

**Viabilidade da detecção de impacto de alta energia em aeronaves de asas rotativas****Feasibility of high energy impact detection in rotary wing aircraft**

DOI:10.34117/bjdv6n7-612

Recebimento dos originais: 03/06/2020

Aceitação para publicação: 23/07/2020

**Vinicius Samuel Pereira Silva**

Discente do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais  
viniciussamuel@yahoo.com.br

**José Guilherme Coelho Baêta**

Docente do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais  
baeta@demec.ufmg.br

**Lazaro Valentim Donadon**

Docente do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais  
lazaro@demec.ufmg.br

**Anderson Vantuir Nobre Vieira**

Docente do Instituto Federal do Norte de Minas Gerais  
anderson.vieira@ifnmg.edu.br

**Augusto César Teixeira Malaquias**

Discente do programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais  
augustocesartm@gmail.com

**Wellington Pereira Silva**

Discente do programa de Pós-graduação em Educação da Universidade Estadual de Minas Gerais  
spwellington@gmail.com

**Anderson Flamareon dos Santos Cruz**

Centro Universitário UMA  
flamareonjet@gmail.com

**RESUMO**

Este trabalho tem como objetivo avaliar a viabilidade da elaboração de um protótipo de sistema aviônico capaz de identificar impactos mecânicos em aeronaves de asas rotativas (helicópteros), comumente utilizadas em operações militares e policiais em ambientes hostis. A detecção do impacto pode ser identificada devido à vibração dispersada pela energia transmitida na fuselagem da aeronave, uma vez identificada, a vibração é analisada e interpretada e por meio de uma interface é transmitida ao piloto e tripulantes tais informações, imprescindíveis para a segurança do voo. Para isso empregou-se o software Vibration Meter, Vibrometer, Photon II e Matlab para captação, análise e produção dos

dados de vibrações da célula das aeronaves: Eurocopter monomotor turbo-eixo AS350 B2 Esquilo, possuidor do motor Turbomeca Arriel 1D1 e da aeronave bimotora Eurocopter AS365 N2 Dauphin, equipada com dois motores turbo-eixo 1C2 do mesmo fabricante. Para análise de vibração do GMP (Grupo Motopropulsor) foi utilizado a ferramenta especial, Bruel & Kjaer Integrating Vibration Meter, Type 251, S/N 2617813. Após a interpretação dos dados obtidos foi possível concluir a viabilidade da identificação de vibrações anormais nas aeronaves de asas rotativas, sua importância para segurança de voo e na manutenção preditiva, preventiva e corretiva.

**Palavras-chave:** Aeronave de asas rotativas, Impacto de alta energia, Vibração.

## **ABSTRACT**

This work aims to evaluate the feasibility of developing a prototype of an avionic system capable of identifying mechanical impacts in rotating-wing aircraft (helicopters), commonly used in military and police operations in hostile environments. The detection of the impact can be identified due to the vibration dispersed by the energy transmitted in the fuselage of the aircraft, once identified, the vibration is analyzed and interpreted and, through an interface, such information, essential for flight safety, is transmitted to the pilot and crew. . For that, the software Vibration Meter, Vibrometer, Photon II and Matlab were used to capture, analyze and produce the vibration data of the aircraft cell: Eurocopter single-engine turbo-axis AS350 B2 Esquilo, with the engine Turbomeca Arriel 1D1 and the twin-engine aircraft Eurocopter AS365 N2 Dauphin, equipped with two 1C2 turboshaft engines from the same manufacturer. For the vibration analysis of the GMP (Motopropulsor Group), the special tool, Bruel & Kjaer Integrating Vibration Meter, Type 251, S / N 2617813 was used. After the interpretation of the data obtained, it was possible to conclude the feasibility of identifying abnormal vibrations in aircraft. rotating wings, their importance for flight safety and predictive, preventive and corrective maintenance.

**Keywords:** rotary wing aircraft, high energy impact, vibration.

## **1 INTRODUÇÃO**

Em aeronaves de asas rotativas (helicópteros) notam-se algumas peculiaridades que saltam aos olhos quando o tema manutenção é abordado. A manutenção no meio aeronáutico é primordial para manter a aeronavegabilidade das aeronaves e para garantir a segurança de voo. A aviação é um transporte que prioriza redução de tempo, ou seja, adiantar um percurso onde seria demorado por via terrestre ou náutica. O meio de transporte aéreo é um sistema complexo e crítico quando se fala em segurança. Na atividade de manutenção aeronáutica, que visa manter a aeronavegabilidade das aeronaves, apresenta atividades com requisitos considerados decisivos, no qual um desvio de funcionamento ou procedimento pode resultar em sérias consequências a todos envolvidos no processo. Os requisitos básicos para a atividade aérea incluem a proteção ao ser humano, ao meio ambiente e dos recursos materiais (Oliveira, 2018).

O componente principal da estrutura do helicóptero é a fuselagem que serve como plataforma dos sistemas do helicóptero, à tripulação e aos passageiros e, ainda, à carga. E toda fuselagem deve ter um formato aerodinâmico dimensionado para uma melhor relação sustentação/velocidade. (Machado *et. al*, 2011).

