

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

RODNEI DINIZ

**MANUTENÇÃO AERONÁUTICA:
MONITORAMENTO DA CONDIÇÃO E UTILIZAÇÃO
EM HELICÓPTEROS, ATRAVÉS DA ANÁLISE DE
VIBRAÇÕES.**

TAUBATÉ – SP

2017

RODNEI DINIZ

**MANUTENÇÃO AERONÁUTICA:
MONITORAMENTO DA CONDIÇÃO E UTILIZAÇÃO
EM HELICÓPTEROS, ATRAVÉS DA ANÁLISE DE
VIBRAÇÕES.**

**Monografia apresentada para obtenção do Certificado
pelo curso de Especialização em Engenharia
Aeronáutica do Departamento de Engenharia
Mecânica da Universidade de Taubaté. Área de
Concentração: Engenharia Aeronáutica.**

Orientador: Prof. Me. Paulo de Tarso de Moraes Lobo

TAUBATÉ – SP

2017

**Ficha Catalográfica elaborada pelo SIBi – Sistema Integrado
de Bibliotecas / UNITAU - Biblioteca das Engenharias**

D585m	<p>Diniz, Rodnei</p> <p>Manutenção aeronáutica: monitoramento da condição e utilização em helicópteros, através da análise de vibrações. / Rodnei Diniz. - 2017.</p> <p>78f. : il; 30 cm.</p> <p>Monografia (Especialização em Engenharia Aeronáutica) – Universidade de Taubaté. Departamento de Engenharia Mecânica e Elétrica, 2017.</p> <p>Orientador: Prof. Me. Paulo de Tarso de Moraes Lobo,</p> <p>Departamento de Engenharia Mecânica e Elétrica.</p> <p>1. Helicópteros. 2. HUMS. 3. Vibrações. 4. Manutenção</p>
-------	---

RODNEI DINIZ

**MANUTENÇÃO AERONÁUTICA: MONITORAMENTO DA
CONDIÇÃO E UTILIZAÇÃO EM HELICÓPTEROS,
ATRAVÉS DA ANÁLISE DE VIBRAÇÕES.**

Monografia apresentada para obtenção do Certificado
pelo curso de Especialização em Engenharia
Aeronáutica do Departamento de Engenharia
Mecânica da Universidade de Taubaté. Área de
Concentração: Engenharia Aeronáutica.

Data: _____

Resultado: _____

Banca Examinadora

Prof. Me. Paulo de Tarso de Moraes Lobo - Universidade de Taubaté

Assinatura _____

Prof. Me. Pedro Marcelo Alves Ferreira Pinto - Universidade de Taubaté

Assinatura _____

Prof. Dr. Fernando Silva de Araújo Porto - Universidade de Taubaté

Assinatura _____

FOLHA DEDICATÓRIA

Dedico este trabalho a minha esposa Cleide, que sempre esteve ao meu lado me incentivando, animando e me ajudando a prosseguir. A minha segunda mãe, minha tia, por toda força e carinho. Aos meus pais, tios e avó, que já não estão mais aqui, mas que, onde estiverem estão felizes e comemorando junto comigo.

AGRADECIMENTOS

Em primeiro lugar agradeço a Deus.

Agradeço a minha Cleide, minha companheira, amiga, confidente, fonte de força e determinação, pessoa com quem compartilho minha existência.

Agradeço a minha avó Maria, hoje no céu, pelos valores e pela educação que me deu. A minha família pelo carinho e incentivo.

Agradeço as pessoas que me abriram portas, me incentivaram e me deram oportunidade de mostrar minha capacidade, especialmente ao Sr. Wanderley Costa.

Agradeço aos colegas de turma, pelo convívio harmonioso, amizade e apoio durante o transcorrer do curso.

Agradeço ao meu orientador Prof. Me. Paulo de Tarso de Moraes Lobo, pela paciência e auxílio em me guiar na execução deste trabalho e, a todos os professores que sempre procuraram compartilhar seu conhecimento e experiências com os alunos.

“Eu não tenho ídolos. Tenho admiração por trabalho, dedicação e competência.”

Ayrton Senna

RESUMO

Este trabalho apresenta um estudo sobre o emprego do sistema Health and Usage Monitoring System (tradução livre: Sistema de Monitoramento de Condição e Utilização) em helicópteros, enfatizando a análise de vibrações. O helicóptero, por suas características ímpares de funcionamento e operação, está sujeito a grandes esforços em sua estrutura e componentes. A complexidade de seus mecanismos, acrescido das vibrações impostas por seus componentes rotativos, impõem um sério desafio, e um grande esforço à manutenção desse tipo de aeronave, o que acaba impactando na disponibilidade da aeronave para operação, segurança de voo, aumento de custos, dentre outros fatores. A utilização de sensores que permitam um contínuo acompanhamento das condições de operação de certos componentes do helicóptero, através da análise estatística e do monitoramento de tendências, dos dados coletados, auxiliam na predição de possíveis falhas, antes que estas possam ocorrer, além de possibilitar um melhor planejamento nas intervenções de manutenção das aeronaves.

Palavras chave: helicópteros, HUMS, manutenção aeronáutica, vibrações.

ABSTRACT

This paper presents a study about the use of the Health and Usage Monitoring System in helicopters, emphasizing the analysis of vibrations. The helicopter, due to its unique characteristics of running and operation, is subject to great efforts in its structure and components. The complexity of its mechanisms, plus the vibrations imposed by its rotating components, impose a serious challenge, and a great effort to maintain this type of aircraft, which end up impacting on the availability of the aircraft for operation, flight safety, increased costs, among other factors. The use of sensors that allow continuous monitoring of the operating conditions of certain components of the helicopter, through statistical analysis and trend monitoring, of the collected data, assist in predicting possible failures before they can occur, besides allowing a better planning of aircraft maintenance interventions.

Key words: helicopters, HUMS, aeronautical maintenance, vibrations.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Desenho da “rosca voadora” de autoria de Leonardo da Vinci.	18
Figura 2 - Primeiras tentativas de criação do helicóptero.	20
Figura 3 - Autogiro de Juan de La Cierva.	21
Figura 4 - Primeiros modelos bem sucedidos criados por Igor Sikorsky.....	23
Figura 5 - Motor turboeixo Safran modelo Arriel 1D1 / 1E2.....	24
Figura 6 - Componentes das forças aerodinâmicas atuando no perfil de uma pá de helicóptero.	26
Figura 7 - Configurações dos rotores em helicópteros.....	28
Figura 8 - Componentes principais de um helicóptero.....	29
Figura 9 - Configurações da cabeça do rotor principal: rotores rígidos, semirrígidos e articulados.....	32
Figura 10 - Componentes genéricos de um rotor principal de um helicóptero.	33
Figura 11 - Atuação do rotor de cauda na compensação do torque gerado pelo rotor principal.	34
Figura 12 - Elementos de construção de uma pá de helicóptero moderna.	35
Figura 13 - Conjunto do rotor principal, rotor de cauda e sistema de transmissão.	36
Figura 14 - Clutch (embreagem) do tipo por correias.	38
Figura 15 - Desenho esquemático dos controles de voo do helicóptero.	39
Figura 16 - Controle cíclico das pás do rotor principal.	40
Figura 17- Controle coletivo das pás do rotor principal.....	41
Figura 18 - Controle da manete de aceleração do motor.....	42
Figura 19 - Pedais de controle do passo das pás do rotor de cauda.....	43
Figura 20 - Exemplo gráfico de amplitude e período de um movimento harmônico simples.	44
Figura 21 - Compensadores (trim tab) em uma pá de rotor principal..	49

Figura 22 - Ilustração extraída do Manual de Manutenção da aeronave Airbus Helicopters AS-350 BA, referenciando as instruções para a instalação das massas de balanceamento na ponta da pá de um rotor de cauda.....	50
Figura 23 - Modelo de carta de balanceamento de rotores.....	51
Figura 24 - Fontes de vibração (vibration source) de componentes rotativos da aeronave Bell 206 A/B e do motor (Alisson 250-C20)	52
Figura 25 - Disposição dos sensores do sistema HUMS no helicóptero Agusta AB139.....	57
Figura 26 - Processos de gerenciamento do monitoramento de vibrações através do sistema HUMS.....	58
Figura 27 - Registros de indicação do problema de balanceamento no rotor principal da aeronave Sikorsky S-61.....	60
Figura 28 - Falha no mancal da cabeça do rotor principal da aeronave Sikorsky S-61.	61
Figura 29- Detalhe da falha no mancal da cabeça do rotor principal da aeronave Sikorsky S-61.....	61
Figura 30 - Análise de vibração demonstrando o aumento dos níveis de vibração após a substituição do rolamento e mancal do eixo do rotor de cauda.....	62
Figura 31- Análise de vibração demonstrando o aumento dos níveis de vibração no mancal número 2 do eixo do rotor de cauda.	63
Figura 32 - Registros do HUMS da falha na engrenagem da transmissão aeronave AH-64. ..	64
Figura 33 - Helicóptero de ataque AH-64D Apache Longbow.....	65
Figura 34 - Local do incidente com a aeronave Aerospatiale AS332L Super Puma G-PUMH.	66
Figura 35 - Trinca no retainer da articulação de batimento da pá que provocou o incidente com a aeronave Aerospatiale AS332L Super Puma G-PUMH.	67
Figura 36 - Registros do HUMS da transmissão do rotor de cauda da aeronave G-PUMH.. ..	69

Figura 37 - Aeronave Aerospaziale AS332L Super Puma G-PUMH.....69

SÍMBOLOS

AAD: Additional Airworthiness Directive (Diretriz de Aeronavegabilidade Adicional)

a.C: antes de Cristo

ANAC: Agência Nacional de Aviação Civil

CAA: Civil Aviation Authority (Autoridade da Aviação do Reino Unido)

CBM: Condition Based Monitoring (Manutenção Baseada na Condição)

CVR: Cockpit Voice Recorder (gravador de vozes de cabine)

EASA: European Aviation Safety Agency (Agência Europeia de Segurança da Aviação)

FDR: Flight Data Recorder (gravador de dados de voo)

h.p.: horse power (cavalo a vapor)

HUMS: Health and Usage Monitoring System (Sistema de Monitoramento de Condição e Utilização)

Hz: hertz

IPS: Inches Per Second (polegadas por segundo)

kg: quilograma

kHz: quilo hertz

km: quilômetros

m: metro

mph: miles per hour (milhas por hora)

U.K.: United Kingdom (Reino Unido)

VHM: Vibration Health Monitoring (Monitoramento da Condição de Vibrações)

SUMÁRIO

RESUMO	7
ABSTRACT	8
LISTA DE FIGURAS	9
SÍMBOLOS	12
1. INTRODUÇÃO.....	15
2. OBJETIVOS.....	17
3. REVISÃO DA LITERATURA.....	18
5. RESULTADOS E DISCUSSÃO	70
6. CONCLUSÃO.....	76
REFERÊNCIAS	77

1. INTRODUÇÃO

Helicópteros são atualmente uma das mais versáteis máquinas empregadas pelo homem, graças a sua capacidade única de decolar e pousar na vertical. O helicóptero é uma aeronave que emprega asas rotativas para obter sustentação, propulsão e controle. A complexidade mecânica do helicóptero e a inevitável vibração exigem bastante cuidado da manutenção.

Devido sua capacidade impar, o helicóptero cada vez mais vem sendo utilizado em uma ampla gama de missões, tanto civis quanto militares, desde o transporte executivo, aeromédico, em serviços de resgate e alívio de calamidades, serviços de utilidade pública, policiamento, missões de combate, etc.

Por conta de sua inerente característica de apresentar vibrações, o cuidado com o acompanhamento e a execução das manutenções das aeronaves, deve ser extremamente dedicado e preciso, num esforço contínuo para se manter as aeronaves disponíveis para a operação, sempre dentro do mais alto padrão de segurança.

O elevado desgaste de componentes e sistemas correlatos em consequência de vibrações, já levou a diversas falhas, que culminaram em incidentes e acidentes, com perda de vida e material. Assim, é normal que um esforço gigante da indústria, de autoridades aeronáuticas, centros de pesquisa, dentre outros, seja o de melhorar ao máximo as condições de utilização da máquina, seja através de melhores e mais avançados materiais, limitação de vida em componentes essenciais, regulamentação, técnicas aperfeiçoadas de manutenção, criação de sistemas e desenvolvimento de técnicas de apoio à prevenção de falhas, etc. Sempre tendo por objetivo, melhorar e reduzir as chances de ocorrência de falhas na máquina, que possam levar a um evento catastrófico.

Dentre os sistemas surgidos nas últimas décadas, o *Health and Usage Monitoring System - HUMS* (tradução livre: Sistema de Monitoramento de Condição e Utilização), tem crescido em aplicações ao redor do planeta. Trazendo para a engenharia de manutenção, um equipamento capaz de coletar, através de sensores instalados em pontos chave nos principais sistemas e componentes das aeronaves, meios de acompanhar e detectar eventuais desgastes em itens mecânicos fundamentais a operação do helicóptero, que numa eventual falha, possa ter consequências catastróficas para o funcionamento da máquina. Utilizando eletrônica embarcada, os sistemas oferecidos atualmente, permitem, a coleta dos dados e sua análise, através de estatística e monitoramento de tendências.

2. OBJETIVOS

2.1 Objetivo Geral

Apresentar um estudo sobre o emprego do sistema *Health and Usage Monitoring System* (tradução livre: Sistema de Monitoramento de Condição e Utilização) aplicado a helicópteros e sua contribuição na segurança de voo e na manutenção.

2.2 Objetivos Específicos

Analisar o emprego do sistema de monitoramento contínuo de vibrações em helicópteros através de equipamento embarcado.

2.3 Justificativa:

O avanço tecnológico permitiu a miniaturização de diversos componentes e sistemas eletrônicos, além de apresentarem uma maior robustez e confiabilidade, o ganho na redução de peso, fundamental na indústria aeronáutica, tem possibilitado a implantação de sistemas dedicados a diversas funções nas aeronaves modernas. A manutenção aeronáutica, e em especial, a manutenção de aeronaves de asas rotativas, pelas características particulares de construção e operação dessas máquinas, é um desafio enorme. O surgimento de sistemas capazes de auxiliar no diagnóstico e na solução de falhas nos equipamentos e componentes dessas máquinas é de grande auxílio no melhor aproveitamento dos limites das máquinas e na prevenção de eventos catastróficos, que podem levar a perda, principalmente de vidas e de material.

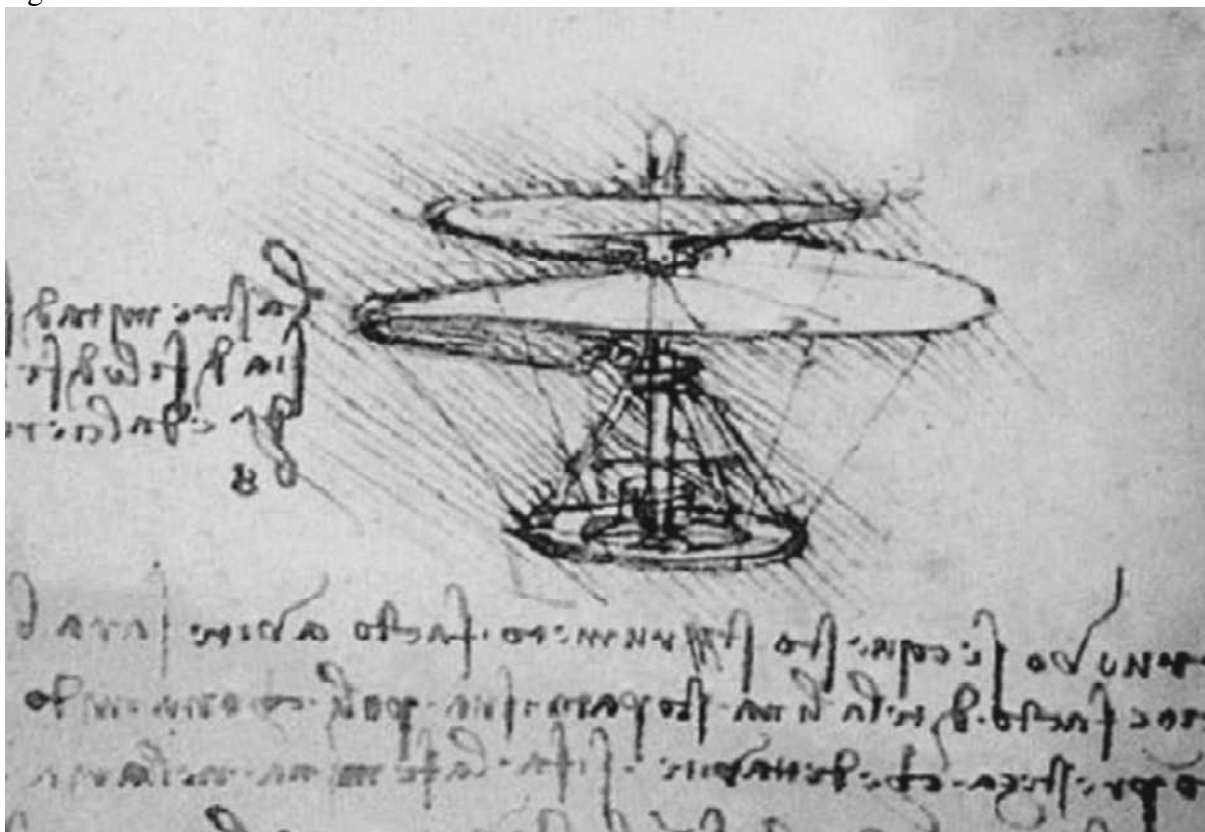
3. REVISÃO DA LITERATURA

3.1 As origens do helicóptero

A história do desenvolvimento do helicóptero comumente menciona seu início com os chineses e Leonardo da Vinci (JOHNSON, 1994). Na antiga China, cerca de 400 a.C., há relatos de ter existido um dispositivo, uma haste com uma hélice em uma das extremidades, que girada entre as mãos, alçava voo.

Leonardo da Vinci, em 1493, desenhou o projeto de uma “rosca voadora” (JOFFILY, 2000).

Figura 1 - Desenho da “rosca voadora” de autoria de Leonardo da Vinci.



Fonte: JOHNSON, 2013.

Na metade final do século XIX, vários inventores trabalhavam no desenvolvimento do helicóptero (JOHNSON, 2013). O problema era a falta de um motor leve e confiável.

