Abordagem Estatística na Análise de Vibração em Helicópteros Esquilo

Josmar Carreiro Freitas[1] e Osamu Saotome [2]
1 Centro de Coordenação de Estudos da Marinha em São Paulo – Av Prof Mello de Moraes 2231 Bloco E, Departamento de Engenharia Mecânica e Naval, Cidade Universitária – São Paulo-SP
2 Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Divisão de Engenharia Eletrônica. Pç Mal Eduardo Gomes 50 – São José dos Campos-SP

***Resumo* — O processo de aquisição e análise de dados de vibração em aeronaves de asas rotativas, onde as condições são controladas e permitem sua repetição é de extrema importância. Entretanto, a aplicação de um sistema de aquisição de dados para monitoramento contínuo de vibrações do rotor principal, aliado a métodos estatísticos, permite a antecipação de falhas, reduz os períodos de submissão da aeronave a níveis excessivos de vibração e produz informações para uma análise futura sobre fenômenos aeroelásticos. Desta forma, desenvolve-se um modelo preliminar de monitoramento do nível de vibração da aeronave Esquilo.**

***Palavras-chaves* — Vibração, VHM, HUMS, Helicópteros.**

I. INTRODUÇÃO

A característica de vibração de uma aeronave de asas rotativas possui particularidades quando comparada à de uma aeronave de asa fixa. As características dinâmicas do rotor principal, do rotor de cauda e as interações aerodinâmicas entre rotor e fuselagem são os principais responsáveis por esta diferença.

Embora controles do tipo ativo, semi-ativo e passivo sejam empregados para mitigar os efeitos indesejados de vibração, o processo de monitoramento de vibração em aeronaves de asas rotativas apresenta-se como grande aliado operacional para a identificação antecipada de falhas mecânicas e estruturais. Este processo agrega as vantagens de permitir uma maior disponibilidade da aeronave, redução de custos de manutenção, redução de custos de estoque de sobressalentes e aumento da confiabilidade da aeronave com a redução de falhas catastróficas. Além disso, a prolongada exposição a níveis de vibração pode acarretar danos sensoriais e orgânicos à tripulação e aos passageiros. Por este motivo, fabricantes de aeronaves estabelecem a periodicidade para o monitoramento do nível de vibração de suas aeronaves normalmente associado a eventos ou ocorrências, horas de vôo e por tempo de utilização. Contudo, a possibilidade de gravação contínua de dados da aeronave permite o monitoramento do nível de vibração da aeronave e a identificação de falhas em diversos componentes rotativos, levando ao desenvolvimento de sistemas de monitoramento de vibração embarcados com emprego nos segmentos militar e comercial [1].

Josmar Carreiro Freitas, josmarfreitas@gmail.com, Tel +55-11-30316109, Osamu Saotome, osaotome@ita.br, Tel +55-12-39475818.

Desta forma, o incremento e modificação da assinatura de vibração da aeronave, que apenas seriam identificados durante a realização de inspeções programadas, passam a ser identificados antecipadamente através do processo de monitoramento. Essas variações, não identificadas antecipadamente, podem refletir danos em componentes de transmissão, olhais e engrenagens, entre outros [2] e, portanto, merecem atenção específica em todo ciclo de vida da aeronave.

Neste contexto, este artigo tem como objetivo apresentar um estudo preliminar de um modelo estatístico para o fornecimento de alarmes e análise do nível de vibração da aeronave Esquilo modelo AS-355 F2, a partir de dados adquiridos sob condição de vôo à frente, observando-se as freqüências compatíveis ao rotor principal incluindo até o seu segundo harmônico, evidenciando-se os efeitos da variação do peso, velocidade e altitude no processo de monitoramento de vibração.

II. ROTOR PRINCIPAL

Durante o vôo à frente de um helicóptero, a diferença de velocidade nos pontos do plano do rotor principal provoca uma assimetria de sustentação. Este efeito associado ao comportamento aeroelástico da aeronave são os grandes responsáveis pela complexidade de vibração, podendo ocasionar danos a componentes, degradação de desempenho e qualidade de vôo e incremento do nível de vibração com o ciclo de vida da aeronave.

As forças e momentos devidos ao rotor principal são transmitidos a partir das pás para a cabeça do rotor. Em seguida, por meio do eixo de transmissão para os rolamentos da caixa de engrenagens e, conseqüentemente, para o seu revestimento. Finalmente os esforços são transmitidos para a fuselagem através dos pontos de fixação.

Além das cargas devido ao rotor principal, os efeitos devido ao rotor de cauda também podem ser motivo de preocupação, mas na grande maioria dos casos, o rotor principal é a principal causa de vibrações indesejáveis [3].