Geralmente em sua constituição são empregados vários materiais, como: alumínio, aço inoxidável, colmeia de alumínio (*Honeycomb*), fibra de vidro, liga de alumínio, duralumínio e materiais compostos como o *Makrolon* e *Kevlar* que devem suportar a diferentes esforços durante a operação da máquina voadora, além de serem leves e resistentes (Machado *et. al*, 2011).

Estes componentes estruturais são dimensionados para suportar a determinado tipo de esforços como tensão, torção, cisalhamento ou uma associação de esforços estruturais combinados, os quais são comumente conjugados a uma treliça que ampara as cargas finais, em que na maioria das vezes os membros estruturais suportarem esforços de tensão ou compressão, ao invés de flexão o que contribui para a fragilidade contra choques mecânicos de alta energia, a exemplo de choques derivados de projeteis de arma de fogo e aos casos de colisões com aves (Machado *et. al*, 2011).

O perigo aviário é um problema crescente para a indústria aeronáutica. O avião ganhou um papel importante não só para passageiros e tráfego de carga, mas também em diversas operações militares. Consequentemente colisões entre aeronaves e aves são preocupantes em todo o mundo pelos custos envolvidos, diretos e indiretos, e ainda pela segurança de passageiros e tripulações. O sucesso de operações aéreas militares muitas vezes é comprometido pelo mesmo problema (Mendonça, 2009).

Ao associar os fatores estruturas, ao emprego operacional da máquina, e sua evolução, podemos atestar que atualmente são capazes de elevar diversos pesos, operam em situações adversas graças a sofisticados equipamentos optrônicos e aviônico de controle de navegação e proporcionam uma interação e adaptação na área militar com os modernos e sofisticados armamentos, características essas imagináveis aos seus primeiros idealizadores (Machado *et. al*, 2011). Contudo, nem todas as aeronaves utilizadas pelas forças públicas contem proteção contra choque de alta energia, blindagem ou são adaptáveis a tal.

Coloca as aeronaves asas rotativas pelas forças públicas como uma ferramenta ideal para as operações policiais, de busca e salvamento, de defesa civil e de transporte de executivos, devido a sua ampla flexibilidade, atuando como apoio principal nas ocorrências de alta complexibilidades, situadas muitas vezes em ambientes hostis (Machado *et. al*, 2011).

Assim, mudam-se os eventos e permanecem a importância da utilização dessas máquinas nas mais diversas circunstâncias de controle da desordem social. Os helicópteros destacam-se como uma das principais ferramentas utilizadas pelas forças policiais brasileiras, atuantes em ambientes hostis análogos aos de guerra, porém são raras as máquinas que possuem uma estrutura- célula- e um eletrônica adaptados a este cenário (Machado, 2012).

Os avanços diários na microeletrônica somados a realidade da segurança publicam em áreas de risco braseiras com a omissão do Estado aos Direitos Humanos, trouxeram dúvidas a respeito da

questão das operações ofensivas versus as defensivas; promovendo uma possível vulnerabilidade das aeronaves às defesas antiaéreas combinados com os altos custos unitários das aeronaves que podem levar a uma reavaliação das prioridades tradicionais para as aeronaves não adaptada a realidade de seus empenhos (Minayo, 2006).

O problema poderia ser minimizado com a instalação no painel de instrumentos da aeronave de um equipamento preventivo, que antecipe a identificação de um problema mecânico, estrutural ou elétrico antes que um desses sistemas perda sua eficiência de voo. O aumento exponencial dos custos em tecnologias aeroespaciais que elevam o preço das aeronaves na ordem de milhões de dólares, muitas vezes não vem acompanhado do verdadeiro propósito de cada aeronave, o que pode inviabilizar em um futuro próximo o número de aeronaves disponíveis, e até a disposição de engajá-las em combate, conforme o agravamento da desordem social.

Dessa maneira, destaca-se a importância deste trabalho cujo objetivo é avaliar a viabilidade da elaboração de um protótipo de sistema aviônico capaz de identificar impactos de alta energia contra aeronaves de asas rotativas (helicópteros), comumente utilizadas em operações militares e policiais em ambientes hostis, tendo como objetivo específico analisar as vibrações presentes na fuselagem da aeronave e as derivadas de impactos de alta energia através de simulações no laboratório de vibração.

## 2 METODOLOGIA

Foi realizado uma revisão bibliográfica de obras acerca do assunto, estudos dos manuais mais recentes cedidos pelo fabricante, inspeções referentes ao funcionamento do motor e a análise da vibração das aeronaves empregadas.

Para isso, associou-se à literatura científica encontrada, com as publicações técnicas dos fabricantes junto ao emprego dos *softwares* *Vibration Meter*, desenvolvido pela *Netigen*, que utiliza a escala *Richter ML* para estabelecer seus padrões de captação e *Vibrometer* que adota uma escala desenvolvida pela *United States Geological Survey* que mapeia os picos de aceleração e velocidade em uma escala de intensidade similar à escala de *Mercalli*. Os *softwares* foram instalados em um microcomputador conjugado a uma plataforma adaptada para a captação e análise dos dados de vibrações da célula das aeronaves, *Eurocopter* monomotor turbo-eixo AS350 B2 Esquilo, possuidor do motor Turbomeca Arriel 1D1 e da aeronave bimotora *Eurocopter* AS365 N2 *Dauphin*, equipada com dois motores turbo-eixo 1C2 do mesmo fabricante.

