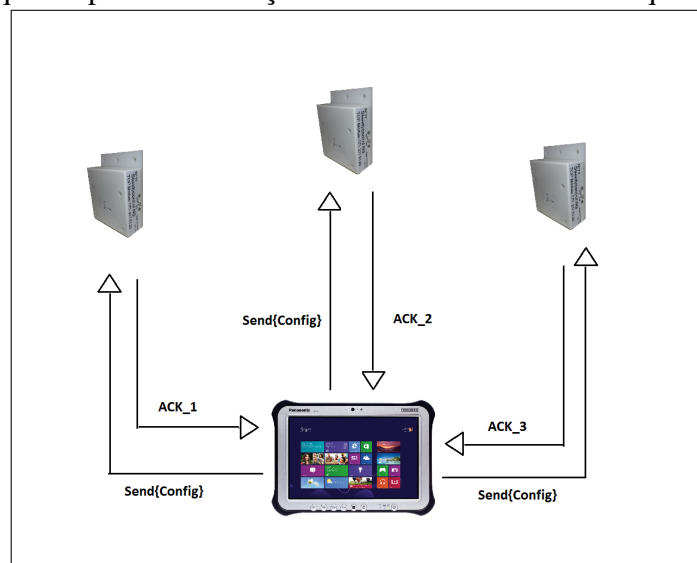
Após os módulos terem sido configurados, essas informações serão enviadas para todos os módulos responsáveis pela medição. O IHM envia um datagrama de dados com o comando de envio de arquivos de configuração concatenados com as informações de configuração. O MKR1000 recebe esses dados, estoca a informação em uma zona da memória (memória flash externa, compartilhada entre ambos micro-controladores) reser-

Figura 4.11: Painel de descrição e envio dos arquivos de configuração



vada para o arquivo de configuração (a partir do primeiro endereço). Em seguida, um sinal de recepção é enviado ao IHM. Essa sinalização tem a função de alertar ao operador que o arquivo de configuração foi recebido antes da ocorrência de um timeout. No caso contrário, o IHM informa falha na recepção do arquivo de configuração e não permite a inicialização da aquisição de dados. Esta inicialização só será permitida após a recepção do sinal vinda de todos os módulos.

Figura 4.12: Esquema para visualização do sistema de envio do arquivo de configuração



4.6 Início de aquisição

Figura 4.13: Painel de descrição e envio de requisição da aquisição



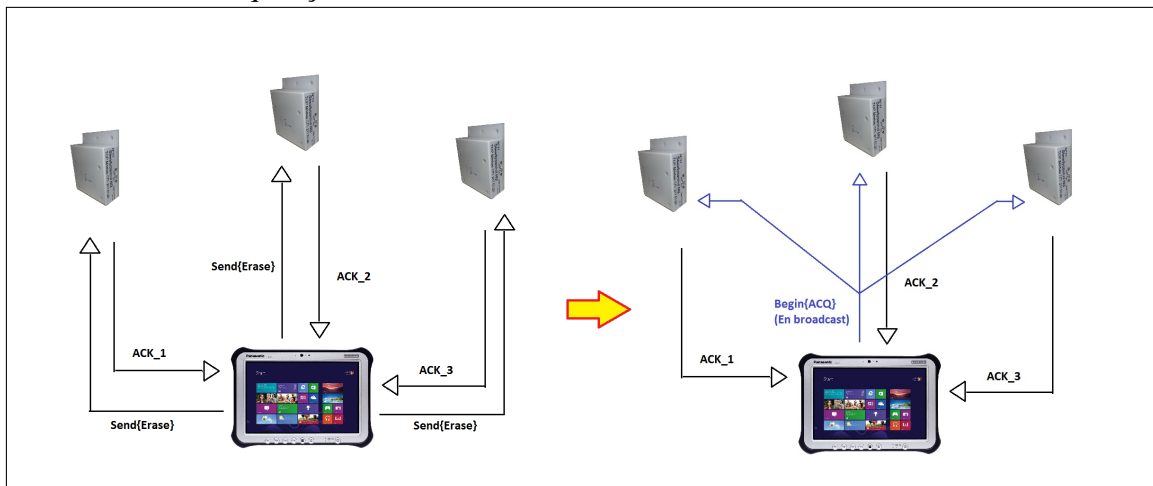
Os dados referentes à aquisição são estocados em zona de memória diferentes. Cada zona da memória corresponde a um componente do módulo. Elas são divididas em três zonas de memória: um para o acelerômetro, um para o giroscópio e uma zona de memória para o sinal top rotor (sinal correspondente a velocidade do rotor principal). Antes do início da aquisição, o IHM envia um comando de exclusão de dados de uma certa quantidade tendo mesmo tamanho que a quantidade de dados coletados durante a aquisição. Assim que o PIC termina a exclusão, uma interrupção é enviada ao MKR1000, o qual é reenviado pelo IHM ao operador como uma confirmação de exclusão bem sucedida. É necessário excluir os dados antecedentes porque o módulo dispõe de uma memória NAND que não permite a escrita de novos dados em uma zona de memória que possua dados válidos.