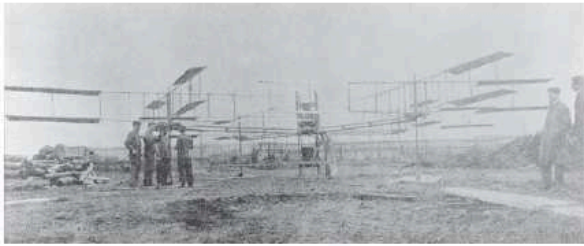
Alguns experimentaram projetos equipados com motores a vapor. Thomas Edison reconheceu a falta de um motor adequado (JOHNSON, 2013).

Em 1867, Nikolaus August Otto e Eugene Langen, desenvolvem, após desmontar um motor de Lenoir, um motor a combustão interna, atmosférico, mais bem sucedido. A eficiência térmica desse motor atingia até 11%. Este conceito efetivamente fundou a indústria de motores de combustão interna (HEYWOOD, 1988).

O primeiro registro de sucesso na decolagem vertical ocorreu em 1907, com o Gyroplane nº 1, do francês Louis Breguet. Esta era uma máquina de asas rotativas, que se ergueu 1,5 m do chão (JOFFILY, 2000).

Durante as primeiras décadas dos anos de 1900, vários pesquisadores, cientistas e inventores, criaram, em diversas partes do planeta, aeronaves utilizando o conceito de asa rotativa. Paul Cornu, na França, em 1907; Igor Sikorsky, na Rússia, em 1910; Stefan Von Petroczy e Theodor Von Kármán, com o auxílio de Wilhelm Zurovec, na Áustria, em 1916 (PKZ-2); George de Bothezat, nos Estados Unidos, em 1922; Etienne Oemichen, na França, em 1924; Raul Pateras Pescara, em 1924, na Espanha; Corradini d'Ascanio, na Itália, em 1930, dentre outros, desenvolveram diversas máquinas empregando o conceito de asas rotativas.

Figura 2 - Primeiras tentativas de criação do helicóptero.



Breguet-Richet (France, 1907)
Gyroplane No. 1



Cornu (France, 1907)



Sikorsky (Russia, 1910)



Petroczy, von Karman, Zurovec
PKZ-2 (Austria 1916)

Fonte: JOHNSON, 2013.

Assim, por volta dos anos de 1930, o desenvolvimento do helicóptero estava bem avançado, porém, suas características de controle e estabilidade ainda eram marginais, e os projetos ainda careciam de desenvolvimento no voo em deslocamento para frente e no voo sem propulsão.

Em 1919, o espanhol Juan de La Cierva, acrescentou um rotor livre a uma aeronave de asa fixa (BARNETT, C., vários, 1983). A máquina foi batizada de autogiro. O rotor, sem ligação com o motor, girava por ação do escoamento do ar, provocado pelo deslocamento da aeronave para frente. Uma hélice tratora, como em qualquer avião convencional, fornecia força de tração para a aeronave se deslocar para frente, com o rotor livre gerando a sustentação, como uma asa convencional. Sem força de propulsão atuando no rotor, o autogiro não era capaz de realizar o voo na vertical ou voo pairado. Apesar de não ser

ainda uma aeronave capaz de decolar e pousar na vertical, o autogiro, é capaz de pousar e decolar em um espaço extremamente curto. O autogiro teve um substancial impacto no desenvolvimento da análise da asa rotativa, muito do trabalho dos anos de 1920 e 1930, que formam a fundação da análise do helicóptero, foi originalmente desenvolvida pelo autogiro (JOHNSON, 1994). Juan de La Cierva foi quem idealizou o sistema de articulação das pás no rotor (SELDDON, 1990). O autogiro de Juan de La Cierva foi o primeiro emprego prático da sustentação por uma asa rotativa (JOHNSON, 1994).

Figura 3 - Autogiro de Juan de La Cierva.



Fonte: JOHNSON, 2013.

Loius Breguet, em 26 junho de 1935, 20 anos após seu primeiro experimento com helicópteros, obtém sucesso. Nessa data, seu Gyroplane, realiza seu primeiro voo bem sucedido. (GUNSTON, 1992). Conseguindo voos totalmente controlados (DA SILVA, 2010). A máquina possuía dois rotores montados uma acima do outro (configuração coaxial), que

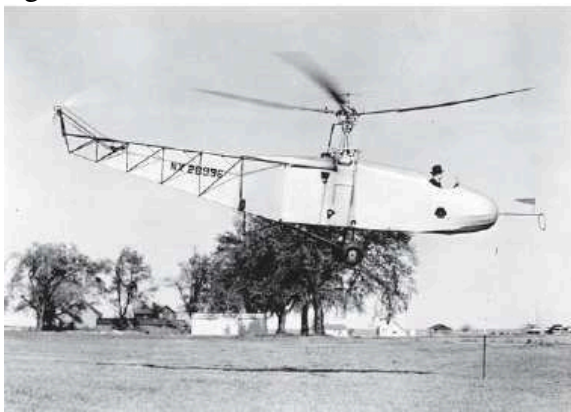
giravam em direção oposta. Este é um significativo avanço no projeto de helicópteros, apresentando melhor controle sobre a direção de voo e altitude (GUNSTON, 1992).

Em 1936, o alemão Henrich Focke, construiu um helicóptero com dois rotores de três pás cada, montados em treliças, numa configuração lado a lado (JOHNSON 1994). Durante os anos de 1937-1938, este aparelho estabeleceu diversos recordes (BARNETT, C., vários, 1983). Era uma máquina bem desenvolvida, apresentando um bom controle, desempenho e confiabilidade (JOHNSON, 1994). Entre 1938 e 1940, outro alemão, Anton Flettner, desenvolveu um helicóptero que possuía dois rotores montados lado a lado, porém, com uma separação entre as cabeças dos rotores de 0,6 m, que giravam sincronizadas para evitar colisão entre as pás (JOHNSON, 1994). Cada um dos rotores de duas pás era articulado, possuindo 12 m de diâmetro. O peso do helicóptero era de 1.000 kg e estava equipado com um motor de 140 hp Siemens Halske (JOHNSON, 2013). Tinha um teto absoluto de 5.000 m, alcance de 320 km, velocidade de cruzeiro de 176 mph com seis passageiros e uma capacidade de carga útil de 900 kg (JOHNSON, 2013).

Em 1941, o americano de origem russa, Igor Sikorsky, construiu o VS-300, um helicóptero com rotor principal de três pás e um pequeno rotor antitorque de cauda (JOHNSON, 2013). Era, com efeito, completamente manobrável em todas as direções (BARNETT, C., vários, 1983). O controle lateral e longitudinal era realizado através do controle cíclico do rotor principal, com o controle direcional obtido pelo rotor de cauda (JOHNSON, 2013). O rotor de cauda era acionado por um eixo proveniente do rotor principal. A configuração dos controles de pilotagem era como nos atuais helicópteros: controle cíclico, pedais e controle coletivo, com o acelerador no punho do coletivo (JOHNSON, 2013). Em 1942, Sikorsky apresentou o modelo R-4 (VS-316), uma versão derivada do VS-300, possuía rotor principal de três pás, de 11.6 m de diâmetro, peso máximo de 1.100 kg e um motor Warner de 185 hp (JOHNSON, 1994). Esta versão de Sikorsky entrou em produção e várias

centenas foram construídas durante a Segunda Guerra Mundial (JOHNSON, 1994). Ele é considerado geralmente como o primeiro exemplar prático e realmente operacional de helicóptero (JOHNSON, 1994). Daí em diante, vários construtores desenvolveram versões de helicópteros nos Estados Unidos, por exemplo: Lawrence Bell, em 1943, cujo modelo Bell Model 47 recebeu o Certificado de Aeronavegabilidade americano em 1946; Frank N. Piasecki, com seu modelo empregando rotores em tandem, em 1945; Stanley Hiller, entre 1946 a 1948. Fora dos Estados Unidos, Louis Breguet, na França, em 1946, constrói o modelo G-II com rotores coaxiais contrarrotativos. Mikhail Mil, em 1949, na União Soviética, desenvolve o Mi-1, com rotor principal de três pás, com 14 m de diâmetro, peso máximo de 2.250 kg e motor convencional de 570 hp (JOHNSON, 1994). Também na União Soviética, em 1952, Nikolai I Kamov desenvolve modelos com rotores coaxiais, dentre eles o Ka-15 (JOHNSON, 1994).

Figura 4 - Primeiros modelos bem sucedidos criados por Igor Sikorsky.



Sikorsky VS-300 (USA, 1939-1941)



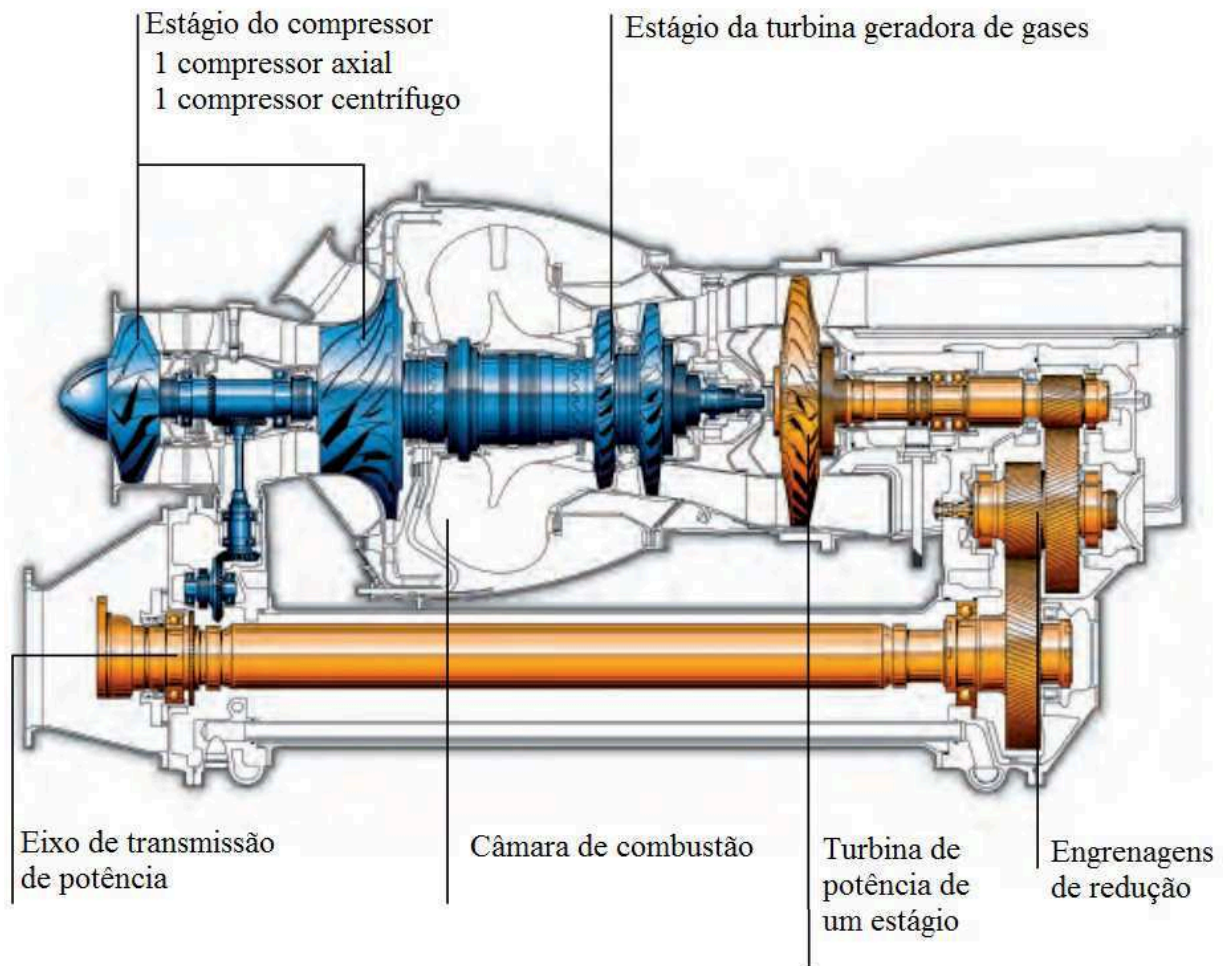
Sikorsky R-4 (USA, 1942)

Fonte: JOHNSON, 2013.

Um importante desenvolvimento foi a instalação de motores turboeixo nos helicópteros, substituindo os motores convencionais (JOHNSON, 2013). Com a instalação desse motor, percebeu-se uma melhora no desempenho e confiabilidade da máquina. Em 1951, A Kaman Aircraft Company, constrói o K-225, o primeiro helicóptero impulsionado

por motor do tipo turbina a gás (turbo-eixo) (JOHNSON, 2013). Na França, em 1955, a Sud Aviation apresenta o Alouette II, o primeiro helicóptero equipado com motor turboeixo a entrar em produção (JOHNSON, 2013).

Figura 5 - Motor turboeixo, Safran, modelo Arriel 1D1 / 1E2.



Fonte: <https://www.safran-helicopter-engines.com/helicopter-engines/lower-1000-shp/arriel/arriel-1d1/1e2>.

Após a década de 1950 a história do desenvolvimento envolve programas e companhias, ao invés de inventores (JOHNSON, 2013). Assim, nos anos que seguem, vários projetos são produzidos com sucesso.

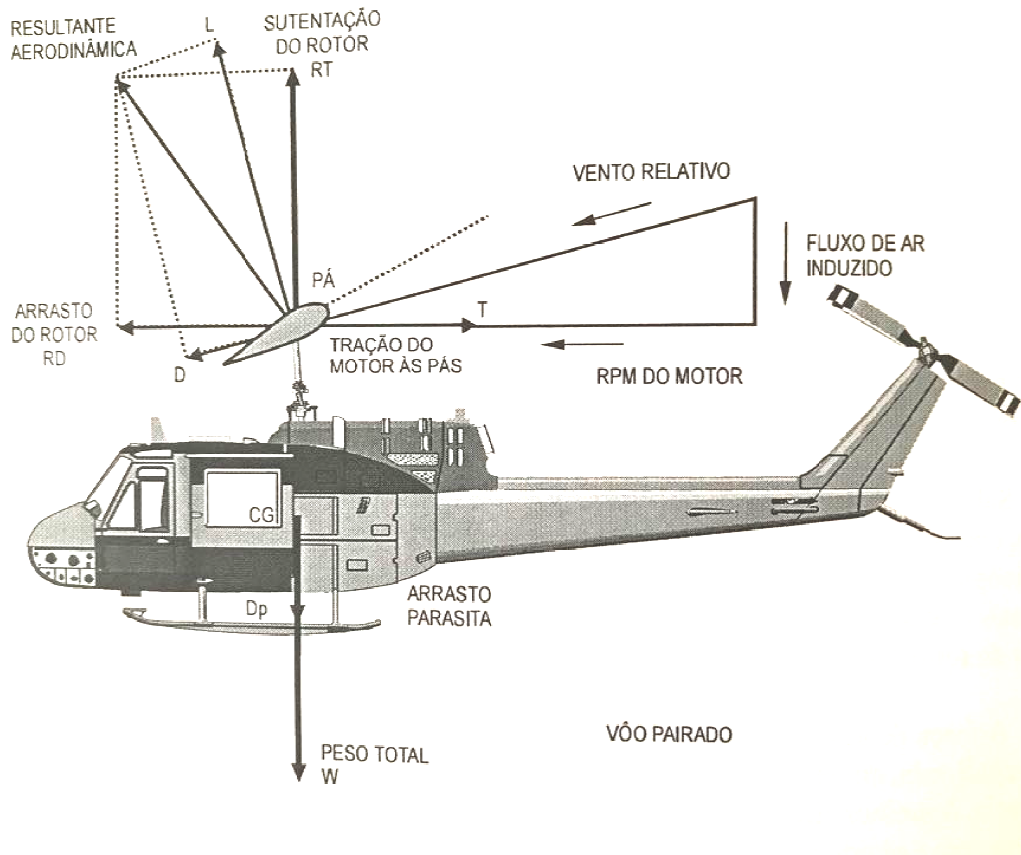
3.2 Características de operação e funcionamento dos helicópteros

O helicóptero é uma aeronave que emprega asas rotativas com o objetivo de obter sustentação, tração e controle (JOHNSON, 2013). Ao contrário das aeronaves de asa fixa, o helicóptero obtém a força necessária para vencer seu peso a partir do movimento rotacional das pás (WAGTENDONK, 2015). O helicóptero é capaz de permanecer imóvel em voo pairado porque a potencia dos rotores produz sustentação mesmo com zero de velocidade de deslocamento à frente (DA SILVA, 2010). O voo horizontal é conseguido por uma pequena inclinação do rotor para frente na direção do voo para produzir força de propulsão e deslocamento (DA SILVA, 2010).

O rotor produz um impulso para cima ao empurrar uma coluna de ar para baixo através do plano do rotor (SELDDON, 1990). O rotor convencional consiste de duas ou mais pás, igualmente espaçadas, fixadas à cabeça do rotor (JOHNSON, 2013). O aerofólio (pá) produz a força de sustentação, sofrendo proporcional arrasto devido ao seu movimento rotativo (JOFFILY, 2000).

A resultante aerodinâmica é a força atuante sobre o aerofólio, resultante da força de sustentação e da força de arrasto (JOFFILY, 2000).

Figura 6 - Componentes das forças aerodinâmicas atuando no perfil de uma pá de helicóptero.



Fonte: JOFFILY, 2000.

No helicóptero, utilizam-se preferencialmente os perfis simétricos, pelo fato de haver constantes mudanças no ângulo de ataque de suas pás durante o voo e, portanto, pouca variação no Centro de Pressão desses perfis (JOFFILY, 2000). O Centro de Pressão de um perfil é o ponto no aerofólio no qual a força de sustentação atua (WAGTENDONK, 2015).

Ao variar o ângulo de ataque das pás do rotor coletivamente, se obtém maior força de sustentação, reduzindo o ângulo de ataque das pás coletivamente, a força de sustentação é reduzida. Já o deslocamento para frente, para trás e lateral (esquerda e direita), é obtido, com a inclinação no disco de sustentação do rotor, na direção do movimento desejado. Ambos os movimentos podem ser simultâneos.