Para análise e aferição de vibração do GMP (Grupo Motopropulsor) foi utilizado a ferramenta especial, *Bruel & Kjaer Integrating Vibration Meter Type 251*, S/N 2617813, calibrada e certificada em 11/10/2018 pelo fabricante, configurada na posição de RMS MAX/ 1 Segundo, por *Peak*, junto

ao acelerômetro *Bruel & Kjaer*, tipo 8324 desenvolvido para monitoramento vibrações constantes em ambientes muito quentes e/ou úmidos e empoeirados, atuando na faixa de frequência 1 Hz - 10 000 H, faixa de temperatura - 196 °C a + 480°C, sinal de saída 1 pC / ms<sup>-2</sup>, classe de proteção IP67, devidamente instalado na base de apoio fixação do coroa de parafusos entre os módulos 3 e 4 do motor e paralelo aos sensores de temperatura e fogo no motor, estando a Aeronave AS350 B2 com a manete de vazão de combustível na posição *Iddle* em solo, com NR (rotação do rotor principal) em 300 rpm, e ao final, realizou-se a *Engine Power Check* – EPC (verificação de potência do motor) em voo, com intuito de analisar se seus parâmetros de funcionamento estão de acordo com os especificados pelo fabricante.

As captações das vibrações da célula das aeronaves estudadas foram feitas durante voo sobre bairros adjacentes da Cidade de Belo Horizonte e em solo durante giro de Manutenção no Aeroporto de Pampulha/MG. A indicação no instrumento de Delta Ng na parte inferior PMD (Potência Máxima de Decolagem) do AS350 B2 igual a 101,4% e do AS365 N2 igual a 101,6%, em todos os motores a reação; temperatura ambiente em 27°C; ambas as aeronaves com a manete de vazão de combustível de seus motores na posição *Iddle* e posteriormente na posição *Flight*. Foi certificado que durante o período de captação dos dados não haviam aeronaves fazendo taxi ou procedimentos de pousos ou decolagens no aeroporto e o tempo estava em boas condições climáticas.

Após análise e captação desses sinais, foram feitas simulações em um laboratório das vibrações encontradas na parte inferior da aeronave célula com a utilização de um excitador de vibração acoplado em placa de fibra de fibra de vidro, com composição similar a carenagem inferior da cabine das aeronaves analisadas. A placa foi fixada de fora rígida em um suporte estrutural fixa (previamente produzido) e empregado a técnica de análise estrutural - *Structural Health Monitoring* (SHM).

Para o emprego da técnica de SHM, foram fixados com cianoacrilato, três extensômetros da marca *Single Sensor SMART LayerR*, em três pontos escolhidos aleatoriamente na placa de fibra de vidro onde foi empregado um excitador com cabeçote de uso geral, móvel, calibrado de acordo com as vibrações encontradas no presente estudo e comparado com os dados obtidos por (Perdomo, 2004) de 9mm/s<sup>2</sup>, em sua pesquisa sobre as vibrações em helicópteros. Para determinar experimentalmente os impactos de alta energia, foi utilizado o ensaio de batida com martelo (*Impact Hammer Test*), com ponta densa, junto a um *hardware* e *software* analisador de vibração, gravação e pós-processamento de sinais da LDS *Dactron* modelo *Photon II* devidamente instalado em um microcomputador, além dos equipamentos de indução e conversão de sinais.

O ensaio de *Impact Hammer Test* (IHT) consiste em excitar o sistema utilizando-se um martelo ou uma ferramenta especial e analisar a resposta, medida normalmente por um acelerômetro

fixo em regiões específicas do conjunto, nos domínios do tempo e da frequência (Vargas, 2016).

Figura 1: Bancada de vibração com *Structural Health Monitoring, Impact Hammer Test*.



Fonte: Autores

Após feitas as simulações, os dados foram gravados e posteriormente manipulados através do *Matlab*, obtendo os gráficos para análise.

### 3 RESULTADOS E DISCUSSÃO

A análise da vibração da aeronave AS350 B2 utilizando os *softwares Vibrometer e Vibration Meter* foi realizada com a aeronave energizada, GPU (*Ground Power Unit*) conectada, bombas auxiliares elétricas do GMP acionadas. Bomba 01, indicando 0,4 bar e bomba 02 com indicação 0,6 bar de acordo com aviônico da régua de instrumentos da aeronave.

Foram definidos quatro momentos distintos de voo a saber:

**Momento I:** manete de vazão de combustível na posição *Idle* em solo, elevada em 1/3 do curso (faixa de partida), equivalente a 30° no *Control Lever* do FCU (*Fuel Control Unit*), NR em 300 rpm informado pelo sistema eletromecânico do Captor Magnético em conjunto com a roda fônica instalada no interior da transmissão principal, delta Ng de 67-70% e torque de 14%.

**Momento II:** manete de vazão de combustível na posição *Flight* em solo, elevada em 2/3 do total do curso. NR em 385 rpm com variações de + 4 ou -5. Delta Ng = 83,1% e torque igual a 25%.

**Momento III:** Com a manete de vazão de combustível na posição *Flight* em voo. NR em 391 rpm com variações de + 4 ou -5. Delta Ng = 98% e torque em 72% a 4.500 ft.