Em seguida, após todos os módulos terem confirmado a exclusão dos dados antecedentes, o IHM envia o comando de inicialização de aquisição em broadcast, visto que é necessário que os módulos comecem a aquisição de maneira síncrona (se fizessemos com uma transmissão via IP, iríamos ter um atraso entre os inícios de aquisição dos diferentes módulos). Uma vez que o comando é recebido pelo MKR1000, esta envia uma interrupção ao PIC para sinalizar o início da aquisição com a configuração da etapa anterior. No fim da aquisição, o MKR1000 envia um comando com a função de alertar a finalização da aquisição. Quando este comando for recebido a partir de cada um dos módulos, o IHM começa o download de dados. No caso contrário (timeout) uma mensagem de falha

é mostrada para informar o operador que um problema ocorreu durante o processo de aquisição.

É possível interromper a aquisição antes do término utilizando um botão "Stop Acquisition", que é disponibilizado somente durante o tempo da medição.

Figura 4.14: Esquema para visualização do sistema de envio de requisição de exclusão de dados e início de aquisição



4.7 Download de dados

4.7.1 Abordagem

Para esta operação, nós utilizamos uma abordagem de paralelismo multi-thread, visto que era necessário possuir uma velocidade de transferência de dados mínima e que uma recepção da aquisição em série não seria suficiente para atender este limite (OLIVIER et al., 2011). Após ter enviado o comando de download, o MKR1000 faz o cálculo do número de datagramas que deverão ser enviados para cada componente. O cálculo que determina o número de pontos de medida a serem recebidos é o seguinte:

$$Nb_{dados} = Freq_{amostragem} \cdot T_{aquisio} \cdot Nb_{eixos}$$

Sabendo que um datagrama contém 528 bytes (octetos) de dados e que cada medida é composta por dois bytes (octetos), para determinar o número de datagramas que deverão ser enviados, fazemos o seguinte cálculo:

$$Nb_{pacotes} = (2 \cdot Nb_{bytes}) / 528$$

Figura 4.15: Tela de download de dados

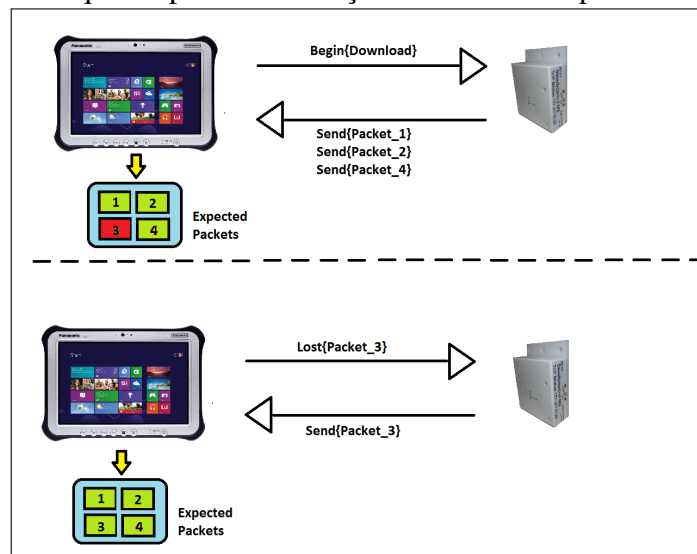


O top rotor é uma exceção: como o número de dados não pode ser pré-determinado a partir do arquivo de configuração (a quantidade de dados não é dependente da velocidade de rotação do rotor) o número de datagramas referentes ao top rotor é enviado ao IHM pelo módulo com a confirmação de fim de aquisição.

4.8 Gestão de perda de datagramas

Lembrando que a comunicação entre o IHM e os módulos é feito através de uma conexão WiFi via socket UDP, não existe nenhum controle em relação à entrega confiável

Figura 4.16: Esquema para visualização do sistema de perda de datagramas



de datagramas. Em resumo, com uma conexão UDP, temos uma velocidade de transferência maior (XYLOMENOS; POLYZOS, 1999), entretanto, não podemos assegurar que todos os datagramas vão chegar no destino final. Por essa razão, um protocolo de reenvio de datagramas foi desenvolvido para assegurar que todos os dados chegarão sem a necessidade de utilizar uma conexão TCP, a qual, mesmo sendo confiável em termos de recepção de pacotes, possui uma taxa de transferência menor devido a outros tratamentos implantados e que não são primordiais para a aplicação (por exemplo, recepção de pacotes em ordem, checksum...) (GU; GROSSMAN, 2007). O sistema de recuperação de datagramas é ativado assim que um timeout é acionado. No início do download, cada thread inicializa uma tabela de booleanos auxiliares com um número de endereços igual ao número de datagramas. Uma vez que um datagrama é recebido, o endereço da tabela igual ao número do datagrama é marcado. No caso de um timeout ter sido acionado, a thread observa quais foram os datagramas que não foram recebidos, preenche 528 bytes com dummy bytes na posição da variável que contém os dados e então solicita os dados que ainda não foram recebidos novamente. Uma vez que estes dados são recebidos, a thread exclui os 528 dummy bytes e substitui com o que foi recebido.