O resultado da rotação do rotor é uma reação de torque na fuselagem do helicóptero, fazendo com que esta reaja tentando girar na direção oposta (DA SILVA, 2010).

Quanto maior for a potência (utilização de comando coletivo) desenvolvida pelo motor e, portanto, aplicada ao rotor principal, maior será o torque, e na mesma proporção (JOFFILY, 2000). Para compensar esse torque, utiliza-se um rotor de cauda vertical comandado pelos pedais, colocado na extremidade do cone de cauda a 90 graus em relação ao eixo longitudinal do helicóptero (JOFFILY, 2000). A mais comum configuração é constituída por um rotor principal e pelo rotor de cauda anti-torque. As configurações remanescentes compensam o torque através da contrarotação (WILKINSON, 2003). Como uma alternativa, o helicóptero pode ter a configuração de dois rotores de sustentação de mesmo tamanho, girando em sentidos opostos no mesmo eixo (contrarrotativos) (DA SILVA, 2010). Podemos encontrar aeronaves em projetos que apresentam conjuntos duplos, configurados em tandem (um na frente e outro atrás), lado a lado ou qualquer combinação que a criatividade ou necessidade aerodinâmica exigirem (DA SILVA, 2010).

Figura 7 - Configurações dos rotores em helicópteros.



Bell UH-1: configuração com rotor principal e rotor de cauda anti-torque



Sikorsky SH-60: configuração com rotor principal e rotor de cauda anti-torque



Messerschmitt-Bölkow-Blohm BO-105: configuração com rotor principal e rotor de cauda anti-torque



Boeing CH-47: configuração com rotores em "tandem"



Eurocopter EC X³: helicóptero híbrido



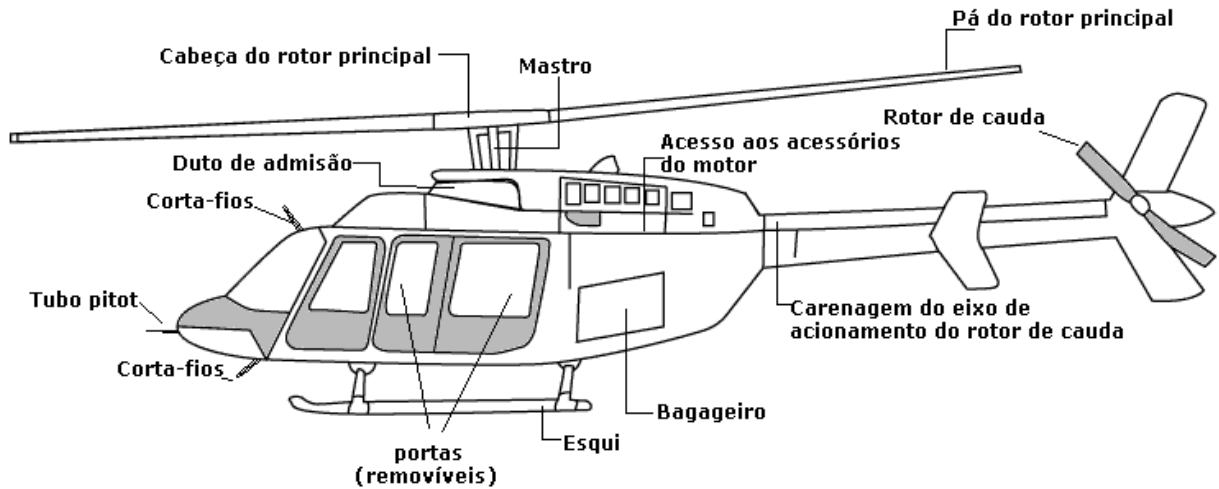
Kamov Ka-32: configuração com rotores coaxiais

Fonte: JOHNSON, 2013.

3.3 Principais componentes

O helicóptero contém um grande número de sistemas e subcomponentes, porém, estes podem ser geralmente divididos em um pequeno número de áreas maiores (WILKINSON, 2003).

Figura 8 - Componentes principais de um helicóptero.



Fonte: <http://www.geocities.ws/giovanitoni/helicopter/helicopter.html>

3.3.1 Fuselagem

A fuselagem tem várias funções no helicóptero. Uma de suas óbvias é a de abrigar todos os componentes. Também protege e acomoda a tripulação e os passageiros (WILKINSON, 2003). A fuselagem se divide em cabine de comando e passageiros, compartimento de carga, compartimento do motor, compartimento de acessórios, cone de cauda, na parte inferior o trem de pouso, antenas, farol e luzes de navegação e anticolisão (DA SILVA, 2010).

3.3.2 Motor

Podem ser a pistão, geralmente usados em helicópteros pequenos (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012). A maioria dos helicópteros de treinamento usa este tipo de motor por serem relativamente simples e mais baratos de operar (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012).

Motores turboeixo (turbina a gás), são mais potentes e são usados em uma grande variedade de helicópteros. A categoria de motores a turbina a gás também inclui, além dos motores turbojato, os motores turboélice, turboeixo, turbofan, propfan, geared propfan, ciclo-

variável, turboestator e turbo foguete (SAINTIVE, 2015). Eles produzem uma tremenda quantidade de potencia em comparação ao seu tamanho, mas são mais caros de operar (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012). O motor turboeixo empregado em helicópteros opera de maneira diferente dos motores a jato empregados em aviões (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012). O motor turbojato é essencialmente uma máquina projetada para produzir gases em alta velocidade no bocal do propulsor (SAINTIVE, 2015).

Os motores com turbina livre e que não são usadas para acionar uma hélice são denominados turboeixo. No helicóptero eles são empregados para acionar os rotores (SAINTIVE, 2015).

3.3.3 Rotores

3.3.3.1 Rotor principal

É a superfície de sustentação de um helicóptero (DA SILVA, 2010). É o conjunto de peças e articulações com a finalidade de propiciar a rotação das pás, a sustentação e a manobrabilidade do helicóptero (JOFFILY, 2000). São classificados como rígidos, semirrígidos e articulados (DA SILVA, 2010).

O rotor principal é constituído basicamente por mastro, cabeça do rotor e pás (DA SILVA, 2010). O mastro, fixado na caixa de transmissão de força, aciona a cabeça e transmite à estrutura a sustentação do rotor (DA SILVA, 2010). A cabeça do rotor principal é fixada no mastro e suporta as pás (DA SILVA, 2010). As pás transformam a energia mecânica do grupo motor-transmissão em forças aerodinâmicas (sustentação, arrasto e tração) (DA SILVA, 2010).

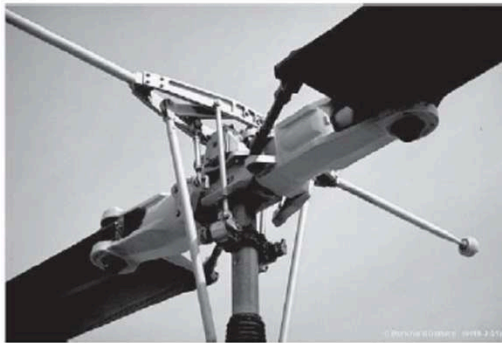
Rotores articulados: a cabeça, as pás e o mastro são móveis entre si. Esse rotor faz batimento, mudança de passo e, através de dispositivos especiais, executa o movimento de

avanço e atraso das pás. (DA SILVA, 2010). As pás são presas à cabeça do rotor através de articulações que permitem o batimento e o avanço e recuo das pás (JOHNSON, 2013).

Rotores semirrígidos: a cabeça e as pás são rígidas entre si, mas existe um movimento com relação ao mastro, que é o batimento, realizando também a mudança de passo. (DA SILVA, 2010). O rotor não possui articulações de avanço e recuo das pás (JOHNSON, 2013).

Rotores rígidos: a cabeça, as pás e o mastro formam um conjunto rígido entre si (como se fosse uma hélice), fazendo apenas o movimento de mudança angular do passo das pás através do giro dos punhos (DA SILVA, 2010).

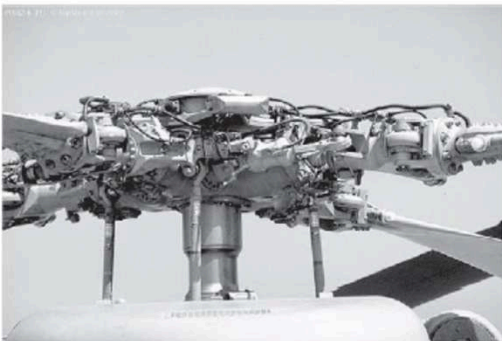
Figura 9 - Configurações da cabeça do rotor principal: rotores rígidos, semirrígidos e articulados.



Rotor semirrígido (UH-1D)



Rotor articulado (AS355)



Rotor articulado (UH-60A)



Rotor articulado (AH-64)



Rotor rígido (BO-105)

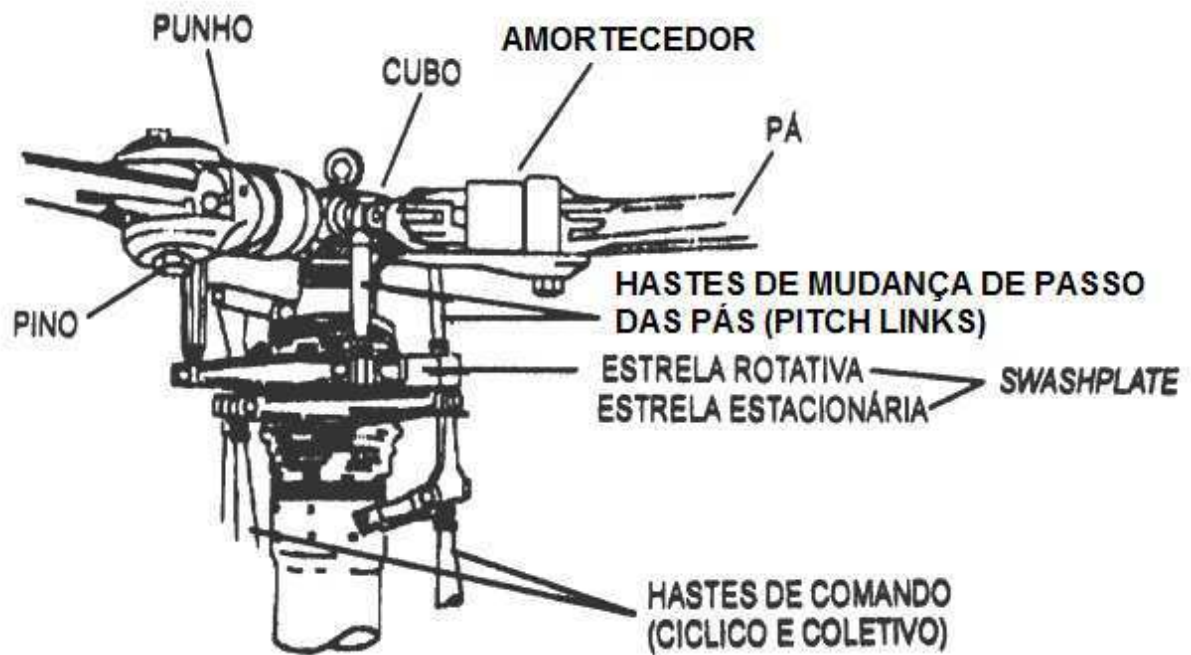


Rotor rígido (Lynx)

Fonte: JOHNSON, 2013.

A *swashplate* ou *control orbite* é a parte do mecanismo de comando, composto da estrela rotativa e da estrela estacionária (JOFFILY, 2000). A *swashplate* está instalada no mastro, complementando os componentes da cabeça (JOFFILY, 2000). A *swashplate*, luva do coletivo e tesouras formam o conjunto responsável pelas mudanças direcionais e de velocidade do helicóptero através de sua inclinação (DA SILVA, 2010).

Figura 10 - Componentes genéricos de um rotor principal de um helicóptero.

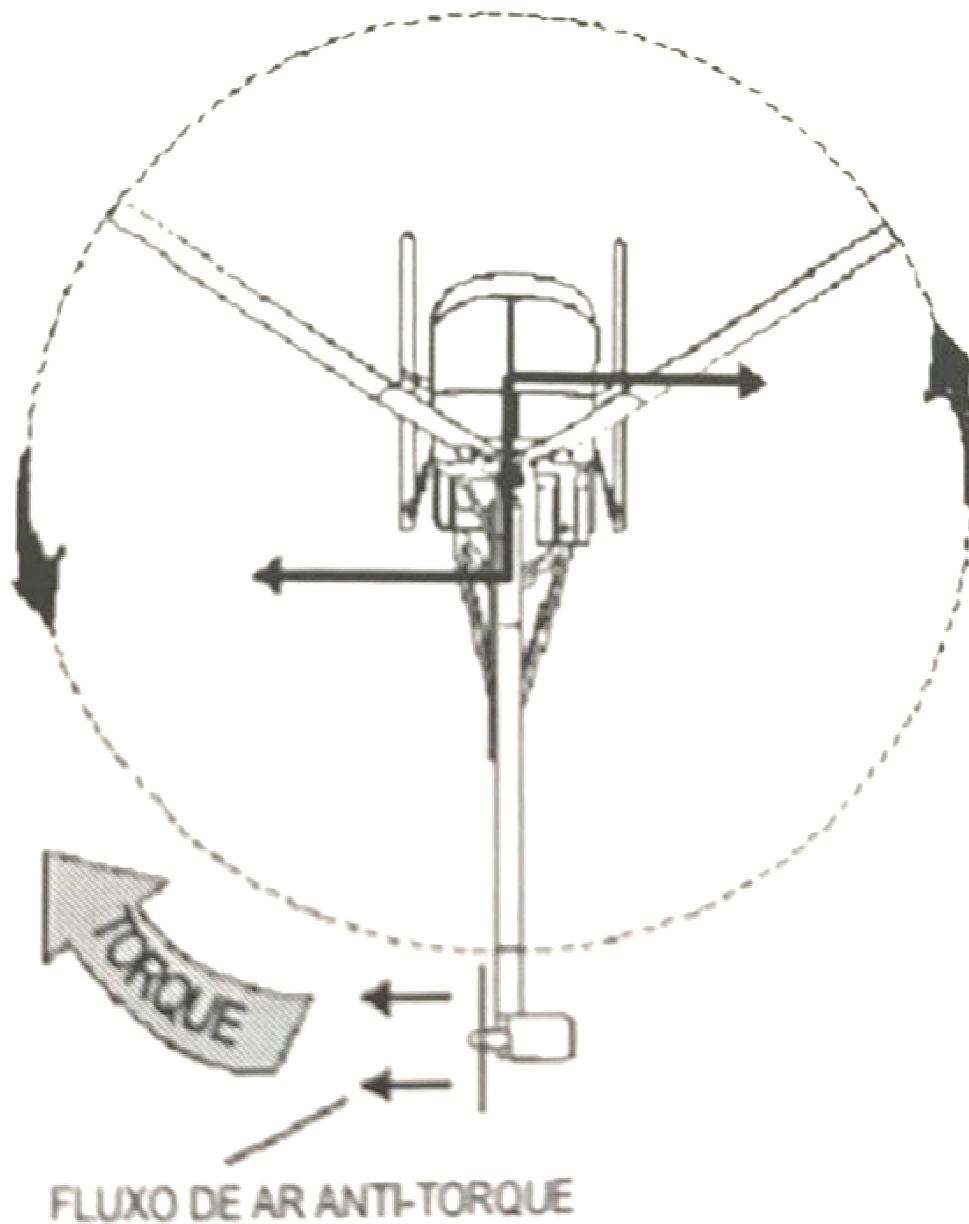


Fonte: JOFFILY, 2000.

3.3.3.2 Rotor de cauda

Tem como finalidade compensar o efeito do torque e possibilitar o comando direcional do helicóptero por meio dos pedais (JOFFILY, 2000). O rotor de cauda funciona conjugado com o rotor principal (JOFFILY, 2000). É um conjunto de cabeça e duas ou mais pás (DA SILVA, 2010). Pode ser do tipo convencional ou exposto, ou embutido ou protegido (*fenestron*) (JOFFILY, 2000).

Figura 11 - Atuação do rotor de cauda na compensação do torque gerado pelo rotor principal.



Fonte: JOFFILY, 2000.

O sistema de transmissão do rotor de cauda é um sistema mecânico, acoplado a transmissão principal, que transfere a rotação do motor ao rotor de cauda (JOFFILY, 2000).

3.3.4 Pás

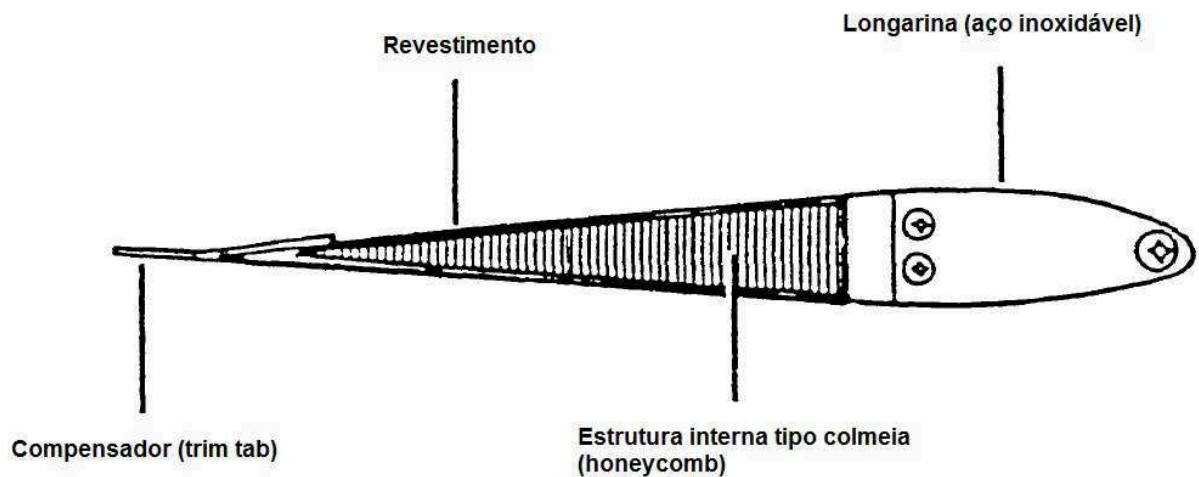
As pás são partes flexíveis, de formato aerodinâmico, que permitem ao rotor cumprir sua função de sustentação da estrutura (JOFFILY, 2000). Atualmente as pás são

construídas de uma combinação de aço inoxidável e fibra de vidro. O bordo de ataque é feito de uma liga inteiriça de aço inoxidável, proporcionando maior reforço e proteção contra o desgaste. A parte interior é constituída de uma estrutura de materiais resistentes e leves do tipo *honeycomb* (estrutura em colmeia produzida em fibra de carbono ou alumínio) ou como *domex* (composto de fibras sintéticas altamente resistentes) (JOFFILY, 2000).