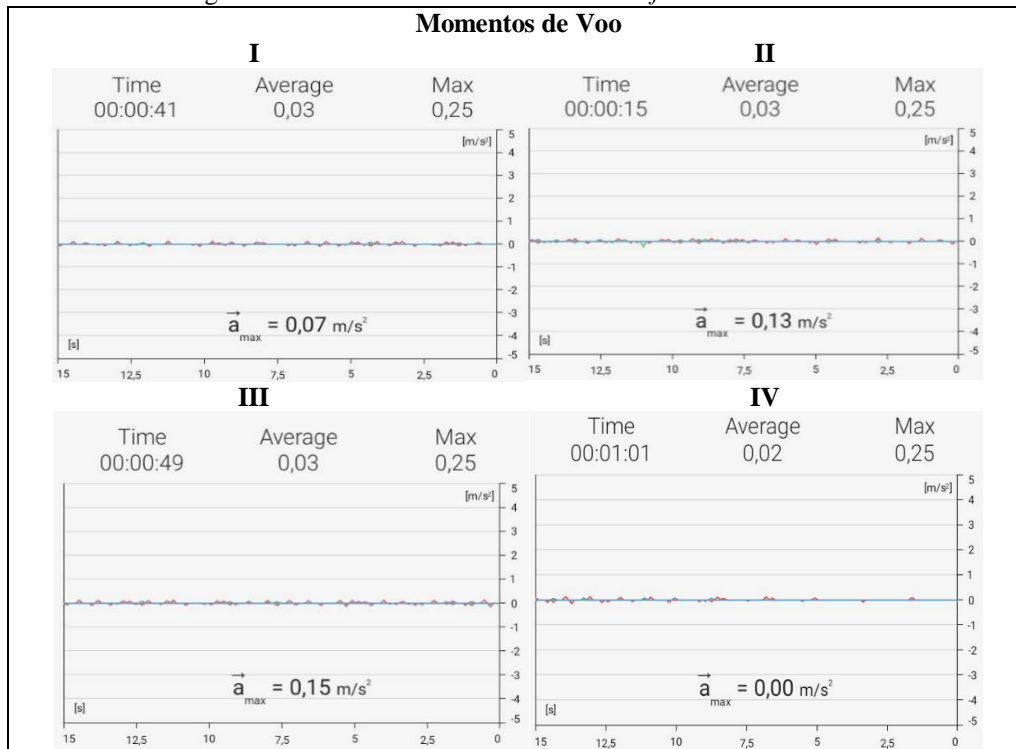
**Momento IV:** manete de vazão de combustível na posição *Flight* em solo NR em 390 rpm com variações de + 4 ou -5. Delta Ng = 83,1 e torque em 25%. Redução do motor, estabilização em 30 segundos e corte, sem acionamento do freio rotor.

O torque apresentado no momento I igual a 14% afere com os parâmetros originais do motor, sendo certificado em teste de bancada e inserido no *Log Card* do Modulo 05, conferido esses 14%

em uma pressão equivalente a 52,53kPa ou 7,54 PSI. Dados arquivados devidamente no “*Livret Moteur Engine Loog Book*” do motor da aeronave, comprovando assim a integridade estrutural dos componentes presentes e seus rolamentos internos.

Utilizando se o *software Vibrometer* foram encontrados os seguintes resultados conforme figura 2, e analisado as possíveis influências das variáveis dos sistemas célula e GMP, sobre as vibrações encontradas em cada resultado obtido pelo *software*

Figura 2: Resultados obtidos utilizando o *software Vibrometer*



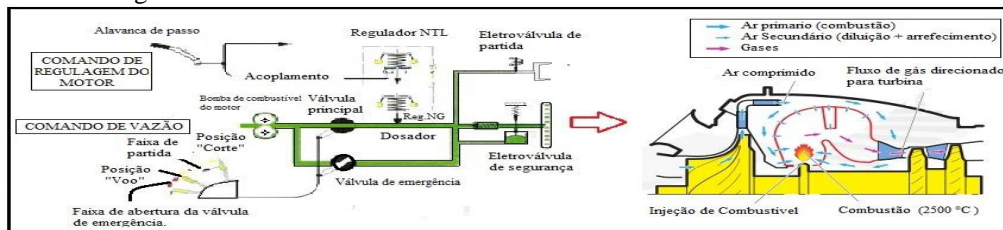
Fonte: Autores

No momento I, o resultado apresentado pode ser diretamente associada a quantidade de combustível injetado inicialmente pelos bicos injetores na câmara de combustão no módulo 03 do motor, que após centelha dos ignitores ocorre a combustão da mistura ar/combustível, ou seja, uma quantidade menor de combustível disponível, teremos menor rotação do N1 (conjunto da geradora de gases) e conseqüentemente do N2 (conjunto da turbina de força), fornecendo menor rotação de NR (rotação das pás do rotor principal) derivando em uma menor força de arrasto e um torque aproximado de 14% do total, derivando em uma baixa vibração na célula da aeronave.

É necessário lembrar que esses resultados são obtidos das vibrações derivadas do acionamento do motor por meio do *starter*-gerador localizado na caixa de acessórios no modulo 01 do motor, que promove os primeiros movimentos de rotação do compressor axial de 1 estágio e o monobloco do compressor centrífugo que possuem palhetas de perfil evolutivo que proporciona um aumento de

pressão interna da câmara de combustão anular de fluxo direto e atua diretamente no processo de injeção de combustível, ignição e combustão da mistura ar/combustível no módulo 03 do motor. A figura 3 apresenta o esquema do sistema de fluxo de combustível e seus mecanismos de controle.