4.9 Tratamento de dados

Após recepção de todos os dados, uma tradução é necessária para extrair o verdadeiro valor dos dados. Os dados vão possuir tratamentos diferentes em função do componente que realizou a aquisição.

Para o acelerômetro, os bits menos significativos se encontram no primeiro octeto enviado e os bits mais significativos no segundo octeto enviado. O valor é definido nos bits de 4 à 16, que correspondem a uma gama de valores de -1024 até 1023, sabendo que o último bit é referente ao bit de sinal.

Para o giroscópio, assim como para o acelerômetro, os bits menos significativos se encontram no primeiro octeto enviado e os bits mais significativos no segundo octeto enviado. O valor é definido nos bits de 0 à 16, que correspondem a uma gama de valores de -16384 até 16384, sabendo que o último bit é referente ao bit de sinal.

Para o top rotor, os dados correspondentes aos endereços que foram identificados como um sinal top rotor possuem um tratamento que consiste no preenchimento de uma variável com um número total de amostras de medida indicando aqueles correspondentes a um sinal top. Exemplificando, na medição de um sinal top rotor, o módulo irá enviar os endereços das amostras em que foi identificado a passagem da pá em uma posição fixa. O IHM preenche o número total de amostras com o valor "0" e substitui pelo valor "1" os endereços correspondentes aos enviados pelo módulo.

4.10 Filtragem

Após o download dos dados, os mesmos devem ser filtrados com relação a frequência de amostragem escolhida. Isso acontece porque o BMI não é capaz de filtrar utilizando as frequências de corte que nos interessam. Um filtro numérico é então implementado sabendo que: frequentemente, uma frequência máxima de análise e uma frequência de amostragem fixados em $F_{max} = 2.56.F_s$ é escolhida. Na verdade, é impossível de implementar um filtro anti-aliasing com uma atenuação infinitamente inclinada. Uma margem de segurança é então inserida para permitir a eliminação dos efeitos de aliasing sobre a maior parte dinâmica possível (geralmente, 80 dB) (DUMAS J; BENNEVAULT, February 2001).

Todas as frequências de corte forem fixadas em $F_{max}/2.56$ ao invés de $F_{max}/2$. Para filtragem, um filtro de tipo RIF (resposta impulsional finita) com uma janela de tipo Kaiser-Bessel (IFEACHOR; JERVIS, 1993) foi escolhido. Ele foi comparado com um filtro RIF de resposta plana na banda de corte (equiripple) criada pelo MatLab. Os dois filtros tem como objetivo uma atenuação de -40db com uma taxa de ondulação máxima na banda passante de +/- 1db.

O filtro do IHM foi calculado com o objetivo de ser o mais seletivo possível (999

índices para o cálculo da janela), entretanto, isso implica em um tempo de cálculo relevante: exemplificando, no caso de uma frequência de amostragem de 2Khz durante 60s temos um tempo de calculo de 27s.

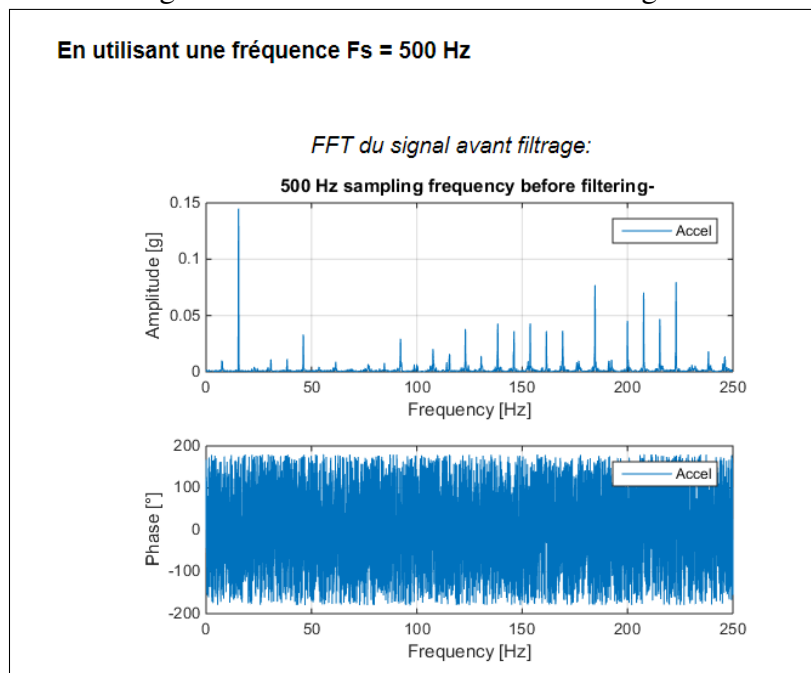
Os testes foram feitos com um calibrados ChadWick, uma ferramenta de verificação de acelerômetros capaz de gerar vibrações em frequências fixas (15 Hz ou 30 Hz, parametrizáveis)