Próximo à ponta das pás, no bordo de fuga, existem compensadores (tabs) utilizados para ajuste do *tracking* da pá (correção da trajetória circular da pá em questão), permitindo o equilíbrio do rotor (JOFFILY, 2000).

Para efeito de identificação, as pás tanto do rotor principal quanto de cauda, recebem códigos de cores (exemplo: pá “azul” do rotor principal, pá “amarela” do rotor de cauda, e assim por diante). A identificação é normalmente feita através de fitas com a respectiva cor das pás, fixadas em torno dos punhos de fixação das pás.

Figura 12 - Elementos de construção de uma pá de helicóptero moderna.



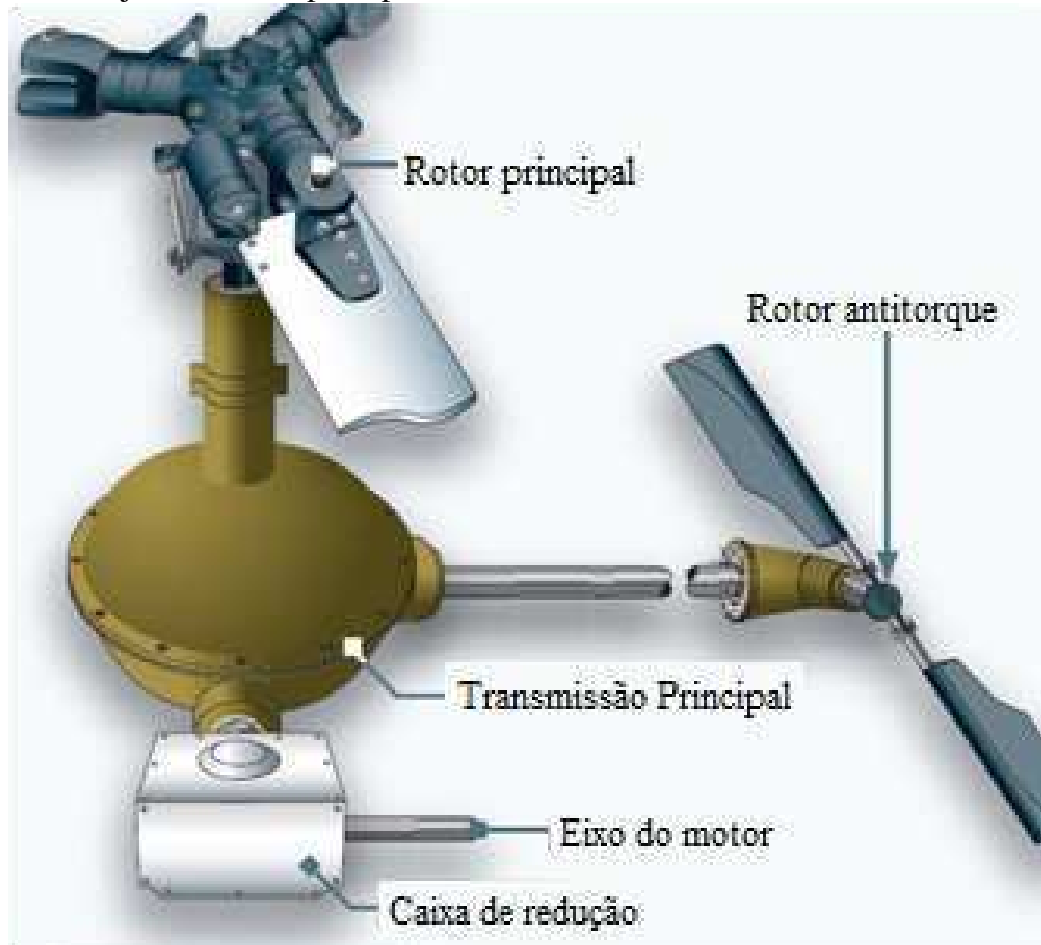
Fonte: BELL HELICOPTER, 2015.

3.3.5 Sistema de Transmissão

É um sistema mecânico de transferência de rotação do motor para o rotor (JOFFILY, 2000). O sistema de transmissão transfere força do motor para o rotor principal,

rotor de cauda e outros acessórios durante as condições normais de voo (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012). Os principais componentes do sistema de transmissão são: caixa de transmissão principal, caixa de transmissão traseira, engrazamento (*clutch*) e roda livre (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012).

Figura 13 - Conjunto do rotor principal, rotor de cauda e sistema de transmissão.



Fonte: U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012.

3.3.5.1 Caixa de Transmissão Principal

Essa caixa tem a função básica de permitir a transmissão da rotação em ângulo e de reduzir a rotação do motor para os níveis de rotação do rotor (JOFFILY, 2000). Como exemplo: supondo que a RPM do motor de um helicóptero específico seja 2.700 RPM. A

velocidade do rotor, requerida seja 450 RPM, será necessária uma redução de 6:1 (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012).

A rotação do motor é repassada à transmissão principal por um sistema de embreagem (*clutch*), que interliga gradativamente o motor ao rotor.

A caixa de transmissão principal ainda tem a função de mover sistemas hidráulicos e de lubrificação (JOFFILY, 2000). Ela tem seu próprio óleo de lubrificação e refrigeração (JOFFILY, 2000).

3.3.5.2 Caixa de Transmissão Traseira

É uma caixa de engrenagens, coroa e pinhão, instalada na extremidade do cone de cauda, com a função de repassar perpendicularmente, a rotação do eixo de transmissão ao rotor de cauda (JOFFILY, 2000).

O eixo de transmissão do rotor de cauda é um eixo localizado no cone de cauda, para acionamento do rotor de cauda, e que funciona apoiado em suportes com rolamentos (JOFFILY, 2000).

3.3.5.3 Sistema de *clutch* (embreagem ou engrazador)

Existem basicamente três tipos de mecanismo de embreagem:

1. Por embreagem centrífuga - permite que o motor seja acionado independente da transmissão.
2. Por correias - também permite que o motor seja acionado independentemente do rotor.
3. Por processo direto - sistema utilizado em motores a reação (turboeixo). Semelhante ao acionamento de um motor turboélice de avião. Quando o fluxo de ar sai do motor, passa a acionar diretamente uma “turbina livre”,

cuja finalidade é acionar o sistema de engrenagens, que é o redutor de rotação, e a caixa de transmissão do rotor.

Figura 14 - Clutch (embreagem) do tipo por correias. O acionamento é comandado pelo piloto através de um interruptor no painel de instrumentos.



Fonte: U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012.

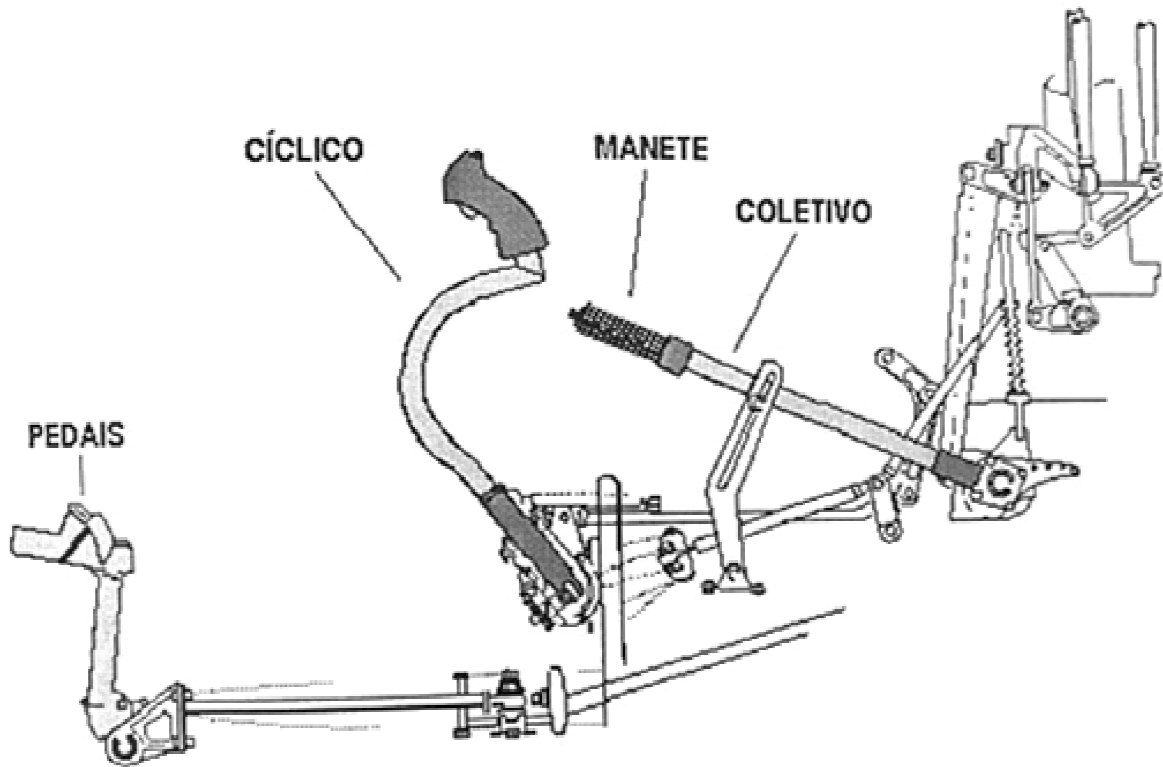
3.3.5.4 Unidade de Roda livre

É um tipo de engrenagem que faz parte do acoplamento do motor com a transmissão (JOFFILY, 2000). Possibilita o engrazamento apenas no sentido de rotação do motor, semelhante a um sistema de catraca de bicicleta (JOFFILY, 2000). O sistema permite o voo em auto-rotação, por ocasião de falha do motor (JOFFILY, 2000).

3.3.6 Comandos de voo

O helicóptero possui quatro comandos de voo: o cíclico, o coletivo, o manete e os pedais (JOFFILY, 2000).

Figura 15 - Desenho esquemático dos controles de voo do helicóptero.



Fonte: JOFFILY, 2000.

A função primária do cíclico é provocar o deslocamento e controlar a manobrabilidade do helicóptero, ou seja, efetuar mudanças de inclinação do plano de rotação do rotor, por áreas diferentes de sustentação (JOFFILY, 2000).

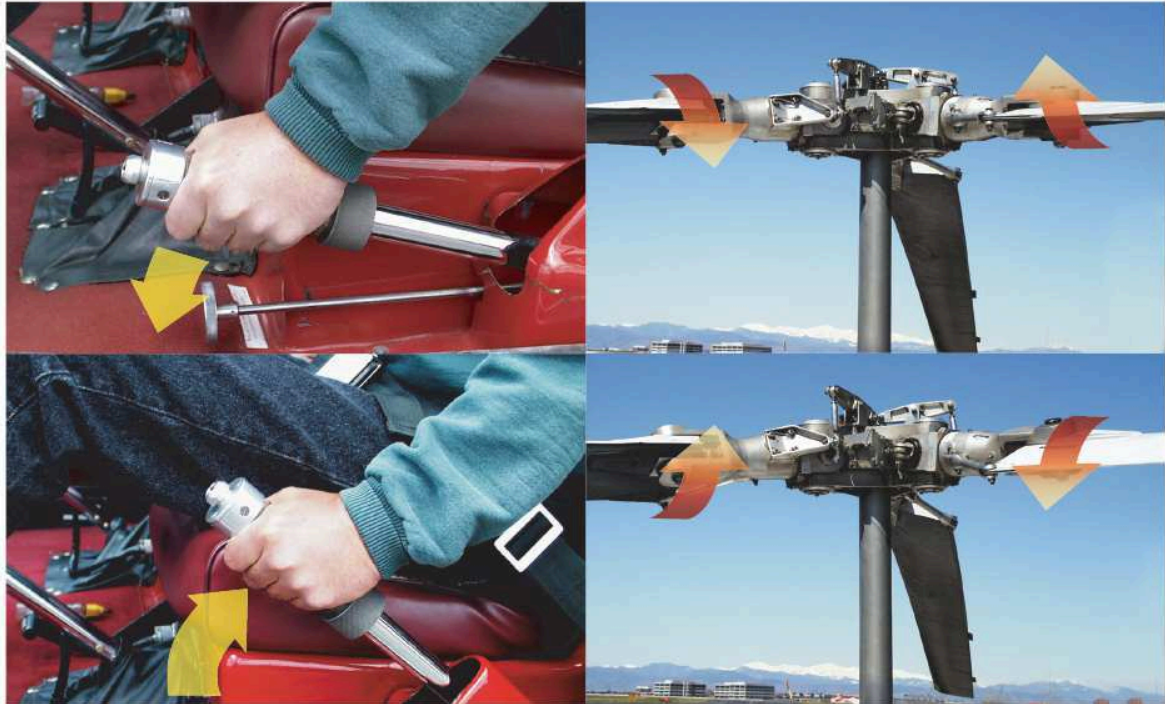
Figura 16- Controle cíclico das pás do rotor principal, em duas configurações: acima, a mais comum, abaixo em “T”, menos empregada. O cíclico é empregado para dar direção ao voo do helicóptero.



Fonte: U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012.

O coletivo é o comando que faz mudar, de modo igual, o ângulo das pás do rotor principal (daí o nome coletivo), independentemente da inclinação em que o rotor se encontra (JOFFILY, 2000).

Figura 17- Controle coletivo das pás do rotor principal. Acima: comandando o coletivo para baixo, se reduz o passo das pás do rotor principal, coletivamente, reduzindo a força de sustentação gerada pelo disco do rotor. Abaixo: comandando o coletivo para cima, se aumenta o passo das pás do rotor principal, coletivamente, aumentando a força de sustentação do disco do rotor.



Fonte: U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012.

O manete é o comando que atua primariamente no controle da rotação (RPM) do motor (JOFFILY, 2000). Devido ao engrazamento deste (motor) ao sistema de transmissão do rotor principal e do rotor de cauda, a rotação destes rotores também será controlada pelo manete (JOFFILY, 2000).

Figura 18- Controle da manete de aceleração do motor, controla a rotação do motor, que deve estar sincronizada com a rotação do rotor principal.



Fonte: U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012.

Os pedais são o comando que atua na mudança do ângulo das pás do rotor de cauda (JOFFILY, 2000). Sua função primária é compensar o torque do rotor principal e permitir variações de direção à proa (JOFFILY, 2000).

Figura 19 - Pedais de controle do passo das pás do rotor de cauda. Atuam compensando o torque gerado pela fuselagem, em reposta a rotação do rotor principal. Também utilizados para controle lateral do helicóptero, em função idêntica ao leme dos aviões.



Fonte: U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012.

3.4 Vibrações em helicópteros

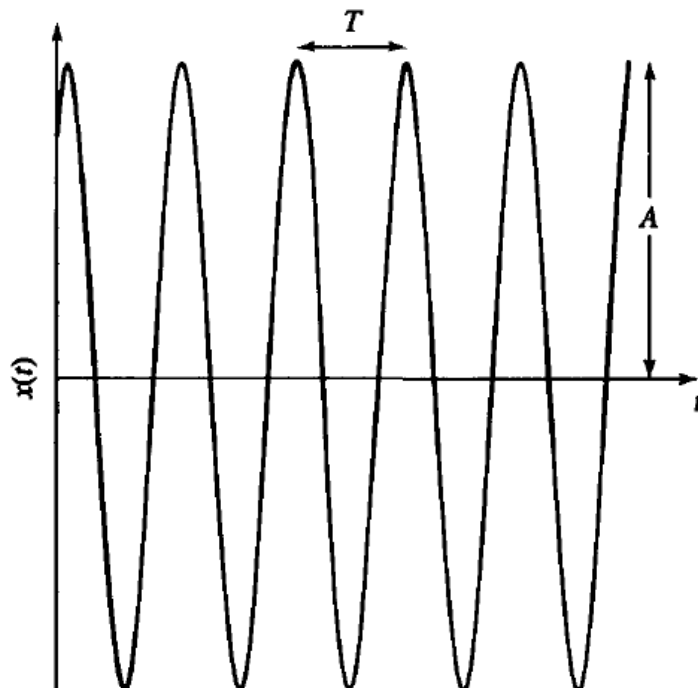
Vibrações são flutuações de um sistema mecânico ou estrutural em relação a uma posição de equilíbrio (KELLY, 2000). Vibrações são iniciadas quando um elemento de inércia é deslocado de sua posição de equilíbrio por uma energia externa atuando no sistema (KELLY, 2000). Uma força ou momento empurra o sistema de volta ao equilíbrio (KELLY, 2000).

O helicóptero é uma máquina que possui peças rotativas em considerável quantidade, o que o torna uma aeronave de características dinâmicas (JOFFILY, 2000). Esse conjunto de peças em movimento gera vários tipos de vibrações no aparelho (JOFFILY,

2000). A vibração é a resposta oscilatória da estrutura do helicóptero (e outros componentes não rotativos da estrutura) as forças e momentos do rotor (JOHNSON, 2013). As forças e momentos do rotor, que causam a vibração da fuselagem, são transmitidos das pás para a cabeça do rotor e então, através do eixo do rotor principal, para os rolamentos da caixa de transmissão principal e daí para a caixa de transmissão e finalmente fuselagem, através dos pontos de fixação (BRAMWELL, A. R. S., 2001).

Cada peça de movimento dinâmico possui um tipo de frequência e de amplitude de vibração (JOFFILY, 2000). Frequência é o número de vibrações por uma dada unidade de tempo (JOFFILY, 2000). O período é o tempo necessário para um ciclo de vibração (JOFFILY, 2000). A amplitude é a altura máxima que a vibração atinge em relação ao nível médio das subidas e descidas (JOFFILY, 2000).

Figura 20 - Exemplo gráfico de amplitude e período de um movimento harmônico simples.



Fonte: KELLY, 2000.