Figura 3: Sistema de fluxo de combustível e seus mecanismos de controle.



Fonte: Autores

No segundo momento, (momento II) o resultado é obtido em consequência do aumento da rotação das partes móveis do motor assim como da pressão da câmara de combustão durante a fase de admissão, pois, no ciclo de *Brayton* do compressor até a câmara de combustão tem-se um aumento da pressão e da temperatura com entropia constante e início da rotação dos rotores. Devido ao deslocamento ao manete de vazão de combustível pelo piloto para 2/3, em que ocorre o fechamento gradativo das válvulas do mecanismo de injeção primária de combustível na câmara de combustão e o aumento da alimentação do motor pela roda de injeção na parte interna da câmara de combustão; ao final a aeronave se mantém na posição de giro no solo, apresentando maior vibração devido ao aumento da rpm de NR.

Observa-se no momento III que as vibrações derivadas dos sistemas de rotores, GMP e das forças físicas relacionadas a aerodinâmica de voo da aeronave; como o motor é regido pelas leis do ciclo de *Brayton*, após a sua partida o sistema tende a manter pressão interna constante, que através das variações de N1 e N2 (NTL) afim de proporcionar um valor fixo de rpm para NR em diferentes torques e regimes de voo, resultantes do arrasto das pás do rotor principal e suas variações de ângulos de ataque, reduzindo assim os fatores adversos que poderiam influenciar no sistema. Haja vista que o valor de NR em condições normais de voo tende a ter variações de + 4 ou - 5 rpm, o que corresponde as variações de rotação da N1 (turbina geradora de gases) com a N2 (turbina de força) necessárias para proporcionar uma rotação final constante de N2.

Deve-se considerar que a aeronave é equipada com sistema de antecipador que permite uma resposta rápida das tomadas de força exigidas pelas mudanças rápidas de angulação do ciclo e do coletivo pelo piloto, proporcionando uma interferência imediata sobre o FCU, possibilitando a estabilidade sobre do sistema em diferentes manobras de voo e apresentando uma baixa variação da vibração da célula da aeronave durante o voo e durante o giro em solo com manete vazão de combustível na posição *Flight*.



Já no momento IV, pode-se associar as vibrações livres, quando um sistema mecânico que em determinado momento é desligado em funcionamento deixando seus componentes vibrar livremente. Fato comumente relacionado aos fenômenos vibracionais ocorridos durante o procedimento de corte (desligamento) do GMP das aeronaves de asas rotativas. Durante o pouso as hélices continuam se movimentando naturalmente em velocidade desacelerada. O sistema mecânico então irá vibrar em uma ou mais "frequências naturais" tendendo a zero.

Através da análise dos gráficos presentes na figura 2 é possível determinar os tipos e as intensidades vibrações presentes nas aeronaves associando as partes moveis do motor, seu sistema de transmissão, e as forças aerodinâmicas atuantes e diferenciando-os de um impacto de alta energia.

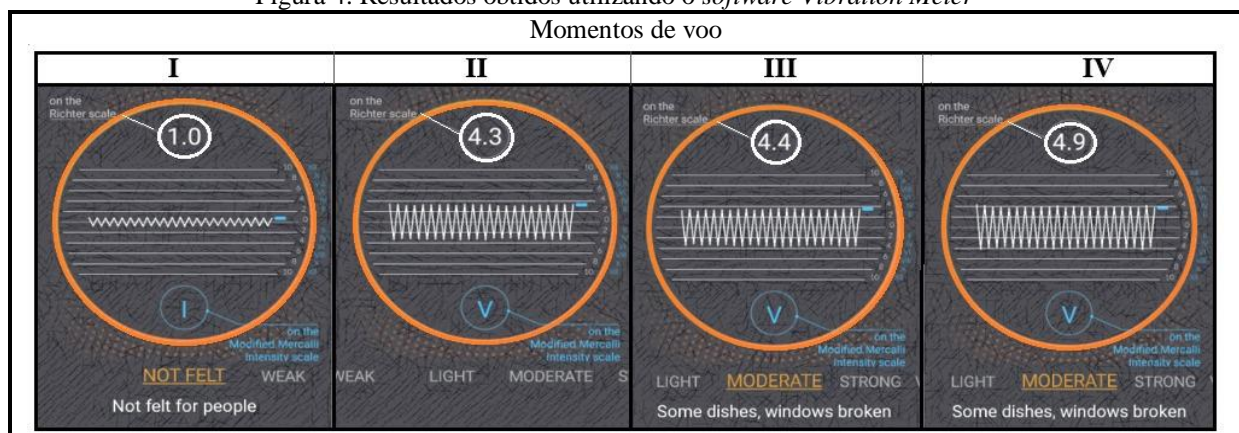
A aeronave é submetida a esforços periódicos (vibrações) provenientes de fontes de excitação como: rotor principal, rotor de cauda, árvores de transmissões, grupo motopropulsor e estabilizadores horizontal e vertical (Vieira e Serapião, 2003).

Todas as fontes citadas podem excitar a célula do helicóptero, que, por sua vez, reage segundo suas próprias características (flexão e torção), desencadeando assim certo modo vibratório, que será percebido pelos tripulantes (conforto) e pelos diversos equipamentos dispostos sobre a aeronave (fadiga de material).