Figura 4.17: Instrumento de teste ChadWick



Os resultados de uma simulação com uma frequência de amostragem fixada em 500 Hz são os seguintes:

Figura 4.18: FFT do sinal antes da filtragem

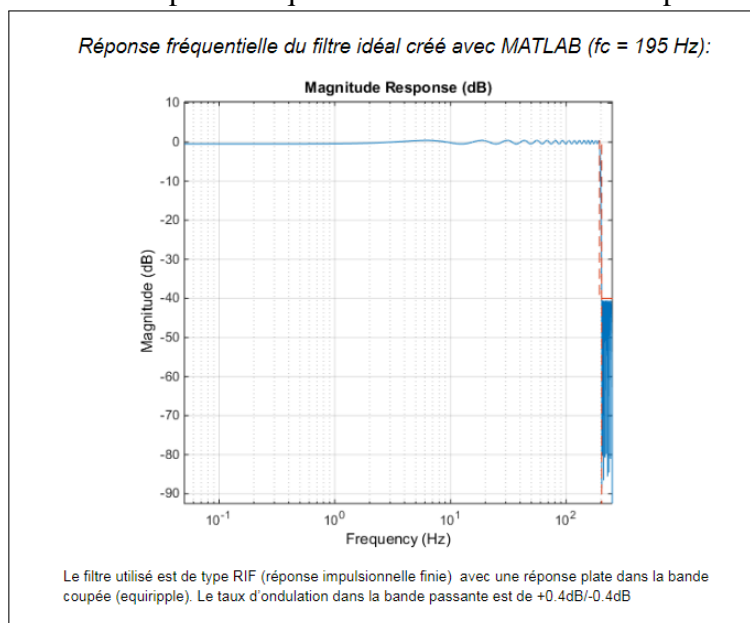


Percebemos a presença de um raio principal correspondente a excitação em torno de 15 Hz e um pente de raios entre 50 e 250 Hz.

Os resultados obtidos com o filtro ideal do Matlab foram:

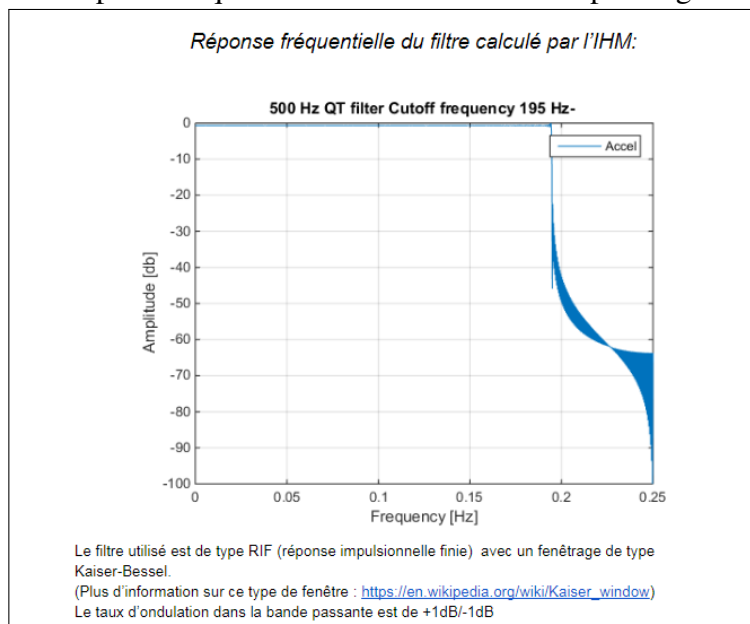
O filtro utilizado é do tipo RIF com uma resposta plana na banda de corte (equi-ripple). A taxa de ondulação na banda passante vai de +0.4dB/-0.4dB.

Figura 4.19: Resposta frequencial do filtro ideal criado pelo Matlab



Os resultados obtidos pelo filtro implementado em C++ podem ser vistos na imagem logo abaixo:

Figura 4.20: Resposta frequencial do filtro ideal criado pelo algoritmo em C++



O filtro desempenha bem seu papel: todos os raios com frequência superior à 195 Hz foram atenuados.

O filtro foi calculado com a intenção de atingir o maior nível de seletividade possível (nós utilizamos 999 índices para o cálculo da janela), entretanto, isso implica em um tempo de cálculo maior.

4.11 Seleção do tipo de arquivo gerado

Após a filtragem, uma janela de seleção de tipo de arquivo é disponibilizado. Os dois tipos de formato de arquivo são o CSV (que podem ser lidos com Excel, por exemplo) e o HMS (formato de arquivo de propriedade da Airbus utilizado para análises de dados vibratórios)

4.12 Arquivo CSV

O arquivo CSV mostra os resultados temporais de todos os dados correspondentes aos acelerômetros e giroscópios. Cada coluna representa os valores de um eixo de um módulo com relação ao tempo. Serão fornecidos somente os dados que foram solicitados na etapa de configuração do módulo.