A vibração é um indicador de condição (IHST, 2011). É natural que, mesmo as máquinas de funcionamento mais suaves vibrem (IHST, 2011). Assim, cada uma terá um

nível aceitável de vibração (IHST, 2011). No caso de aumento ou variação considerável dos níveis de vibração, frequentemente a causa é de origem mecânica. A causa de uma vibração pode ser resultado, desde o projeto inicial de um componente, a operações em ambientes desfavoráveis, ou mesmo práticas deficientes de manutenção. Indicações de vibração frequentemente surgem antes dos defeitos serem detectados por meios tradicionais (IHST, 2011).

Fontes típicas de vibrações em helicópteros incluem:

- Rotor principal e rotor de cauda: vibrações de baixa frequência, com frequência entre 100 e 400 Hz, que viajam através de toda a estrutura.
- Power train (eixo de transmissão e transmissão): vibrações de frequência média, com frequência entre 1.000 e 2.000 Hz, cuja detecção exige que se esteja próximo à fonte de vibrações.
- Rolamentos: vibrações de alta frequência, com frequência acima de 2.000 kHz, que viajam por distâncias muito pequenas.

Fontes de vibração podem incluir (IHST, 2011):

- Desbalanceamento de massas;
- Desalinhamento;
- Excentricidade;
- Distorção;
- Folgas;
- Desgaste;
- Interferência;
- Atrito;
- Contato entre engrenagens;

- Ressonância;
- Forças Aerodinâmicas;
- Circunstâncias operacionais.

Os efeitos de sustentados níveis excessivos de vibração podem incluir (IHST, 2011):

- Trincas por fadiga;
- Falhas de componentes ou falhas estruturais;
- Desgaste acelerado de componentes;
- Aumento de remoções não programadas;
- Corrosão e folgas em juntas rebitadas;
- Falhas em componentes elétricos;
- Desconforto e fadiga nos ocupantes da aeronave;
- Ruído excessivo na cabine e viagem desconfortável.

3.4.1 Vibrações normais ou não corrigíveis

São aquelas próprias de cada tipo de aeronave (JOFFILY, 2000). São inerentes ao funcionamento normal do helicóptero e não são eliminadas completamente (JOFFILY, 2000). Geralmente são causadas por ressonância das forças aerodinâmicas das pás e componentes (JOFFILY, 2000). O desgaste dos componentes podem agravar as vibrações (JOFFILY, 2000).

3.4.2 Vibrações anormais ou corrigíveis

São vibrações que são causadas, principalmente, por falta de balanceamento e de ajuste do *tracking* (trajetória da pá) das pás (JOFFILY, 2000). São vibrações passíveis de correção. Podem ser verticais, quando uma ou mais pás estão fora do *tracking*, ou laterais,

decorrentes de desajustes no balanceamento, por má distribuição do peso num objeto giratório (JOFFILY, 2000).

Para a correção do balanceamento e ajuste do *tracking* das pás, é utilizado equipamento específico. Ele é utilizado para o balanceamento dinâmico e de outras partes de movimento rotativo (JOFFILY, 2000). O equipamento localiza a fonte de vibração e determina o seu tipo de frequência e sua amplitude (JOFFILY, 2000). A variação da amplitude irá determinar a quantidade de peso necessária para a correção do balanceamento (JOFFILY, 2000).

As vibrações criadas pelo desbalanceamento lateral de massas são transferidas com igual intensidade para a ponta oposta de um eixo rotativo, propagando-se daí para outros componentes do conjunto. Em sistemas rotativos de grande porte, como hélices de aviões e rotores de helicópteros, esse fenômeno pode ser sentido por passageiros e tripulantes, através de um desconfortável e ressonante zumbido, provocado pela propagação das vibrações através da estrutura da aeronave. Uma segunda consequência é ainda mais séria: danos aos sistemas da aeronave. Se um excessivo desbalanceamento for deixado sem correção, componentes sujeitos a vibrações podem, após um período de tempo, sofrer desgaste, abrasão, fadiga ou mesmo uma quebra. Tais danos são de elevado custo em termo de manutenção e perigosos para o helicóptero e seus ocupantes (BELL HELICOPTER, 2015).

Em um disco, perfeitamente balanceado, montado em um eixo rotativo, as forças centrífugas criadas serão constantes ao longo da borda do disco. Consequentemente, o disco aparentará manter uma perfeita órbita circular em torno do eixo rotativo, sem qualquer força desigual e estranha transmitida para a vizinhança do sistema (BELL HELICOPTER, 2015).

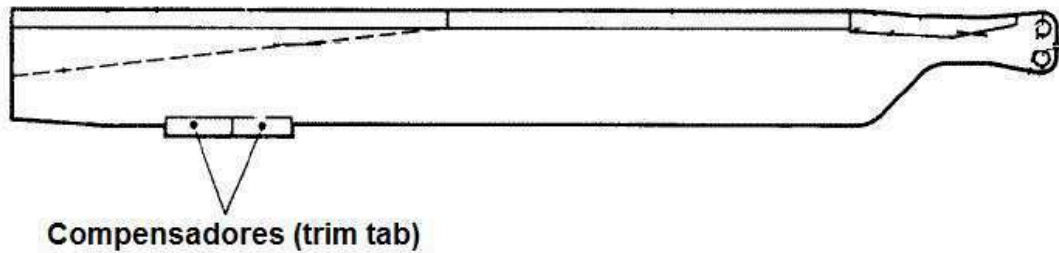
Se uma massa for acrescentada na borda do disco, o aumento da força centrífuga criada quando o disco estiver girando irá perturbar sua órbita, induzindo um

desbalanceamento no centro de rotação e um movimento de bamboleio no eixo rotativo (BELL HELICOPTER, 2015).

Com o uso do equipamento de análise e balanceamento de rotores, é possível, determinar a localização e neutralizar o desbalanceamento de uma massa lateral. Ele é capaz de fornecer ao técnico a posição angular onde se encontra a massa que está desequilibrando o rotor e a magnitude da vibração, que está relacionada com a quantidade da massa no ponto em desequilíbrio. De posse dessas informações, o técnico pode então, remover ou, a fim de contrabalancear a massa causadora do desequilíbrio, acrescentar uma apropriada quantidade de massa, em posição oposta à massa causadora do desbalanceamento (BELL HELICOPTER, 2015).

A grande diferença entre as vibrações geradas pelo desbalanceamento de massa lateral e pelo desbalanceamento vertical é a direção das forças vibracionais. De outra forma, os princípios que regem ambos são semelhantes. No caso do balanceamento vertical, o equipamento extrai as informações do desbalanceamento, provocado pelo desalinhamento da trajetória das pás durante seu movimento rotativo, de forma a determinar a amplitude da vibração e a posição do desequilíbrio. Com essas informações o técnico encontra a solução baseada no ajuste dos compensadores (*trim tab*) das pás, ou nos *pitch links* (hastes de comando do passo das pás), que alteram fisicamente a trajetória das pás (BELL HELICOPTER, 2015).

Figura 21 - Compensadores (trim tab) em uma pá de rotor principal. São um dos itens utilizados para ajustar o tracking (trajetória da pá) durante o procedimento de balanceamento vertical do rotor principal.



Fonte: AIRBUS HELICOPTERS, 2017.

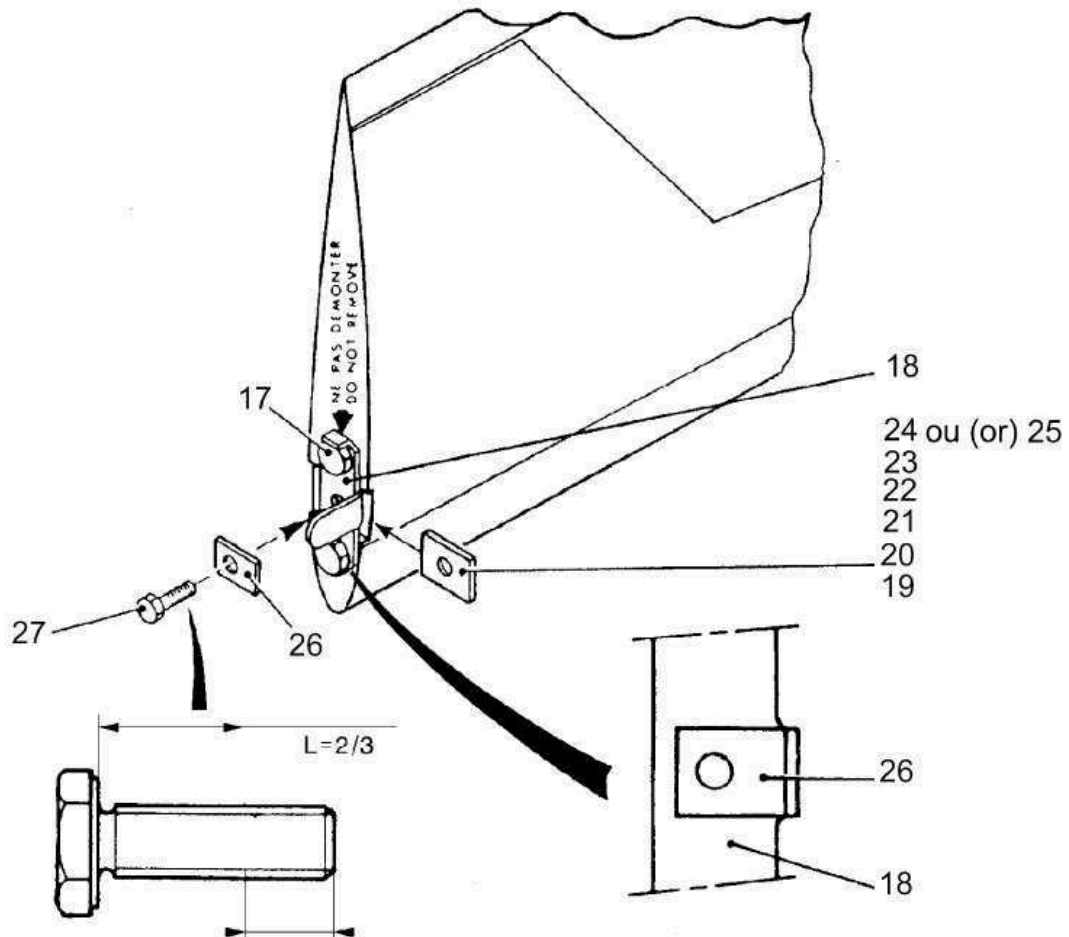
No ajuste do desbalanceamento lateral de massas, o equipamento fornece como já citado, duas informações essenciais: a amplitude e a posição angular da vibração. Mas, para computar a solução de balanceamento, por exemplo: quanto de massa deve ser acrescentado ou removido, e em qual posição, são empregadas cartas de balanceamento (*balance charts*), disponibilizadas nos manuais de manutenção das aeronaves, ou, no caso dos equipamentos de análise de vibração digitais, disponível em formato digital.

No formato tradicional em papel, o técnico, através da análise e ajuste obtidas através das cartas, vai fazendo as correções ou alterações necessárias, para que se atinja um valor de equilíbrio previsto nos manuais. No formato digital, o software calcula e apresenta, nas cartas digitais, as soluções até se atingir o previsto dentro do limite para o modelo da aeronave.

Quando se é necessário acrescentar massas, estas são no formato de pequenas arruelas, de diversos tamanhos e pesos, normalmente acrescentadas em pontos determinados (ponta das pás ou haste de acionamento do passo das pás - *pitch links*). Também são utilizadas pequenas placas, com pesos diferentes, normalmente empregadas no balanceamento de rotores principais. Todo o procedimento é conduzido de acordo com as cartas de balanceamento.

Os procedimentos são semelhantes para o balanceamento dos rotores principal e de cauda, e eixos rotativos de acionamento.

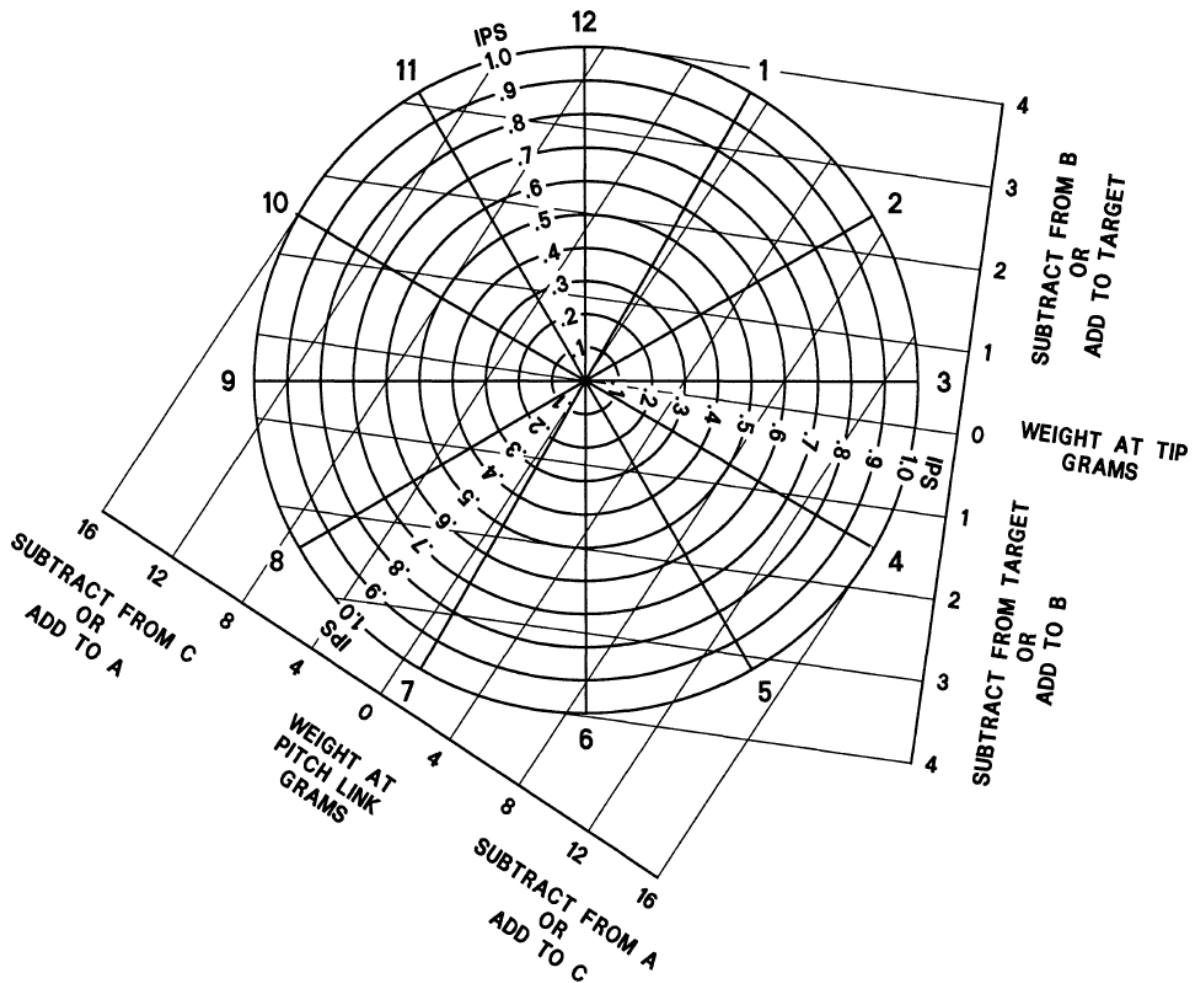
Figura 22 - Ilustração extraída do Manual de Manutenção da aeronave Airbus Helicopters AS-350 BA, referenciando as instruções para a instalação das massas de balanceamento na ponta da pá de um rotor de cauda. Os itens números 19 ao 25, se referem as massas que podem ser instaladas.



Fonte: AIRBUS HELICOPTERS, 2017.

O procedimento de balanceamento, normalmente é executado, após certas manutenções, onde ocorre desmontagem ou substituição, de componentes dos sistemas rotativos, por reportes de vibração das tripulações de voo, em casos de pintura, ou reparos das pás, incidentes em voo ou no solo, etc.

Figura 23 - Modelo de carta de balanceamento de rotores (texto da carta essencialmente na língua inglesa, por não haver versões em português para esse tipo de documento disponível nos manuais originais e aprovados pela autoridade de aviação civil brasileira - ANAC).



Fonte: BELL HELICOPTER, 2015.

A vibração terá a frequência relacionada à rotação (RPM) do rotor e ao número de pás do rotor, como uma vibração por revolução: 1/rev. (1P), 2/rev. (2P), 3/rev.(3P), e assim por diante. Além das pás, os demais elementos rotativos no helicóptero também têm a associação de sua rotação com a frequência, no mesmo formato. Estas informações podem ser obtidas nos manuais de manutenção dos fabricantes das aeronaves.

Figura 24 - Fontes de vibração (vibration source) de componentes rotativos da aeronave Bell 206 A/B e do motor (Allison 250-C20), associadas à rotação dos componentes (RPM) e frequência das vibrações (Hz).

Vibration Source	206A/B Frequency Allison 250-C20 Series	
	(RPM)	(Hz)
1/REV Main Rotor	394	6.57
2/REV Main Rotor	788	13.13
4/REV Main Rotor	1576	26.27
6/REV Main Rotor	2364	39.40
1/REV Tail Rotor	2550	42.50
8/REV Main Rotor	3152	52.53
2/REV Tail Rotor	5100	85.00
1/REV Main Driveshaft	6016	100.27
1/REV Tail Rotor Driveshaft	6016	100.27
4/REV Tail Rotor	10200	170.00
1/REV Hydraulic Pump	30625	510.42
1/REV Power Turbine	30650	510.83
Planetary Gear Mesh	39000	650.00

Fonte: BELL HELICOPTER, 2015.

3.5 Health and Usage Monitoring Systems (HUMS)

Sistemas de monitoramento de condição e utilização (*Health and Usage Monitoring Systems - HUMS*, tradução livre) são um importante desenvolvimento que promete melhorar a segurança e os custos de operação (WILKINSON, 2003). O HUMS é um programa de confiabilidade e manutenção (IHST, 2011). O termo *Health* (em português saúde, adaptado nesta tradução para “condição”), do HUMS se refere a técnicas e procedimentos pelos quais uma falha incipiente ou degradação pode ser determinada (IHST, 2011). Um exemplo disso é o monitoramento de vibrações (IHST, 2011). O Termo Utilização (*Usage*) se refere a técnicas e procedimentos pelos quais aspectos selecionados da história de

serviço (operação) podem ser determinados (IHST, 2011). Ambos os sistemas consistem de uma variedade de sensores, aquisidores de dados e sistemas de processamento (IHST, 2011).