A deformação da célula comporta pontos de máxima amplitude e de amplitude nula, causando níveis de vibração diferente em cada parte da aeronave durante seu voo. Contudo, essa gama de informações pode ser restringida ao empregar a técnica de SHM e um ponto fixo da estrutura da aeronave em determinados períodos de tempo.

Ao se utilizar o *software Vibration Meter*, foram encontrados os seguintes dados demonstrados na figura 4.

Figura 4: Resultados obtidos utilizando o *software Vibration Meter*



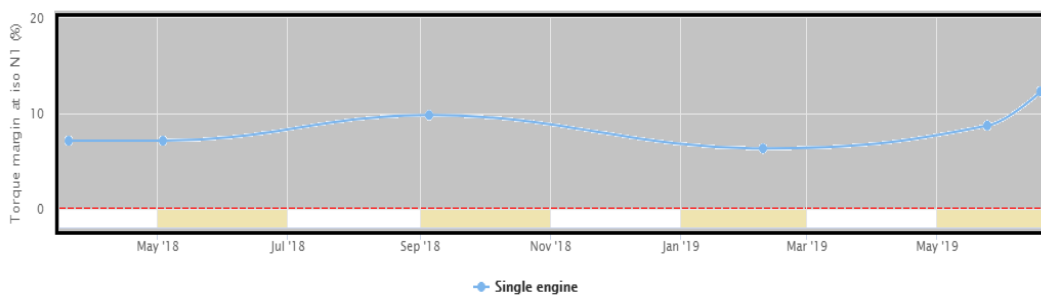
Fonte: Autores

Os resultados utilizando o *software Vibration Meter*, apresentaram indicações semelhantes ao *software Vibrometer*, contudo o programa foi capaz de identificar de forma mais apuradas as vibrações existentes na máquina em diferentes condições de operações, como exemplo da não interferência vibracional das bombas de combustíveis elétricas alimentadas diretamente pela (*Ground Power Unit*), o que pode ser justificado pelo isolamento do sistema de reservatório de combustível a parte estrutura da aeronave. No momento IV não houve acionamento do freio rotor da aeronave, o que explica a diferença desse resultado quando comparado com o obtido no *software Vibrometer*.

Os resultados da análise de vibração do GMP por meio da ferramenta especial, *Bruel & Kjaer* utilizada junto ao acelerômetro *Bruel & Kjaer*, tipo 8324, teve o valor igual ao encontrado por (Perdomo, 2004) de  $9\text{mm/s}^2$ . Já para aeronave N2 *Dauphin*, os valores da análise de vibração de célula obtidos com os *softwares Vibration Meter* e *Vibrometer* foram desprezíveis motivando a inviabilidade dessa pesquisa para este tipo de aeronave e para o GMP foram inferiores aos do monomotor apresentado, fatos estes que pode estar relacionado a quantidade de pás no rotor principal e as características de seus rotores, uma vez que o *Dauphin* possui 4 pás no rotor principal e rotor traseiro do tipo *Fenestron* enquanto o AS350 B2 possui 3 pás e rotor principal e com rotor e cauda do tipo convencional.

O sistema *Fenestron* foi desenvolvido pela empresa francesa *Aerospatiale*, porém atualmente seus direitos estão reservados ao grupo *Eurocopter*. O sistema é composto por um rotor de cauda totalmente carenado (*fan-in-fin*), que proporciona máxima segurança aos seus operadores. Por estarem protegidas pela carenagem, estas pás contêm somente o comando de mudança de passo e não promovem o movimento de batimento como os rotores convencionais, devido a inexistência da dissimetria de sustentação em seu movimento. O acondicionamento das pás e as instalações de defletores guias difundem o ruído em diversas frequências decorrendo em um sistema mais silencioso e com melhor performance (Machado, 2012). No gráfico 1 observa-se a margem de torque do N1 do motor *Arriel 1D1* e o seu histórico de potência efetiva de trabalho dos últimos meses.