O arquivo CSV foi utilizado durante o desenvolvimento do programa para fins de verificação de valores em relação ao posicionamento do módulo, filtragem e verificação da quantidade de dados com relação a configuração escolhida. Na versão final do programa, esta opção não estará mais disponível.

Figura 4.21: Arquivo CSV gerado pelo IHM

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L
1		Module 2			Module 2			Module 3			Module 3	
2		Accelerometer			Gyroscope			Accelerometer			Gyroscope	
3	X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z
4	0.010	0.003	-0.902	-0.7	-1.4	-1.5	0.003	0.004	-0.902	1.5	2.0	-0.2
5	0.006	-0.000	-1.112	0.1	-1.5	-1.4	0.004	-0.005	-1.108	1.4	2.5	-0.1
6	0.001	-0.002	-0.955	1.1	-1.4	-1.0	0.003	-0.007	-0.947	1.0	2.6	-0.4
7	0.004	-0.006	-1.049	2.0	-0.9	-0.4	0.005	-0.003	-1.041	0.5	2.3	-1.1
8	0.007	-0.009	-1.022	2.5	-0.3	0.3	0.006	0.003	-1.013	0.0	1.8	-2.0
9	0.011	-0.002	-0.995	2.4	0.4	1.0	0.001	0.002	-0.992	-0.3	1.4	-2.6
10	0.008	0.001	-1.041	1.7	1.1	1.3	-0.000	-0.006	-1.041	-0.3	1.1	-2.8
11	0.007	-0.003	-1.006	0.7	1.5	1.4	0.009	0.003	-0.989	-0.2	1.0	-2.4
12	0.010	-0.001	-1.032	-0.2	1.7	1.3	0.010	0.010	-1.011	-0.0	1.2	-1.6
13	0.005	0.003	-1.024	-0.8	1.5	1.2	0.003	0.002	-1.015	0.1	1.4	-0.9
14	0.006	-0.004	-1.000	-0.9	1.3	1.2	0.008	-0.000	-0.998	0.1	1.6	-0.6
15	0.009	-0.009	-1.036	-0.4	1.0	1.5	0.009	-0.002	-1.026	-0.1	1.5	-0.8
16	0.003	-0.005	-1.015	0.4	0.8	2.0	0.001	0.006	-1.001	-0.2	1.2	-1.4
17	0.007	-0.003	-1.011	1.4	0.9	2.7	0.004	0.011	-1.011	-0.3	0.7	-2.0
18	0.004	-0.003	-1.023	2.2	1.1	3.4	0.006	0.000	-1.020	-0.2	0.2	-2.0
19	0.003	-0.002	-1.015	2.6	1.3	3.7	0.002	0.002	-1.007	0.3	-0.2	-1.2
20	0.016	-0.002	-1.022	2.8	1.4	3.6	0.005	0.005	-1.032	1.0	-0.6	0.3
21	0.009	-0.001	-1.012	2.5	1.1	3.1	0.009	-0.000	-1.013	1.7	-0.9	2.1
22	0.004	-0.003	-1.015	2.0	0.6	2.1	0.004	0.003	-1.011	2.2	-1.1	3.6
23	0.011	-0.007	-1.015	1.1	0.0	1.1	0.000	-0.002	-1.027	2.4	-1.5	4.0
24	0.007	-0.003	-1.010	0.1	-0.4	0.3	0.004	-0.002	-1.004	2.1	-1.8	3.1
25	0.009	0.001	-1.028	-1.1	-0.5	-0.0	0.010	0.005	-1.014	1.6	-2.0	1.2

4.13 Arquivo HMS

O arquivo HMS possui uma formatação particular criada pela Airbus Helicopters. Com este arquivo, é possível ler as aquisições e disponibiliza-las em uma aplicação de análise dos dados coletados (desenvolvida pela Airbus).

Figura 4.22: Análise temporal



Através dessa aplicação, é possível por exemplo, visualizar o resultados da FFT dos sinais vibratórios permitindo a visualização do módulo e da fase dos 5 primeiros harmônicos. Para a FFT, os dados dos sensores ópticos/magnéticos são utilizados para sincronizar os sinais vibratórios em cada rotação do rotor com o objetivo de integrar as variações da velocidade do rotor

4.13.1 Cálculo dos harmônicos de rotor

Em seguida será descrito como é feito o algoritmo para computar os harmônicos do shaft nos dados coletados nos acelerômetros em um sistema que não é sincronizado com a velocidade de rotação do shaft, realizado pelo IHM

4.13.1.1 Introdução

O algoritmo é aplicado nos seguintes sinais:

- Sinal de vibração no qual a magnitude e fase devem ser computados
- O sinal de sensor de fase para sincronização do sinal de vibração em cada revolução de shaft para independência das variações de velocidade do shaft

As condições para o uso do algoritmo são:

- Amostras coletadas ao mesmo tempo
- Duração da aquisição devem ser idênticas
- Número de amostras devem ser idênticas

O algoritmo deve ser dividida em duas partes:

- Pré-processamento
- Cálculo de módulo e ângulo de fase

Para os sinais de vibração selecionados, o algoritmo deve usar os seguintes parâmetros de entrada:

- N_s : Número total de amostras coletadas
- S : Os $N_s \times 1$ sinais de vibração de entrada
- P : Os $N_s \times 1$ sinais de fase do sensor
- N_w : Número de janelas para computar os harmônicos
- H : O $N_h \times 1$ harmônico a ser calculado

O algoritmo deve computar os seguintes parâmetros de saída:

- M : A matriz de magnitude $N_h \times N_w$
- φ : A matriz de ângulo de fase $N_h \times N_w$

4.13.1.2 Pré-processamento

O pré-processamento consiste em dividir S e P em N_w sinais chamados janelas como descrito a seguir:

$$S = [s_1 \dots s_{N_w}]^T$$

$$P = [p_1 \dots p_{N_w}]^T$$

$$\dim(s_w) = \dim(p_w) \quad 1 \leq w \leq N_w$$

Cada janela deve conter N_r rotações de shaft.

Todas as amostras antes de s_1 e depois de s_{N_w} não devem ser utilizadas. O cálculo da magnitude e ângulo de fase é aplicado no conjunto s_w, p_w

4.13.1.3 Cálculo de magnitude e fase

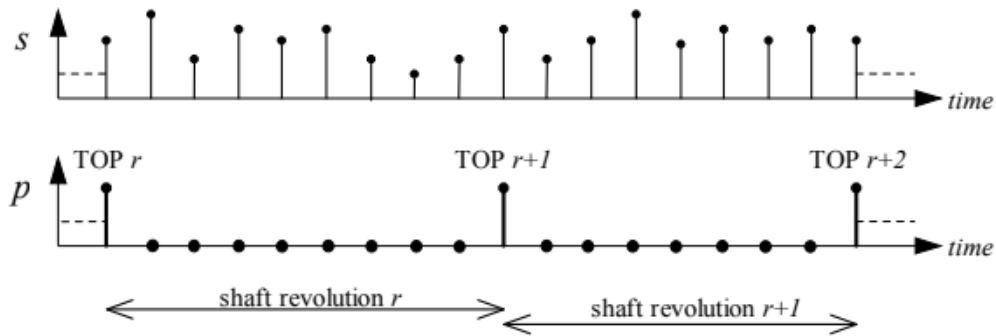
O cálculo de magnitude e fase deve conter os seguintes parâmetros de entrada:

- s : O sinal de entrada de vibrações que contém N_r revoluções de shaft
- p : O sinal de fase do sensor que contém N_r revoluções de shaft
- H : A lista de harmônicos $N_h \times 1$

O cálculo de magnitude e fase deve computar os seguintes parâmetros de saída:

- M : O $N_h \times 1$ vetor magnitude.
- φ : O $N_h \times 1$ vetor de ângulo de fase

Figura 4.23: Amostras após aquisição paralela das vibrações dos sensores e sensor de fase do shaft



Para cada revolução de shaft $1 \leq r \leq N_r$, a FFT deve ser aplicada:

$$X_r(k) = \sum_{n=0}^N s(n) \cdot e^{-\frac{2i\pi}{N}nk}$$

$$\text{Re}[X_r(k)] = \sum_{n=0}^N s(n) \cdot \cos\left(\frac{-2i\pi}{N}nk\right)$$

$$\text{Im}[X_r(k)] = \sum_{n=0}^N s(n) \cdot \sin\left(\frac{-2i\pi}{N}nk\right)$$

- k : O harmônico selecionado

- n: A n-ésima amostra de revolução de shaft r de TOPr á TOPr-1, $1 \leq n \leq N$
- s: O sinal de vibração da janela selecionada
- X: O Nh x Nr harmonico da matriz complea
- Re e Im: A parte real e imaginária da matriz X

Os harmonicos de shaft do sinal que contém Nr revoluções são computados da seguinte forma:

$$\tilde{X} = \text{mean}_{Nr}[\text{Re}(X)] + i.\text{mean}_{Nr}[\text{Im}(X)]$$

sendo X o Nh x 1 vetor complexo dos harmonicos selecionados

A magnitude deve ser computada a partir de X da seguinte forma:

$$M = \sqrt{\text{Re}(\tilde{X})^2 + \text{Im}(\tilde{X})^2}$$

Os ângulos de fase devem ser compuador a partir de X da seguinte forma:

$$\varphi = \text{atan2}[\text{Im}(\tilde{X}), \text{Re}(\tilde{X})]$$

com φ sendo o vetor àngulo de fase em radiandos dos harmônicos selecionados.

atan2 é a função da tangente inversa dos quatro quadrantes como definido abaixo:

Figura 4.24: Cálculo do ângulo de fase da FFT

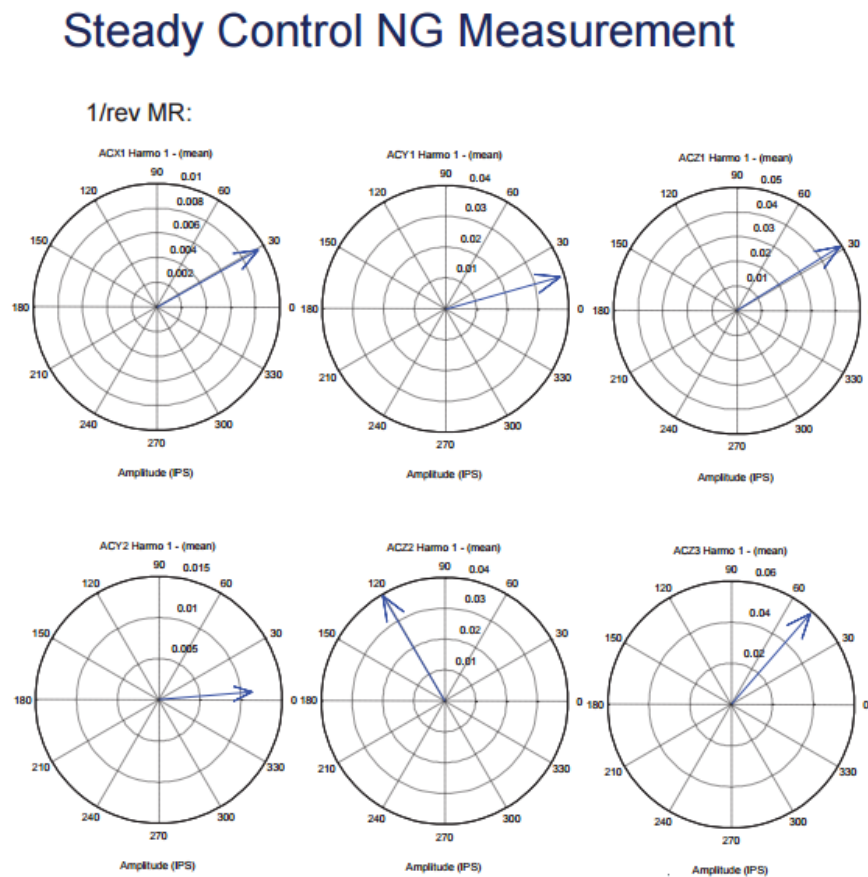
$$a \tan 2(b, a) = \begin{cases} a > 0 \rightarrow \arctan\left(\frac{b}{a}\right) \\ b \geq 0 \quad a < 0 \rightarrow \pi + \arctan\left(\frac{b}{a}\right) \\ b < 0 \quad a < 0 \rightarrow -\pi + \arctan\left(\frac{b}{a}\right) \\ b > 0 \quad a = 0 \rightarrow \frac{\pi}{2} \\ b < 0 \quad a = 0 \rightarrow -\frac{\pi}{2} \\ b = 0 \quad a = 0 \rightarrow \text{undefined} \end{cases}$$

O caso b=0 e a=0 é teoricamente indefinido mas nunca observado na pratica devido a medição do ruído.

4.13.1.4 Resultado das medições

Abaixo, é possível ver o resultado extraído de um teste realizado em um caso real, onde são mostrados os módulos e ângulos de fase do primeiro harmônico em diferentes componentes

Figura 4.25: Representação do módulo e ângulo de fase do primeiro harmônico



5 CONSIDERAÇÕES FINAIS

O estudo desenvolvido durante este projeto teve como finalidade as medições de vibrações em diferentes locais do helicóptero para que então fosse possível diagnosticar possíveis falhas que causariam vibrações irregulares. Utilizando métodos de controle passivo e ativo, seria possível identificar problemas e atenuar as vibrações geradas pelas condições de voo, resultando em um voo mais seguro e confortável para os tripulantes.

Este projeto de engenharia consiste na criação de um instrumento de medição de vibração portátil, wireless, reconfigurável e de fácil instalação, que pode ser utilizado tanto em solo quanto em tempo de voo e analisados posteriormente para identificação de problemas.

Utilizando uma sub-rede no interior do helicóptero, foi possível atingir esse objetivo através de um sistema composto de uma unidade central (o IHM) e os módulos operantes. As melhorias em relação à antiga geração de aplicações disponíveis para este fim consistem em:

- Recepção de dados via conexão UDP, sem utilização de cabos para medição, a não ser que um sinal de saída analógica seja explicitamente requisitado. Consequentemente, de fácil deslocamento e instalação no caso de uma nova medição
- Frequência de amostragem reconfigurável, o operador pode decidir a frequência mais conveniente para o trabalho dentre uma lista de frequências possíveis
- Exibição dos resultados em um dispositivo tablet, o estudo da saída pode ser feito em tempo de voo, permitindo uma eventual correção após aterrissagem
- Inserção das medições dos giroscópios, permitindo um estudo mais aprofundado durante a fase de análise

5.1 Próximos passos

A continuação deste projeto consiste na análise e correção das vibrações a partir dos dados criados. Como vimos, diversas abordagens de controle ativo são possíveis através do uso dos dados coletados pelo sistema. Entre elas, seria possível uma correção através da análise das vibrações na fuselagem (ACRS) e também a correção através da análise de controle de hélice individual (IBC), criando assim, não só um sistema para

checagem do estado do helicóptero, mas também de correção em tempo de voo.