As forças de reação das pás girantes podem ser decompostas nas direções fixas X, Y e Z do helicóptero, conforme Fig. 1. Considerando-se a condição de vôo em regime permanente, as reações de cada pá terão comportamento periódico, podendo ser expressas pela Teoria de Fourier.

Destaca-se desta formulação que apenas os harmônicos múltiplos do número de pás contribuirão para a resultante da força vertical, eixo Z. Por outro lado, ao longo do eixo longitudinal e lateral, a estrutura submetida a uma força de

freqüência angular n Ω é excitada com freqüências (n+1) Ω e (n-1) Ω [3].

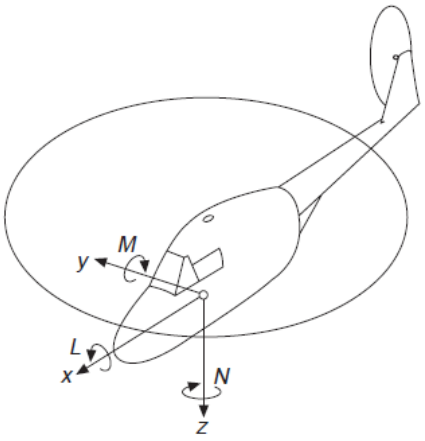

Fig. 1 – Sistema Fixo de Coordenadas [3]

Portanto, para análise do rotor principal é importante identificar as freqüências de interesse, uma vez que estas são diretamente relacionadas à freqüência fundamental do rotor principal e múltiplas do número de pás. Além disso, o nível de vibração geralmente aumenta com a velocidade (Fig. 2) devido ao aumento da assimetria de sustentação do rotor principal e o correspondente aumento do conteúdo harmônico no movimento para fora do plano de rotação, *flapping*.

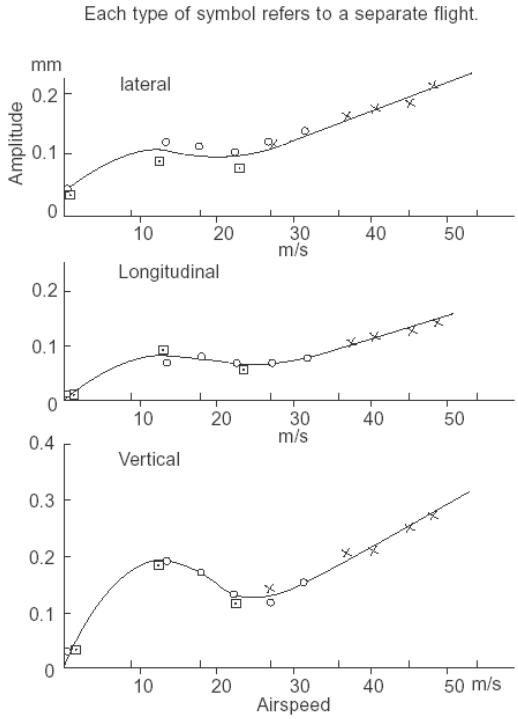

Fig. 2 – Variação da Vibração com a Velocidade [3]

III. DESCRIÇÃO DO PROBLEMA

Durante o período de março de 2003 a dezembro de 2007, através de atividades de inspeção e manutenção de aeronaves da Marinha do Brasil, foi possível identificar danos estruturais e a componentes, muitas vezes redundantes em uma mesma aeronave, com tempo entre falhas menor do que o previsto. A vibração, principal fator contribuinte destas ocorrências, tem sido associada a desbalanceamentos, falhas de componentes dinâmicos, bem como ao tempo de utilização da aeronave.

Por esse motivo, os procedimentos de manutenção são adotados com uma maior freqüência, tendo como resultado a diminuição da disponibilidade da aeronave, o menor tempo entre inspeções e conseqüente aumento do custo de manutenção e consumo de combustível, entre outros.

Ademais, durante a operação da aeronave, podem-se destacar os seguintes fatores influenciadores: condições ambientais, ventos, rajadas, condição de vôo, velocidade, altitude, transientes de velocidades como partida/parada e subida/descida e peso da aeronave.

Deste modo, o comportamento da aeronave em vôo não é linear devido aos efeitos aeroelasticos e por isso os dados obtidos em suas diversas operações e em condições de vôo diferentes produzem um espectro de vibração de modelagem complexo.

Sendo assim, um modelo de monitoramento contínuo de vibração acompanhando a aeronave em sua operação normal, permite uma ação pontual e proativa do setor de manutenção.