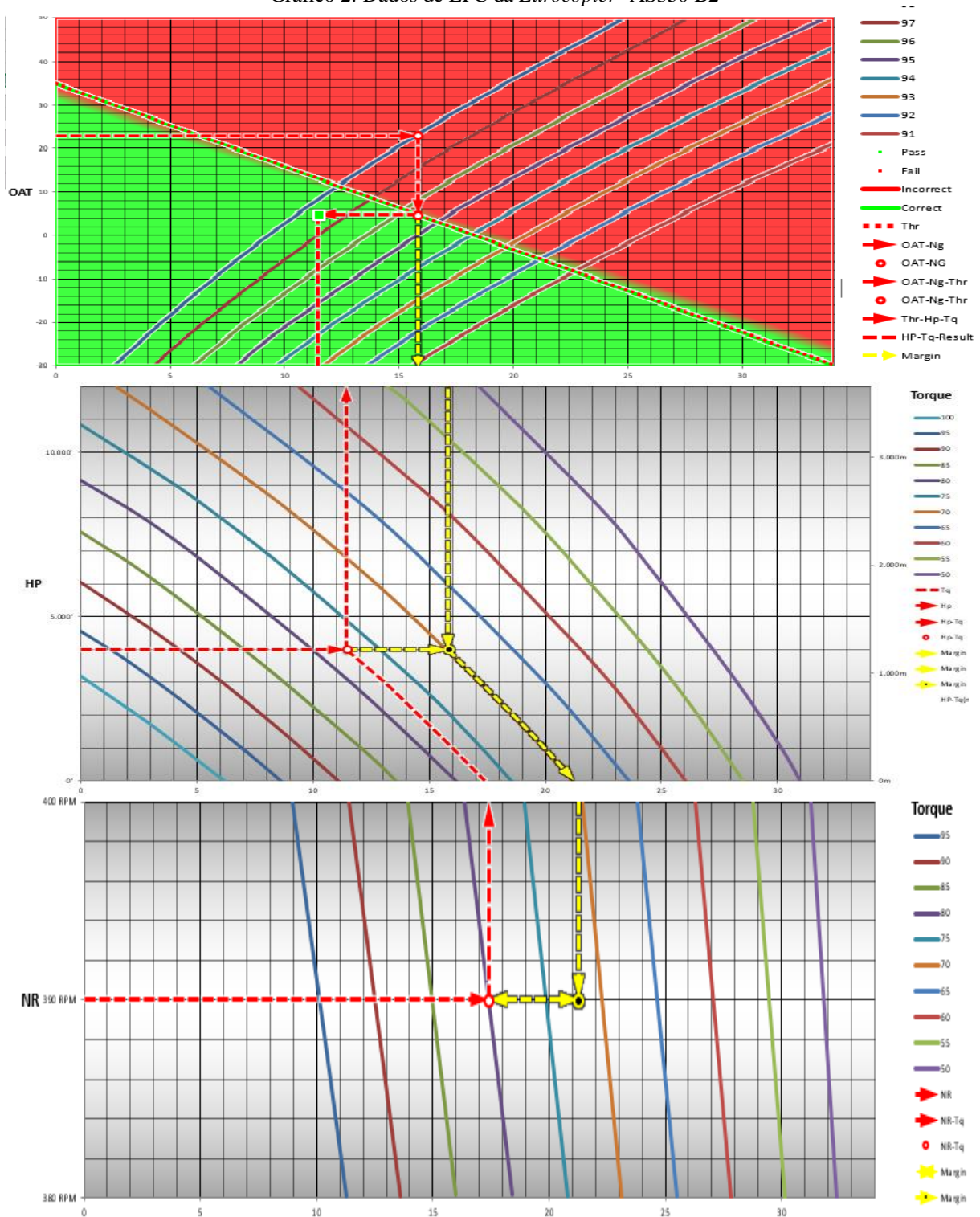
Gráfico 1: Torque Marginal



Fonte: Autores

Foram feitos gráficos de EPC, onde se pode observar possíveis interferências vibracionais em decorrência de alguma falha de seus componentes internos ou de fixação estrutural. O gráfico 2 apresenta os dados de EPC.

Gráfico 2: Dados de EPC da Eurocopter -AS350 B2

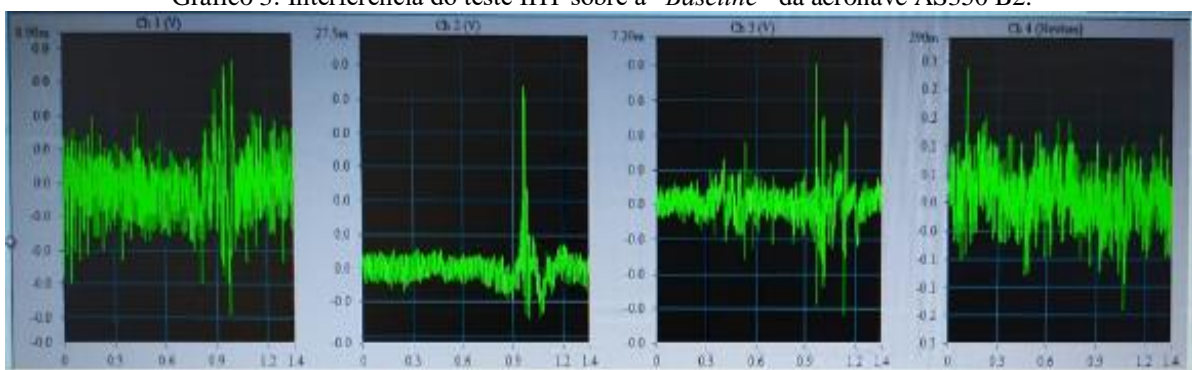


Fonte: Autores

O monitoramento dos dados de GMP apresentados permite rastrear os parâmetros de vida útil do motor e implementar ações de manutenção preditiva para evitar eventos não planejados como remoção prematura dos motores, realizando tarefas de manutenção apropriadas no tempo certo, protegendo o equipamento e alcançando o potencial máximo de vida, com uma solução eficiente na manutenção preditiva.

Ao empregar a técnica de SHM e *Impact Hammer Test*, na placa de fibra de vidro, simulando as diversas condições de voo, e manipulação dos referidos dados no *software Matlab*, pode-se identificar o momento exato da força transitória, e suas interferência dentre as demais comumente existente no sistema, conforme pode ser observado no gráfico 3.