A manutenção baseada na condição (*Condition Based Monitoring - CBM*) derivada do HUMS é um conjunto de processos de manutenção e capacidades, aplicadas a um componente específico, derivados primariamente da avaliação, em tempo real das condições obtidas através dos dados do HUMS (IHST, 2011). Para estabelecer estes processos, parâmetros como: temperatura, altitude, peso máximo, centro de gravidade, velocidade do ar, potencia aplicada e acelerações, no formato de dados, são usados para calcular os regimes de voo (IHST, 2011). Estes regimes são então mapeados para manobras conhecidas da aeronave, os quais são obtidos a partir dos ensaios nos voos de teste (IHST, 2011). Esses processos podem estender ou reduzir a inspeção ou remoção por vencimento, de um componente, não elevando a linha de base de risco do sistema (IHST, 2011).

Ao contrário de aeronaves de asa fixa, helicópteros realizam uma variedade de missões (IHST, 2011). Estas missões afetam grandemente a vida de componentes na aeronave, porém, pouca consideração é dada a vida útil de um componente baseado na sua real utilização (IHST, 2011). O desgaste e a fadiga são difíceis de avaliar simplesmente a partir das horas de voo (WILKINSON, 2003). Como resultado, componentes tem de ser conservativamente limitados em tempo de vida, de modo que, nenhuma falha ocorra, seja qual for a circunstância (WILKINSON, 2003). Isto significa que, uma máquina utilizada em uma operação menos exigente, tem de substituir certos componentes, ainda em boas condições, na mesma proporção que outra máquina, operando em um tipo de serviço mais exigente, que causa um desgaste maior de seus componentes (WILKINSON, 2003). A solução é avaliar a atual condição de serviço de cada máquina de forma que, o grau do desgaste em componentes mais importantes possa ser previsto (WILKINSON, 2003). Neste aspecto, no HUMS, os

sensores estão localizados em pontos estratégicos e os esforços sofridos na máquina são registrados (WILKINSON, 2003).

A intolerância a defeitos leva a regular substituição de componentes (WILKINSON, 2003). Entretanto, nem todos os componentes apresentam defeitos instantaneamente (WILKINSON, 2003). Muitos componentes deterioram gradualmente e na realidade não falham (WILKINSON, 2003). Em outros, o defeito é precedido por sintomas que frequentemente estão presentes por certo tempo, antes do defeito em si (WILKINSON, 2003). Por exemplo, um defeito pode resultar de uma trinca (WILKINSON, 2003). Trincas tendem a iniciar lentamente e se propagar a uma velocidade crescente (WILKINSON, 2003). Se for possível, de forma confiável, detectar estes sintomas, um alerta antecipado do defeito pode ser dado (WILKINSON, 2003). Por exemplo, engrenagens e rolamentos têm características de vibrações quando trabalham normalmente, porém, estas características irão mudar no caso de defeitos (WILKINSON, 2003). A presença de uma trinca irá alterar o modo de vibração do componente (WILKINSON, 2003). Através da análise das vibrações de uma transmissão, é possível determinar se o componente tem um defeito, desgaste ou uma trinca, e até mesmo, sugerir qual de seus componentes está apresentando o problema (WILKINSON, 2003).

3.3.1 Breve histórico do HUMS

Registros de longa data, do uso efetivo de um sistema de monitoramento de voo - mais de 40 anos no caso das empresas British Airways e Scandinavian Airlines System, forneceram uma clara evidência, que os dados obtidos nos programas de monitoramento de voo, representam uma grande fonte valiosa de informação, capaz de contribuir para a segurança da aviação, desde que, utilizados apropriadamente.

A partir dos anos de 1990, a maioria das companhias aéreas nos Estados Unidos, Europa e alguns países da Ásia, começaram a adotaram um sistema de monitoramento de dados de voo, como boa prática de operação (IHST, 2011). No início dos anos de 1990, sistemas de monitoramento de vibrações, foram introduzidos em quase todos os helicópteros de grande porte, operando no Mar do Norte, em apoio à indústria petrolífera (UK CAA, 2012). Operadores do Reino Unido e Noruega tomaram esta ação voluntariamente (UK CAA, 2012).

No final de 1998, após a conclusão de um estudo de viabilidade, a autoridade de aviação civil do Reino Unido (CAA) e a Shell Aircraft Limited, comissionaram um estudo que estabeleceu a base, de grande parte do trabalho pioneiro em programas voltados para sistemas de monitoramento de voo em helicópteros (IHST, 2011). Em conjunto, a CAA, Shell Aircraft, Bristow Helicopters e Smith Aerospace, com apoio técnico da British Airways, demonstram com sucesso, os benefícios reais em segurança, de programas de monitoramento de dados de voo aplicados a helicópteros (IHST, 2011).

Em 1999, a Autoridade de Aviação Civil do Reino Unido, tendo reconhecido o potencial benefício em termos de segurança, de um sistema de monitoramento de vibrações em helicópteros, publicou a Diretriz de Aeronavegabilidade Adicional AAD 001-05-99 (UK CAA, 2012). Esta AAD tornou obrigatória a instalação e utilização de um sistema de monitoramento de vibrações em helicópteros registrados no Reino Unido, com certificado de aeronavegabilidade emitido na categoria de transporte, com configuração máxima para nove passageiros ou mais (UK CAA, 2012).

Atualmente (2011), a maioria dos helicópteros atuando nas operações de gás e petróleo no Mar do Norte, e no restante do planeta, possuem programas de monitoramento de dados de voo ativos (IHST, 2011). Outros operadores de helicópteros, de outros segmentos,

estão começando a explorar e implantar programas de monitoramento de dados de voo em suas aeronaves (IHST, 2011).

3.3.2 Componentes de um sistema de monitoramento de condição e utilização em helicópteros

Os componentes básicos em um HUMS são similares, com diferenças somente na localização, quantidade e tipo de sensores, e a complexidade particular do sistema (IHST, 2011)

Os sistemas são compostos por uma combinação de acelerômetros, velocímetros, *pickups* magnéticos, fotocélulas, equipamento de aquisição de dados (o cérebro e a unidade de armazenamento) e uma estação em solo para análise dos dados (IHST, 2011).

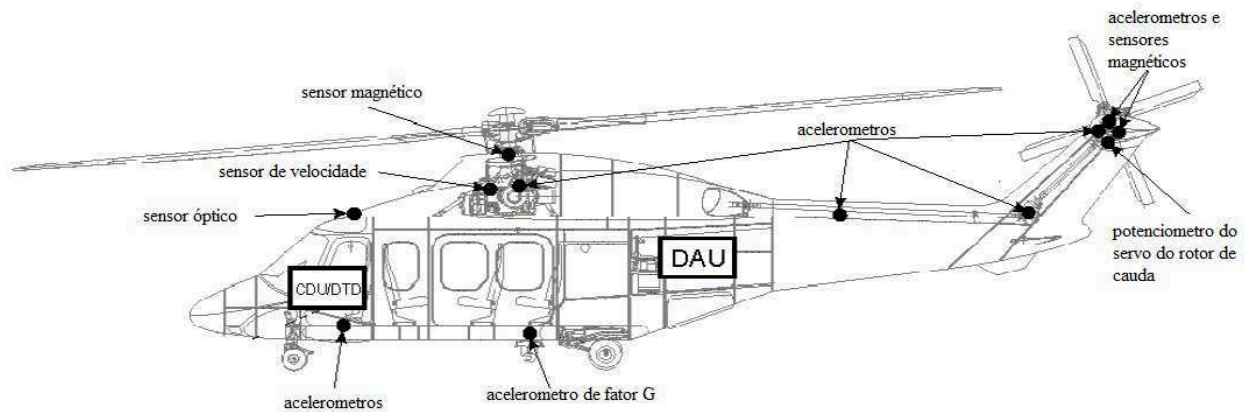
Acelerômetros e velocímetros (tacômetros) são utilizados para medir a amplitude do desbalanceamento. A amplitude das vibrações é fornecida em unidades de velocidade: IPS (*inches per second* - polegadas por segundo) (AIRBUS HELICOPTERS, 2017).

Um sistema básico de monitoramento de vibrações foca somente nas leituras externas de vibrações, juntamente com capacidade de executar o balanceamento dos rotores (IHST, 2011).

Um sistema mais capacitado de monitoramento da condição e da utilização, terá o equipamento de monitoramento de vibrações conectado a unidades de aquisição de dados do motor, para uma melhor visão da aeronave, e sensores capazes de coletar dados internos do motor como, temperatura, ciclos de componentes e pressões (IHST, 2011).

Num sistema mais avançado ainda, serão instalados gravadores de dados de voo (FDR) e gravadores de vozes de cabine (CVR) para uma completa “fotografia” da atividade de voo da aeronave, bem como da condição de operação (IHST, 2011).

Figura 25 - Disposição dos sensores do sistema HUMS no helicóptero Agusta AB139.



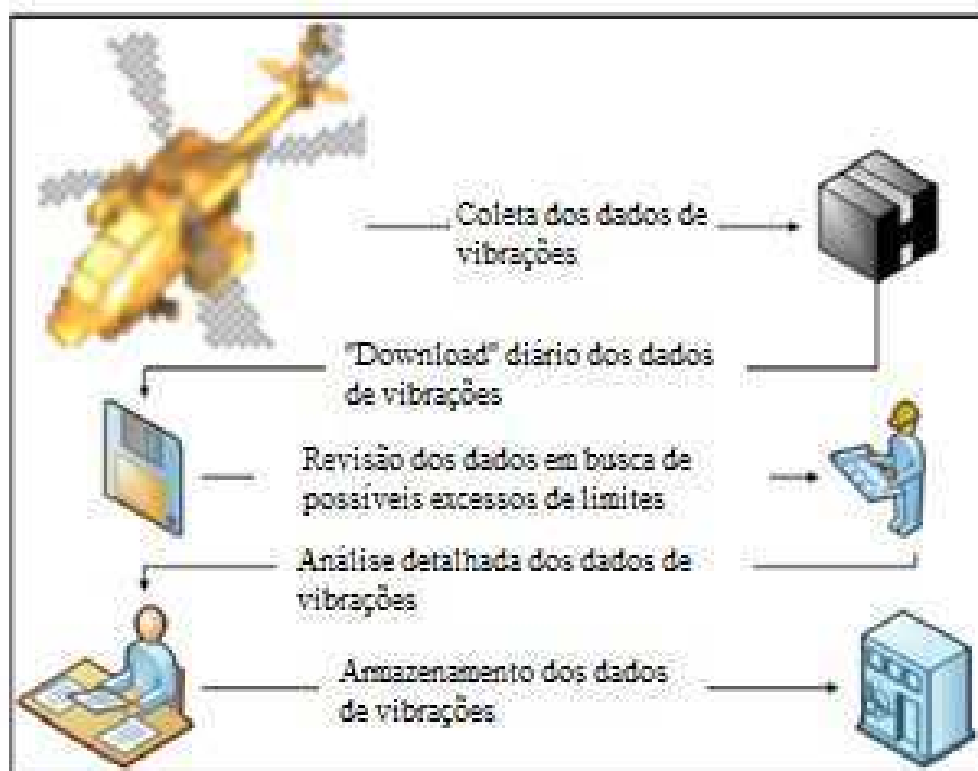
Fonte: AGUSTA WESTLAND HELICOPTERS.

No caso da instalação de equipamento de monitoramento de vibrações em helicópteros, a Autoridade de Aviação Civil do Reino Unido, através do documento *Helicopter Vibration Health Monitoring (VHM): Guidance Material for Operators Utilizing VHM in Rotor and Rotor Drive Systems of Helicopters*, estabelece que os equipamentos embarcados e os procedimentos de instalação qualificados, são os mesmos utilizados para outros equipamentos embarcados, e conseqüentemente devem atender aos requisitos de certificação da Agência Europeia de Segurança da Aviação (EASA) para helicópteros. Os requisitos de software, fonte de alimentação elétrica, meio ambiente, compatibilidade eletromagnética, dentre outros, devem atender, aos requisitos específicos para cada item do projeto.

O sistema de monitoramento de vibrações deve medir as vibrações características de componentes críticos rotativos durante o voo, empregando sensores adequados e equipamento para armazenar os dados coletados. A frequência e as fases do voo, dos dados mensurados, devem ser declaradas. Os dados de vibrações obtidos, sendo processados, com o objetivo de gerar indicadores de monitoramento das vibrações, devem relacionar específicos modos de falha do componente monitorado, ou, ser capaz de detectar alterações que afetem a operação segura. Esta análise pode ser realizada em voo, ou no solo. Sistemas de monitoramento de vibrações tradicionalmente utilizam uma estação em solo para processar os

dados, disponibilizando os resultados obtidos ao pessoal da manutenção e, armazenando estes dados no histórico recente da aeronave. Um meio robusto e confiável de transferência dos dados do helicóptero para a estação em solo também é requerida. Objetivando manusear de forma apropriada os dados e focar em informações significantes, um sistema de alerta precisa ser estabelecido. Devido ao volume de dados e o tempo limitado para revisá-los, este normalmente é automático. Desta forma, um processo confiável de geração de alertas precisa ser desenvolvido para alertar a manutenção da necessidade de revisar os dados e determinar o nível requerido de intervenção de manutenção. A aquisição dos dados normalmente será automática, quando a aeronave entrar em um regime pré-definido de voo, embora, o acionamento do sistema de aquisição dos dados pelo piloto, também seja aceitável.

Figura 26 - Processos de gerenciamento do monitoramento de vibrações através do sistema HUMS.



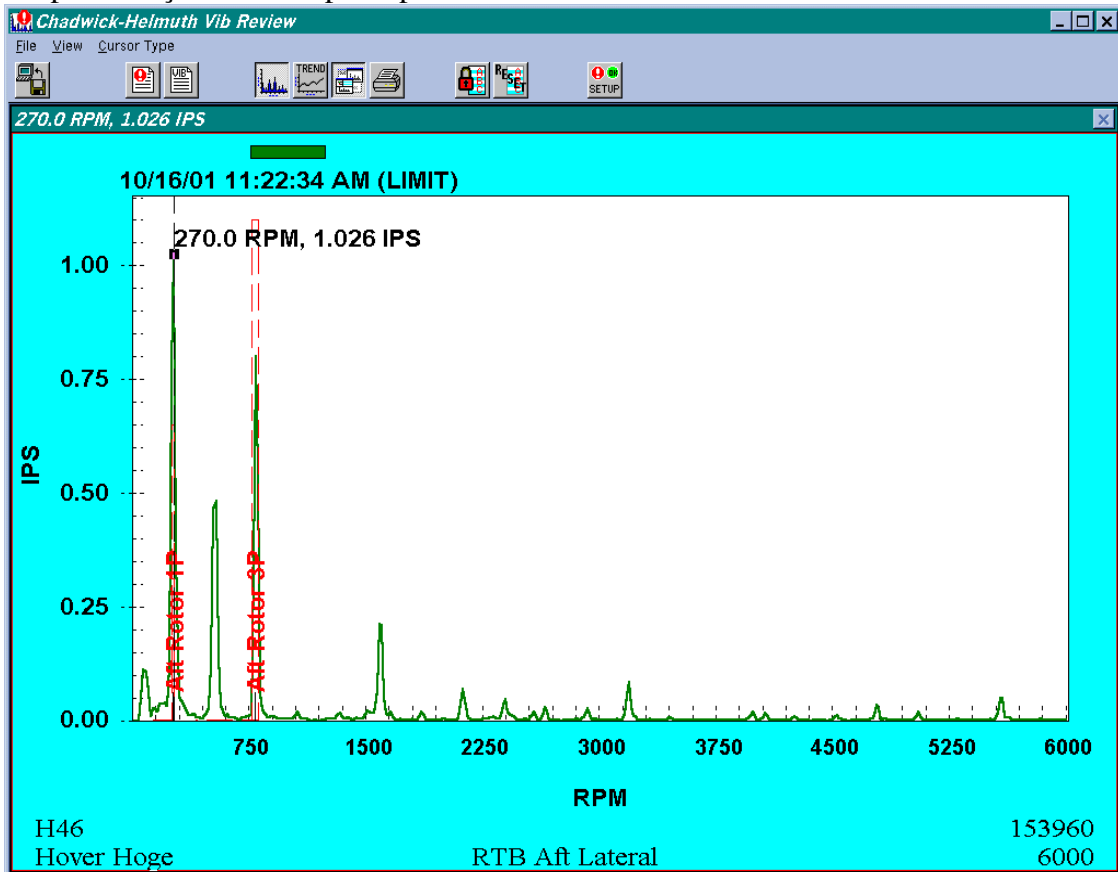
HUMS. Fonte: IHST, 2011.