REFERÊNCIAS

CARRATALÁ, M. L. J. L.; MURA, R. Robust harmonic control for vibration suppression on helicopters. **Politecnico di Milano**, p. 52, 2015.

DUMAS J; BENNEVAULT, B. **Analyse du signal (FFT et Filtrage numérique) & Analyse des systèmes.: 01dBSTELL (Groupe MVI technologies)**. Document réalisé à Limonest: [s.n.], February 2001.

FARRAR C., L. N. Damage prognosis: the future of structural health monitoring, *philosophical transaction of the royal society*. v. 365, p. 623–632, 2007.

FEDERAL Aviation Administration Rotorcraft Flying Handbook. Oxford, UK: U.S. Department of Transportation, 2017. Available from Internet: <https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/helicopter_flying_handbook/>.

GANGULI DIPALI THAKKAR, S. R. V. R. **Smart Helicopter Rotors**. [S.l.]: Springer International Publishing, 2016. ISBN 978-3-319-24768-7.

GU, Y.; GROSSMAN, R. L. Udt: Udp-based data transfer for high-speed wide area networks. **Computer Networks**, v. 51, n. 7, p. 1777 – 1799, 2007. ISSN 1389-1286. Protocols for Fast, Long-Distance Networks. Available from Internet: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1389128606003057>>.

HARRIS, M. **Shock and vibration handbook**. 4. ed. [S.l.]: McGraw-Hill, 1996.

IFEACHOR, E. C.; JERVIS, B. W. **Digital Signal Processing: A Practical Approach**. Boston, MA, USA: Addison-Wesley Longman Publishing Co., Inc., 1993. ISBN 020154413X.

KUGELSTADT, T. **Chapter 16. Active Filter Design Techniques**. 2003.

KUMAR, V. **Introduction to Parallel Computing**. 2nd. ed. Boston, MA, USA: Addison-Wesley Longman Publishing Co., Inc., 2002. ISBN 0201648652.

MILLOTT T.A., F. P. Vibration reduction in helicopter rotors using an actively controlled partial span trailing edge flap located on the blade. **NASA Contractor Report 4611**, 1994.

MITRA, S. K. **Digital Signal Processing: A Computer-Based Approach**. 2nd. ed. [S.l.]: McGraw-Hill School Education Group, 2001. ISBN 0072522615.

MITRA, S. K. K. **Digital Signal Processing: A Computer-Based Approach**. 2nd. ed. [S.l.]: McGraw-Hill Higher Education, 2000. ISBN 0072321059.

NOURI, M.; MAGHAMI, S. S. G. **Improved window based on cosine hyperbolic function**. 2011. 205-210 p.

OLIVIER, S. L. et al. Scheduling task parallelism on multi-socket multicore systems. In: **Proceedings of the 1st International Workshop on Runtime and Operating Systems for Supercomputers**. New York, NY, USA: ACM, 2011. (ROSS '11), p. 49–56. ISBN 978-1-4503-0761-1. Available from Internet: <<http://doi.acm.org/10.1145/1988796.1988804>>.

PEARSON, J. T. Adaptive strategies for the active control of helicopter vibration. **John T. Pearson**, p. 52, 1994.

SMITH, S. W. **The Scientist and Engineer's Guide to Digital Signal Processing**. San Diego, CA, USA: California Technical Publishing, 1997. ISBN 0-9660176-3-3.

STUPAR, S.; SIMONOVIC, A.; JOVANOVIC, M. Measurement and analysis of vibrations on the helicopter structure in order to detect defects of operating elements. **Scientific Technical Review**, v. 62, n. 1, p. 58–63, 2012.

SUNDARARAJAN, D. **The discrete Fourier Transform: Theory, Algorithms and Applications**. 1. ed. [S.l.]: World Scientific Pub Co Inc, 2001. ISBN 9810245211, 9789810245214.

WATKINSON, J. 3 - introduction to helicopter dynamics. In: WATKINSON, J. (Ed.). **Art of the Helicopter**. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2004. p. 61 – 116. ISBN 978-0-7506-5715-0. Available from Internet: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780750657150500041>>.

XYLOMENOS, G.; POLYZOS, G. C. Tcp and udp performance over a wireless lan. In: **INFOCOM '99. Eighteenth Annual Joint Conference of the IEEE Computer and Communications Societies. Proceedings. IEEE**. [S.l.: s.n.], 1999. v. 2, p. 439–446 vol.2. ISSN 0743-166X.