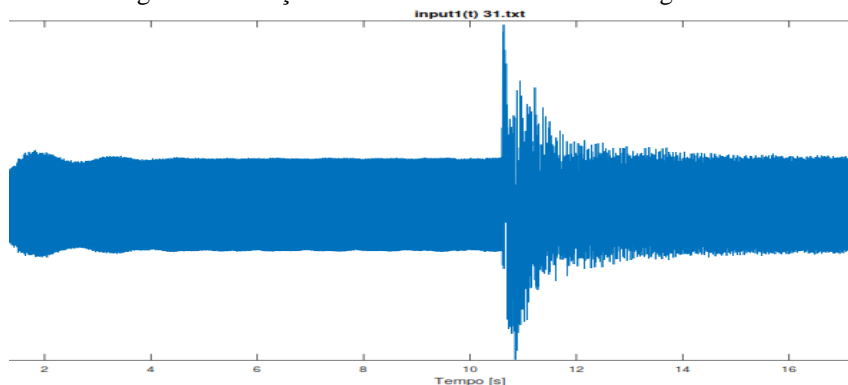
Gráfico 3: Interferência do teste IHT sobre a “Baseline” da aeronave AS350 B2.



Fonte: Autores

Os sinais obtidos em uma das simulações pelo *Software Photon II*, demonstrando a resposta vibracional captada pelos acelerômetros perante a inserção de uma oscilação de  $9\text{mm/s}^2$  no sistema estudado e o momento do *Impact Hammer Test* (IHT) aos 0,9 segundos aproximadamente, promovendo variações significativas da “Baseline” (Identidade vibracional da máquina) do sistema mecânico perante “*damage index*” (interferência vibracional produzida no sistema) inserida, conforme pode ser observado na figura 5.

Figura 5: Vibração simulada na estrutura de forma genérica.



Fonte: Autores

A figura 5, obtida pelo *Software Matlab* demonstra uma excitação caracterizada por uma liberação de energia grande em um intervalo curto de tempo em um sistema previamente excitado. Inúmeros exemplos podem descrever este tipo de força: explosão, impacto, colapso estrutural de um sistema mecânico.

Durante os 4,3 segundos do início da simulação, podemos observar uma vibração não determinística na placa de simulação, proveniente do acionamento do excitador de vibração, em um sistema em repouso, simulando assim a atuação do *Starter*-gerador no GMP da aeronave durante a partida do motor. Logo após, o sistema entra em equilíbrio dito “*Baseline*” e emprega um movimento harmônico, simulando um voo em situação de EPC, que sofre interferência aproximadamente aos 10,4 segundos; devido a inserção da força periódica derivada do *Impact Hammer Test*, simulando um impacto de alta energia na fuselagem inferior da aeronave, e posteriormente a sua interferência no sistema devido as atuações das forças de reflexão, difração e difusão envolvidas, derivadas de uma estrutura de fixação rígida, até que após os 16 segundos o sistema entra em um novo movimento harmônico.

#### 4 CONCLUSÃO

O presente trabalho apontou a possibilidade da detecção de impactos de alta energia pela análise vibracional das estruturas das aeronaves através da captação da vibração transmitida na fuselagem. A onda vibracional gerada “*damage index*” pode sobrepor as “*baseline*” das aeronaves possibilitando assim a interpretação do impacto. Como esse resultado fica notável a viabilidade para o desenvolvimento de um sistema de detecção, nas aeronaves comumente utilizadas pelas forças públicas, que devido a suas atribuições promovem voos em ambientes hostis susceptíveis a serem atingidas por choques mecânicos de alta energia, pássaros, objetos arremessados nas mesmas, ou até disparo de arma de fogo de alta energia.

O objetivo central do trabalho foi atingido, contudo, é necessário salientar que apesar da aeronave N2 ser biturbina, e teoricamente deveria possuir uma vibração maior que o AS350 B2 monoturbina, esta possui 4 pás no rotor principal e rotor traseiro do tipo *Fenestron*, o que pode ter interferido na captação das frequências oscilatórias dos *softwares* utilizados na pesquisa.

#### REFERÊNCIAS

- Machado, A. J; Cota, I.I. (2012). “Confrontos armados envolvendo helicópteros policiais”. Revista Ordem Pública, V.5, n.2, pp.24-34.
- Machado, A. J., Reisdorfer, M, L. (2011). *Conhecimento geral dos helicópteros: livro didático*.

Palhoça, Unisul Virtual, 1ª Edição.

Mendonça, F.A.C. (2009) “Gerenciamento do perigo aviário em aeroportos”. *Rev. Conexão SIPAER*, Vol. 1, No. 1, pp. 153-174.

Minayo M.C.S. (2006). *Violência e saúde*. Rio de Janeiro: Editora Fiocruz; 2006. 132p.

Oliveira, J.P. (2018). *Desafios no processo de manutenção de aeronaves de asas rotativas no Brasil: erros de manutenção*. Monografia., Universidade do Sul de Santa Catarina, Palhoça, Brasil.

Perdomo, R.E. (2004). *Análise de Vibração em uma aeronave Bell 206 e correção das mesmas usando a ferramenta Vibrex 2000*. Monografia, Universidade Tuiuti do Paraná, Curitiba, Brasil.

Vargas, B.R.M (2016). *Análise numérica e experimental de vibrações do conjunto eixo-arvore de um centro de usinagem*. Dissertação de Mestrado, Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, Brasil.

Vieira, B.; Serapião, A. C. (2003). *Aerodinâmica de helicópteros*. Rio de Janeiro: editora Rio.