4. ESTUDOS DE CASO

4.1 Falha no Rolamento da Cabeça do Rotor

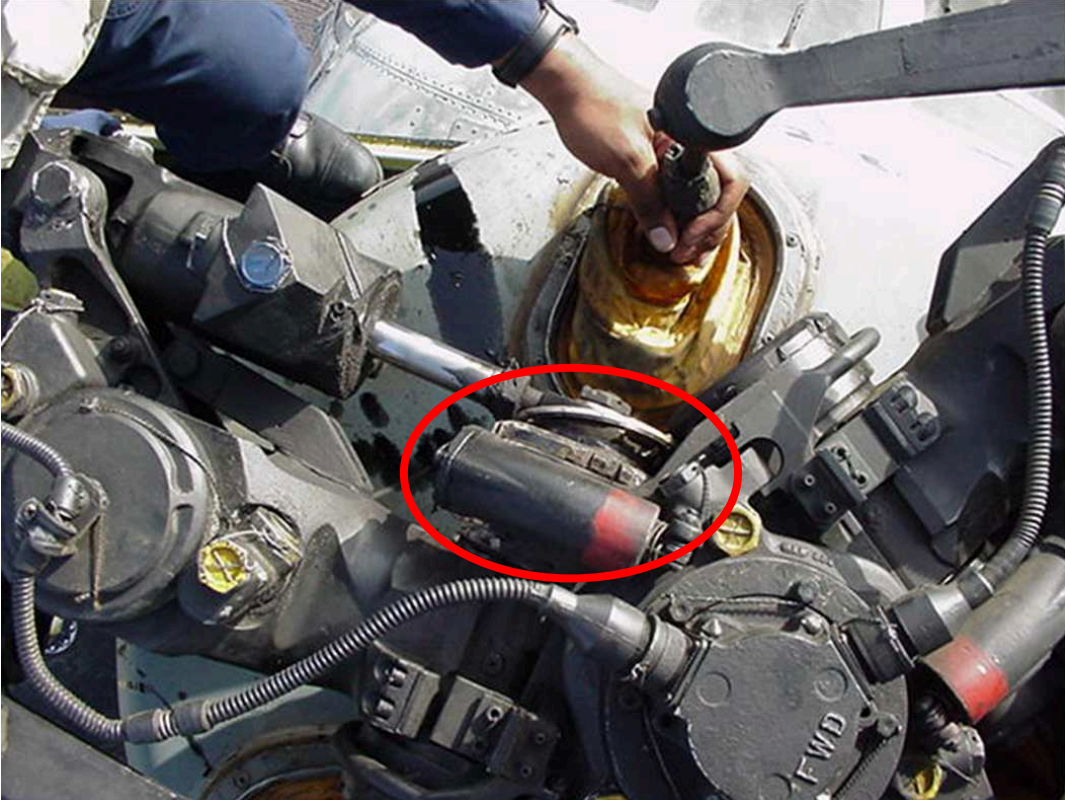
- Pilotos do esquadrão queixaram-se de uma vibração incomum.
- A aeronave foi colocada em voo de manutenção e foi realizada análise de vibrações.
- Os espectros na figura 23 a seguir mostram que tanto o rotor dianteiro quanto o traseiro acionaram os alarmes de 1P, indicando um problema de balanceamento.
- A linha de tendência mostra um aumento nas vibrações 1P, com muitos pontos de tendência.
- A equipe decidiu não realizar nenhuma ação de manutenção e que a aeronave “apenas” precisava de balanceamento, mas podia esperar pela revisão programada.
- Após 7,5 horas de voo um dos pinos de articulação (*Hinge Pin*) horizontal do mancal da cabeça dianteira falhou o que resultou em um violento 1P, que forçou o imediato corte do motor.
- Inspeções posteriores revelaram uma rachadura na estrutura de suporte de transmissão dianteira, que não foi ainda determinada como sendo dano colateral ou pré-existente.

Figura 27 - Registros de indicação do problema de balanceamento no rotor principal da aeronave Sikorsky S-61. No gráfico observa-se o aumento de pico da amplitude (IPS) nos níveis de vibração 1P (1 por revolução) e 3P (três por revolução), associados à frequência gerada pela rotação do rotor principal.



Fonte: HONEYWELL CHADWICK SYSTEMS.

Figura 28 - Falha no mancal da cabeça do rotor principal da aeronave Sikorsky S-61.



Fonte: HONEYWELL CHADWICK SYSTEMS.

Figura 29 - Detalhe da falha no mancal da cabeça do rotor principal da aeronave Sikorsky S-61.

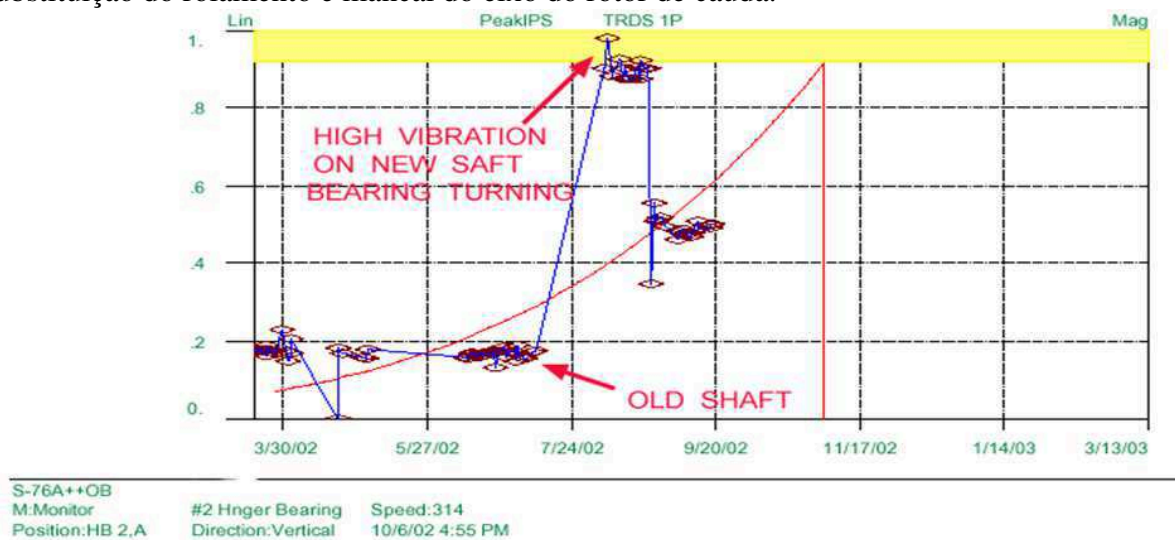


Fonte: HONEYWELL CHADWICK SYSTEMS.

4.2 Rolamento do Mancal do Eixo do Rotor de Cauda

O novo nível de vibração do eixo era quatro vezes maior que na antes da troca. Na inspeção, foi descoberto que o mancal número 2 apresentava uma grande folga entre o rolamento e o mancal. Os novos mancal e rolamento foram retirados de serviço e enviados para a revisão.

Figura 30 - Análise de vibração demonstrando o aumento dos níveis de vibração após a substituição do rolamento e mancal do eixo do rotor de cauda.

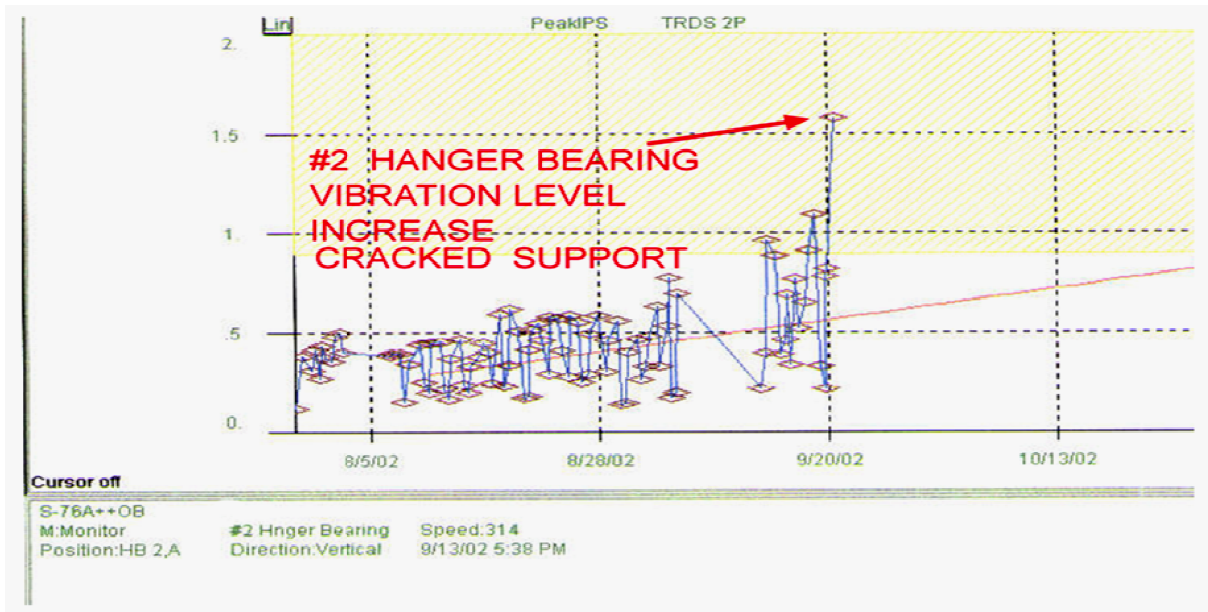


Fonte: HONEYWELL CHADWICK SYSTEMS.

4.3 Eixo do Rotor de Cauda do S-76

O nível de vibração de 2 por revolução (2P) no mancal número 2 aumentou de em média 0.5 IPS para 1.5 IPS. Inspeção mostrou que o rolamento havia girado no eixo e o suporte foi rompido. A haste e o rolamento foram trocados.

Figura 31 - Análise de vibração demonstrando o aumento dos níveis de vibração no mancal número 2 do eixo do rotor de cauda.

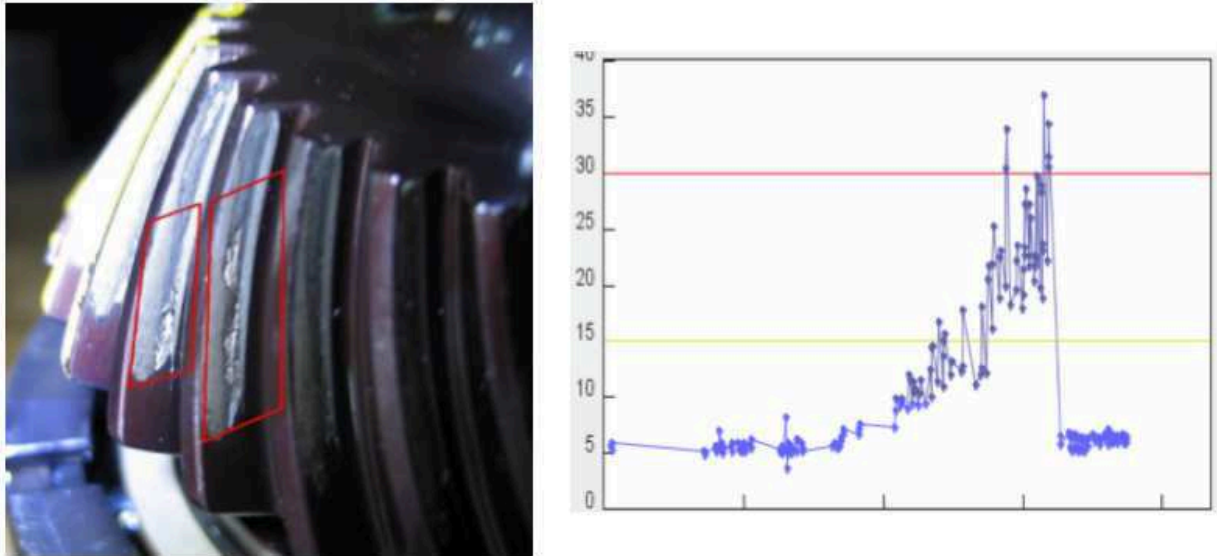


Fonte: HONEYWELL CHADWICK SYSTEMS.

4.4 Detecção de falha na engrenagem da caixa de transmissão do nariz, aeronave AH-64

A referida caixa de transmissão foi retirada do serviço devido à revisão dos dados do HUMS pela tripulação revelando indicação de condição “vermelha”. A transmissão possui redundância tripla de diagnóstico, que inclui um detector de limalha (chip detector), sensor de temperatura e um acelerômetro, que é parte do sistema HUMS instalado na aeronave. Análise da transmissão após a desmontagem revelou severos danos à engrenagem tipo pinhão de entrada, e a engrenagem cônica de saída, da caixa. O sensor de temperatura e o detector de limalha não foram capazes de revelar a falha na transmissão.

Figura 32 - Registros do HUMS da falha na engrenagem da transmissão aeronave AH-64.



Fonte: IHST, 2013.

O significado deste caso é o fato de que nem o detector de limalha ou o sensor de temperatura conseguiram detectar a falha. Se os dados do HUMS fossem ignorados, provavelmente o helicóptero sofreria um alerta através do detector de limalha, ou, sofreria uma catastrófica perda da transmissão, o que, em ambos os casos, resultaria num pouso emergencial ou em um acidente. Como o HUMS foi capaz identificar corretamente a falha, um pouso forçado foi evitado, juntamente com o esforço de recuperação da aeronave. Também foi evitada uma desnecessária indisponibilidade da aeronave para as operações, ao se possibilitar a realização da manutenção proativa.

Figura 33 - Helicóptero de ataque AH-64D Apache Longbow, de modelo semelhante a aeronave que sofreu a falha na transmissão principal citada no estudo de caso 4.4.



Fonte: https://pt.wikipedia.org/wiki/Boeing_AH-64_Apache#/media/File:AH-64D_Apache_Longbow.jpg

4.5 Acidente com a aeronave Aerospatiale AS332L Super Puma - G-PUMH

No dia 27 de setembro de 1995, a aeronave Aerospatiale AS332L Super Puma, registrada no Reino Unido sob a matrícula G-PUMH, operada pela empresa Bond Helicopters Ltd, voava a 3.000 pés acima do nível do mar com uma velocidade de 120 nós transportando 15 passageiros com destino a plataforma petrolífera Tiffany no Mar do Norte, quando começou a sofrer uma severa vibração em sua estrutura. O comandante imediatamente instruiu o copiloto a reduzir o passo do coletivo (*pitch*) e a comandar pedal esquerdo para manter a proa. O comandante reportou a vibração à torre de Aberdeen (Escócia), requisitando retorno imediato para aquele aeródromo. Ambos os pilotos Associaram a vibração ao rotor principal e o comandante decidiu executar o procedimento de emergência para falha do

adaptador de frequência, que é um componente da cabeça do rotor cuja função é servir de amortecedor de vibrações do conjunto, pás e rotor principal. A aeronave foi desviada por decisão do comandante, por conta de eventos climáticos, para o aeródromo de Longside ao norte de Aberdeen, onde desembarcou todos passageiros mantendo voo pairado a baixa altura. Nenhum dos tripulantes e passageiros ficou ferido, após a aeronave desembarcar os passageiros ela aterrissou.

Figura 34 - Local do incidente com a aeronave Aerospatiale AS332L Super Puma G-PUMH, próximo a Aberdeen, Escócia. O Mar do Norte é uma região de intensa operação de helicópteros em apoio à indústria petrolífera local.

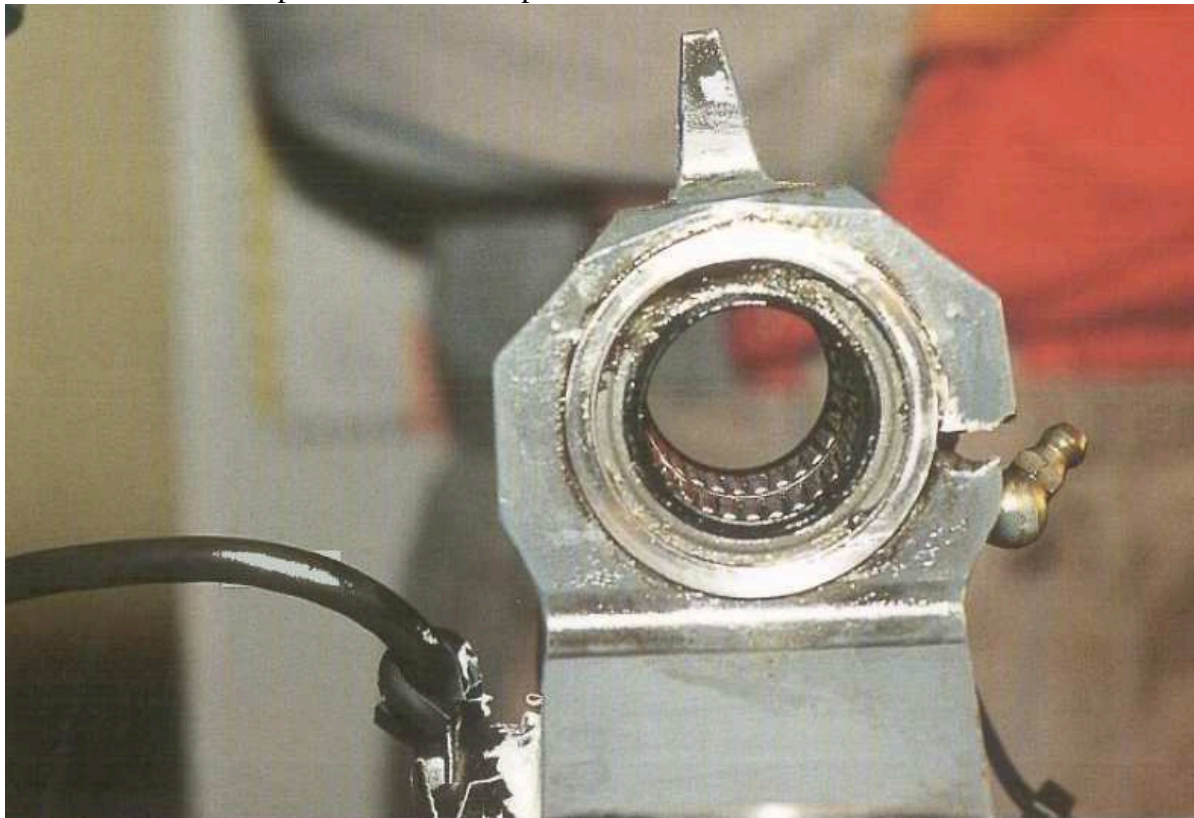


Fonte: <http://desastresaereosnews.blogspot.com.br/2009/02/helicoptero-com-18-pessoas-cai-na.html>

O subsequente exame da aeronave revelou que o retentor (*retainer*) da articulação de batimento da pá do rotor de cauda (pá azul) sofreu fratura de um dos lados.

Entre os fatores contribuintes para o ocorrido, o Serviço de Investigação de Acidentes Aeronáuticos Britânico, relatou que, as inspeções de manutenção conduzidas no período anterior ao incidente, não detectaram o desenvolvimento da trinca na superfície do retentor (*retainer*) da articulação de batimento da pá “azul” do rotor de cauda, apesar do trabalho de manutenção associado ao eixo do rotor de cauda, para retificar um problema de vibração, detectado pelo sistema HUMS cerca de 50 horas de operação antes do ocorrido, e que gerou um alerta associado, cinco horas de operação antes do incidente.

Figura 35 - Trinca no retentor da articulação de batimento da pá que provocou o incidente com a aeronave Aerospatiale AS332L Super Puma G-PUMH.



Fonte: AIR ACCIDENTS INVESTIGATION BRANCH - UK, 1998.

Os danos na aeronave ficaram confinados ao retentor (*retainer*) da articulação de batimento da pá, que fraturou e causou a consequente vibração que danificou o sistema HUMS e o sistema de comunicação aos passageiros, cujo módulo de amplificação se soltou de sua prateleira, por conta da severa vibração, sofrendo avarias internas.

A seguinte recomendação de segurança foi feita após a conclusão da investigação do incidente:

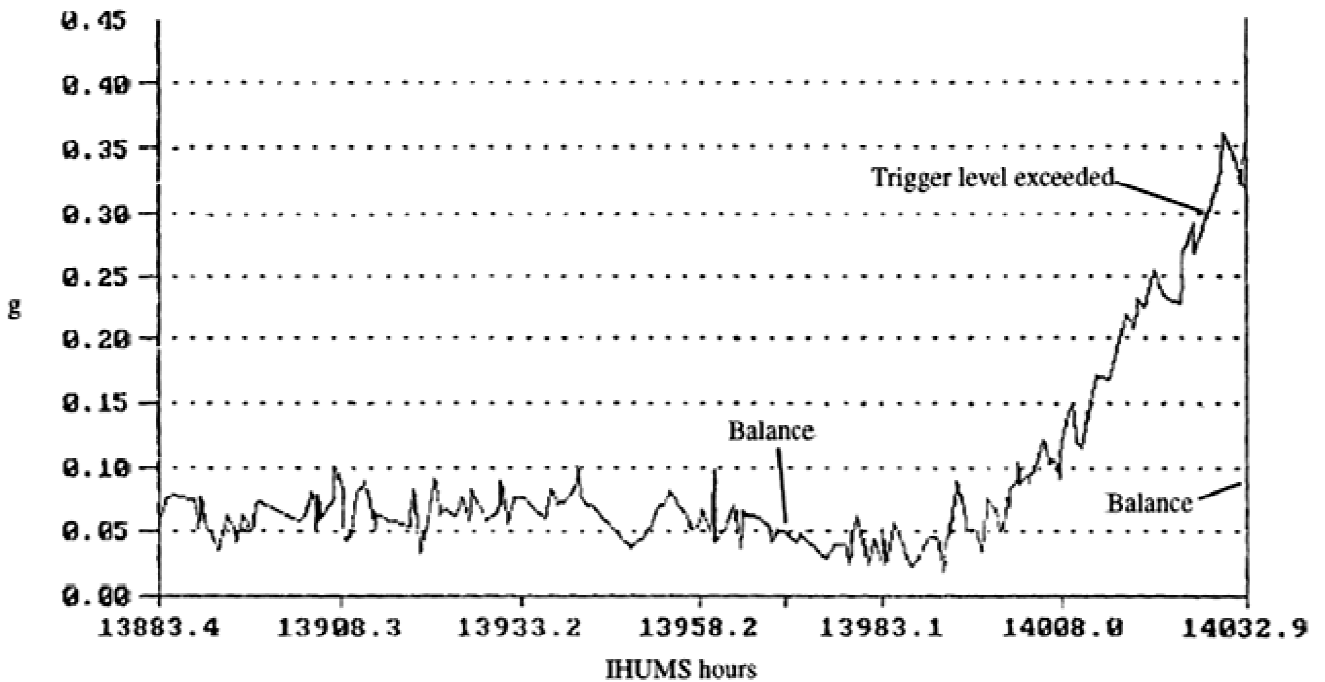
A Autoridade de Aviação Civil Britânica (CAA) deverá rever, em conjunto com os operadores e fabricantes, a função e o software de sinalização de extrapolação dos limites, das estações baseadas em solo, com o objetivo de introduzir procedimentos capazes de, rotineiramente e sem substancial intervenção do operador, destacar tendências adversas.

Outra recomendação feita na época à CAA, com a intenção de utilizar os dados disponibilizados pelo sistema HUMS a bordo de helicópteros na categoria de transporte público, a fim de evitar acidentes sérios, de que esta autoridade deveria desenvolver o conceito de um display na cabine, para a tripulação ter acesso às informações do HUMS, de extrapolação de limites, inclusive de vibrações, como já havia sido proposto em 1984.

Entre as conclusões a que chegou a equipe de investigação do incidente, com relação do sistema HUMS, foram mencionadas:

- O sistema integrado de monitoramento (HUMS) tinha registrado os dados de tendência que começaram a identificar o desenvolvimento da vibração, 50 horas antes do ocorrido, culminando com o alerta de extrapolação dos limites, ocorrido cinco horas antes do incidente.
- A unidade de solo do IHUMS tinha necessidade da intervenção de um operador para a detecção ou plotagem dos dados de tendência para uma aeronave específica (individual).

Figura 36 - Registros do HUMS da transmissão do rotor de cauda da aeronave G-PUMH, antes do incidente. O eixo das ordenadas “g” relaciona a grandeza da variação do índice de vibração, ao registro das horas de voo, no eixo das abscissas.



Fonte: AIR ACCIDENTS INVESTIGATION BRANCH - UK, 1998.

Figura 37 - Aeronave Aerospatiale AS332L Super Puma G-PUMH, em foto tirada, segundo dados da fonte, após o incidente de setembro de 1995..



Fonte <https://abpic.co.uk/pictures/view/1221352>.

5. RESULTADOS E DISCUSSÃO

O sistema de monitoramento de vibrações, integrado ao HUMS, proporciona melhora aos níveis de segurança, manutenção, disponibilidade, custos operacionais e com apoio.

5.1 Benefícios: segurança

Há numerosos exemplos na aviação atual, quando uma falha é detectada antecipadamente, de forma a evitar um pouso emergencial, ou uma possível falha catastrófica em voo (IHST, 2013). Benefícios para a segurança proporcionados pelo HUMS incluem, mas não estão limitados a (IHST, 2013):

- Identificação precisa de falhas, antes de um evento catastrófico.
- Auxílio à tomada de decisões.
- Mitigação de riscos.
- Menor risco de falha em voo.
- Menor risco de pousos de emergência.

5.2 Benefícios: manutenção

O HUMS permite que falhas sejam identificadas de forma antecipada, de maneira que, o planejamento pode ser executado de forma a evitar falha no equipamento, ou danos ao sistema (IHST, 2013). A capacidade de monitorar a condição de um sistema de componentes, permite um regime de manutenção mais eficiente. Benefícios à manutenção proporcionados pelo HUMS incluem, mas não estão limitados a (IHST, 2013):

- Manutenção mais eficiente, com eventos não programados podendo ser “empurrados” para execução junto às manutenções programadas, assim, a aeronave está gerando lucro ao operador e não para aguardando um componente que precise ser substituído.
- Eliminação da necessidade de instalação de equipamento portátil e redução da necessidade de voos adicionais de manutenção, devido à capacidade de realizar o balanceamento dos rotores através de equipamento embarcado.
- *Troubleshooting* e diagnóstico de falhas potenciais através do adequado uso do sistema.
- Adiamiento ou eliminação de certos intervalos de inspeção.
- Diagnóstico de problemas antes que eles causem danos colaterais.

5.3 Benefícios: disponibilidade das aeronaves para operação

Para operadores comerciais e unidades militares, a disponibilidade é extremamente importante (IHST, 2013). O emprego do HUMS leva ao aumento da prontidão e disponibilidade das aeronaves (IHST, 2013). Benefícios que contribuem para a disponibilidade da aeronave para as operações, proporcionados pelo HUMS incluem, mas não estão limitados a (IHST, 2013):

- Demonstrada redução do tempo de inatividade (*downtime*), causado por intervenções de manutenção não programadas.
- Manutenção proativa, permitindo a programação da parada da aeronave, e seu tempo de inatividade, e antecipação de eventos, ao invés de uma inconveniência não esperada.

- Reconhecimento imediato de um problema aparentemente insignificante, antes que este se agrave, permitindo melhor planejamento para a operação da aeronave.

5.4 Benefícios: custos operacionais e operações de apoio

Custos de reparos podem ser reduzidos através da identificação do componente com falha e a execução da manutenção antes que um dano colateral ocorra (IHST, 2013). Além disso, a possibilidade de substituir ou reparar um componente antes que ele venha a falhar, resultará em aumento no tempo de disponibilidade para a operação, e conseqüentemente, aumentando a receita da empresa operadora (IHST, 2013). Benefícios que contribuem com os custos operacionais e operações de apoio, proporcionados pelo HUMS incluem, mas não estão limitados a (IHST, 2013):

- Aumento da vida útil e eficiência através da recomendação de alterações no sistema, como alinhamento de eixo, ou design da caixa de transmissão. Frequentemente, um componente danificado passaria despercebido, eventualmente resultando em severo mau funcionamento e a necessidade de substituição de toda a transmissão.
- Identificação de certos problemas que exigem a interrupção imediata das operações com a aeronave (*grounding*), e por isso, evitando danos adicionais, resultando em economia de recursos, evitando danos a outros componentes, além da causa raiz.
- Extensão da vida dos aviônicos e da estrutura da aeronave, através da redução da vibração geral na aeronave.

5.5 Outros benefícios

São os seguintes, os benefícios adicionais reportados através do programa HUMS (IHST, 2013):

- Aumento de confiança do piloto.
- Capacidade de planejar mais efetivamente as ações de manutenção a longo termo.
- Capacidade de monitorar a condição (health = saúde) de toda a frota, independente de sua localização física.
- Com a maturidade do programa, o potencial de prever quando certas falhas irão ocorrer baseadas nos dados histórico e específico da aeronave.

5.5 Evidencia dos benefícios do HUMS

Dados disponibilizados pela US Joint Helicopter Safety Analysis Team (JHSAT) indicam que em 2000, falhas em componentes ou sistemas causaram aproximadamente 26% dos acidentes com helicópteros naquele ano (IHST, 2013). O JHSAT também reportou que 24 (47%) dos acidentes envolvendo falha de componentes ou sistemas, poderia ter sido mitigado pelo emprego do HUMS ou sistema similar (IHST, 2013).

Dados de um estudo detalhado do emprego do HUMS pelo Exército Americano, envolvendo as aeronaves Sikorsky UH-60A/L Black Hawk, e Boeing AH-64D Apache, revelou, que no caso dos UH-60A/L, as manutenções que incapacitavam as aeronave para missões (*non-mission capable*), tiveram uma redução de 5,3%, o que indica melhora na prontidão e disponibilidade das aeronaves. No caso do AH-64D, os analistas perceberam uma redução de 1,44 horas de voo de teste de manutenção (*maintenance test flight*), para cada 100 horas de voo.

Desde que, começou a analisar a efetividade do programa de manutenção baseada na condição (*condition based maintenance - CBM*), que utiliza o HUMS em quatro plataformas diferentes, o Exército Americano, obteve dados estatísticos mais impressionantes. Os analistas perceberam uma redução de 12 a 22% em gastos com componentes, por hora de voo, em aeronaves equipadas com HUMS, entre 2007 a 2009 (IHST, 2013). As manutenções que incapacitavam as aeronaves para missão foram reduzidas no geral de 3,8 a 12,4%, com aumento da prontidão e disponibilidade em 5,8% em várias plataformas (IHST, 2013). Houve redução dos voos de teste de 1 a 4%, e cerca de 125 procedimentos de manutenção foram melhorados ou eliminados (IHST, 2013).

5.6 Desafios futuros

Apesar de amadurecida nas últimas décadas (2006), a tecnologia de monitoramento da condição em helicópteros precisa ser trabalhada para atingir seu potencial completo em termos de segurança e economia (ZAKRAJSEK, JAMES J. E VÁRIOS, 2006).

O objetivo final do sistema é atingir a verdadeira manutenção baseada na condição e a qualidade operacional, elevando a segurança em helicópteros a um patamar comparável ao de grandes aeronaves de asa fixa (ZAKRAJSEK, JAMES J. E VÁRIOS, 2006). A fim de, atingir estes objetivos, os desafios abaixo precisam ser trabalhados (ZAKRAJSEK, JAMES J. E VÁRIOS, 2006):

- Elevar a cobertura de detecção de falhas do atual 70%.
- Elevar a confiabilidade quanto a detecção de danos.
- Reduzir o número de alarmes falsos, que na média história é de cerca de 1 para cada 100 horas de voo, em uma ordem de magnitude (para 1 a cada 1.000).

- Desenvolver tecnologia, para detectar de forma precisa, o início da falha e danos isolados, e avaliar a severidade da magnitude dos danos. Com base nisso, desenvolver tecnologias de previsão de vida capaz de avaliar os efeitos do dano ao sistema e prever o tempo de vida remanescente e as ações de manutenção requeridas.
- Integrar a saída de dados de monitoramento aos processos e procedimentos de manutenção.
- Desenvolver gerenciamento de dados e técnicas automatizadas para obter e processar informações de diagnóstico com envolvimento mínimo de um especialista.
- Desenvolver modelos de sistemas, modelos de falha de material e a correlação, em banco de teste de fadiga, de falhas de teste e dados operacionais.
- Desenvolver uma coleção genérica de dados e um esquema de gerenciamento para a análise de dados operacionais. Esta necessidade vem do fato de, para se estabelecer um limite, alarmes falsos e taxas de detecção, requerem um grande volume de dados estatísticos, com um rico conteúdo estatístico.
- Desenvolver técnicas maduras e verificáveis para detectar falhas catastróficas e fornecer, em voo, em quase real, alerta ao piloto.

6. CONCLUSÃO

A experiência das equipes de manutenção, no trabalho diário junto aos helicópteros, demonstra o quão importante é possuir um meio de monitoramento e análise das vibrações nesse tipo de máquina. A detecção de anomalias, proporcionando uma intervenção mais eficiente das equipes de manutenção é de grande valia na operação das aeronaves, contribuindo para tornar as operações de voo mais seguras, além de possibilitar melhor planejamento de toda a equipe envolvida na manutenção, o que acaba refletindo em todos os setores de uma empresa de transporte aéreo, uma vez que, setores como de aquisição de material, financeiro, estoque de componentes, podem se programar com antecedência ao receber da manutenção a previsão das paradas futuras das aeronaves para a correção de problemas. A manutenção, quando tem possibilidade de programar de forma antecipada as intervenções de manutenção, trabalha de forma mais enxuta e precisa, tanto em termos de custos, quanto em termo de tempo de parada das aeronaves para a manutenção.

Os custos são reduzidos evitando-se trocas desnecessárias de componentes, eliminando-se a probabilidade de danos a componentes de maior valor causados por defeitos em componentes adjacentes, que na maioria das vezes tem menor valor agregado.

Uma melhor programação na parada das máquinas para as intervenções de manutenção se traduz em maior disponibilidade das aeronaves para as operações de voo, o que tem impacto na geração de receita de um operador de transporte aéreo, reduzindo o tempo de horas improdutivas das máquinas.

REFERÊNCIAS

- AIRBUS HELICOPTERS. Aircraft Maintenance Manual (AMM). Versions AS350 BB, D, B1, BA. Revision 01. Marignane, France, 2017.
- BARNETT, C., vários. História dos Grandes Inventos. Seleções do Reader's Digest. Printer Portuguesa. Lisboa, 1983.
- BELL HELICOPTER. Maintenance Manual. Version 206A/B Series. Revision 15. Forth Worth, TX, USA, 2015.
- BRAMWELL, A. R. S. DONE, G. BALMFORD, D. Bramwell's Helicopter Dynamics. Butterworth-Heinemann. Second Edition. Woburn, 2001.
- DA SILVA, P. R. Helicópteros, Conhecimentos Técnicos, Noções Fundamentais. Asas Edições e Artes Gráficas Ltda. 3ª edição. São Paulo, 2010.
- GUNSTON, B. Chronicle of Aviation. Chronicle Communications Ltd. London, 1992.
- HEYWOOD, John B. Internal Combustion Engine Fundamentals. McGraw-Hill, New York, 1988.
- INTERNATIONAL HELICOPTER SAFETY TEAM (IHST), Health and Usage Monitoring Systems Tool Kit. International Helicopter Safety Team, 2011.
- INTERNATIONAL HELICOPTER SAFETY TEAM (IHST), Health and Usage Monitoring Systems Tool Kit. International Helicopter Safety Team, 2013.
- JOFFILY, K. Aerodinâmica do Helicóptero: conhecimentos técnicos. Editora Nova Cultural. Primeira Edição. Curitiba, 2000.
- JOHNSON, W. Helicopter Theory. Dover Publications Inc. New York, 1994.
- JOHNSON, W. Rotorcraft Aeromechanics. Cambridge University Press. First Edition. New York, 2013.

KELLY, S. GRAHAM Fundamental of Mechanical Vibrations. McGraw-Hill Book Co. Second Edition. Singapore, 2000.

MKR TECNOLOGIA, SERVIÇOS, INDÚSTRIA E COMÉRCIO LTDA. Apresentação: VXP On-Board. Sistema de Monitoramento de Vibrações. Honeywell-Chadwick Systems.

SAINTIVE, NEWTON S. Motores a Jato: para pilotos e mecânicos. ASA Edições Gráficas Ltda. São Paulo, 2015.

SELDDON, J. Basic Helicopter Aerodynamics. BSP Professional Books. London, 1990.

WAGTENDONK, WALTER J. Principles of Helicopter Flight. Aviation Supplies & Academics, Inc. Second U.S. Edition. Newcastle, Washington - U.S.A., 2015.

WILKINSON, J. The Art of Helicopter. Butterworth-Heinemann. First Edition. Oxford, United Kingdom, 2003.

UNITED KINGDOM - CIVIL AVIATION AUTHORITY. CAP 753. Helicopter Vibration Health Monitoring (VHM): Guidance Material for Operators Utilizing VHM in Rotor and Rotor Drive Systems of Helicopters. Safety Regulation Group. Norwich, United Kingdom, 2012.

UNITED KINGDOM - Department of the Environment, Transport and the Regions (Air Accidents Investigation Branch). Stationery Office - Standing Order Department. London United Kingdom, 1998.

UNITED STATES OF AMERICA - DEPARTMENT OF TRANSPORTATION. Helicopter Flying Handbook. Federal Aviation Administration (FAA). Airman Testing Standards Branch, Oklahoma City, USA, 2012.

ZAKRAJSEK, JAMES J. & e OUTROS. Rotorcraft Health Management Issues and Challenges. National Aeronautics and Space Administration (NASA). Center for Aerospace Information. Hanover, Maryland, USA, 2006