IV. ANÁLISE DE DADOS

Foram realizados vôos de ensaios em aeronave Esquilo AS-355 do Grupo Especial de Ensaios em Vôo do Comando Geral de Tecnologia Aeroespacial (GEEV-CTA) (Fig. 3), instrumentada com dois acelerômetros axiais empregados para o monitoramento de vibração periódico e posicionado em dois pontos: mastro do Rotor Principal – possui um acelerômetro para medição da aceleração lateral (Fig. 4); e cabine, próximos aos pedais – possui um acelerômetro para medição da aceleração vertical (Fig. 5).

Fig. 3 - Aeronave Esquilo [4]

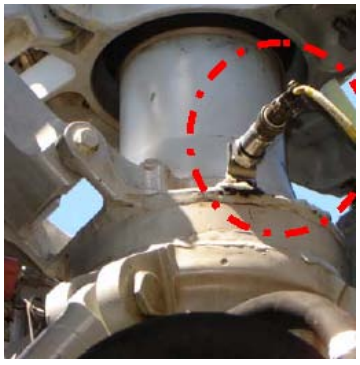

Fig. 4 – Rotor Principal [4]

Fig. 5 – Posicionamento do Acelerômetro na Cabine [4]

Os dados apresentados na Tabela I correspondem às medidas de vibração lateral e vertical obtidas no domínio da freqüência, nas freqüências múltiplas da freqüência fundamental e do número de pás da aeronave, 1Ω , 3Ω e 6Ω. Foram realizados ensaios para as velocidades 0.7 VH e VNE, configuração de peso máximo (H) e mínimo (L) e altitudes de 4000ft e 8000 ft [4].

TABELA I - AMPLITUDE DE VIBRAÇÃO

Velocidade	Peso	Altitude (ft)	Freqüência (RPM)	Vibração Lateral (IPS)	Vibração Vertical (IPS)
0,7VH	L	4000	1Ω	0,121	0,021
0,7VH	L	4000	3Ω	0,144	0,441
0,7VH	L	4000	6Ω	0,117	0,171
VNE	L	8000	1Ω	0,133	0,563
VNE	L	8000	3Ω	0,347	0,799
VNE	L	8000	6Ω	0,731	0,364
0,7VH	H	8000	1Ω	0,044	0,174
0,7VH	H	8000	3Ω	0,181	0,446
0,7VH	H	8000	6Ω	0,443	0,455
VNE	H	4000	1Ω	0,149	0,743
VNE	H	4000	3Ω	0,502	1,038
VNE	H	4000	6Ω	0,901	0,345

A análise de dados adquiridos no solo é facilmente realizada empregando-se valores de referência fornecidos pelo fabricante e não necessitam de um estudo específico. Entretanto, valores de referência para vôo à frente são fornecidos apenas sob determinadas condições e configurações da aeronave. Desta forma, é necessário um sistema de aquisição de dados para a formação de um banco de dados para o estabelecimento de dados de referência, seguido de definição de técnicas de comparação e da definição dos limites aceitáveis.

Neste trabalho, os dados apresentados na Tabela I são empregados como valores de referência e variação percentual constante, em todos os níveis, são realizadas para a avaliar o modelo proposto quanto à possibilidade de identificação do incremento do nível de vibração da aeronave.

Tendo em vista que se tem por interesse efetuar uma análise do comportamento da vibração sem considerar o efeito do peso e da altitude, optou-se pelo emprego do modelo estatístico do tipo Quadrado Latino Tabela II [5].

TABELA II – PROJETO DE QUADRADO LATINO

	Peso Mínimo (L)	Peso Máximo (H)
4000 ft	0.7 V_H	VNE
8000 ft	VNE	0.7 V_H

Em virtude de os dados apresentados serem representativos de três freqüências diferentes, a aplicação prática do modelo de quadrado latino deve ser segmentada, ou seja, uma análise para cada freqüência. Esse procedimento diminui a quantidade de dados disponíveis para a análise estatística, reduzindo os graus de liberdade do modelo.

Em virtude disto, visando à utilização de todos os dados, avaliou-se a possibilidade de uma análise dos valores incrementais, relativos a uma condição de elevada vibração, subtraindo-se assim os valores de referência. Desta maneira, os novos dados passam a tratar de diferenças de valores, representando quanto os dados adquiridos em vôo estão se distanciando do padrão de referência.

Adotando-se o procedimento descrito e efetuando-se uma análise de variância (ANOVA) [5] verifica-se que incrementos a partir de 14.5% no nível de vibração vertical e 17.0% no nível lateral são diferenciados pelo modelo proposto para um nível de confiança de 95%, estabelecendo um alarme e indicando a necessidade de uma análise do nível de vibração (Fig. 6 e Fig. 7).

```
             Df  Sum Sq   Mean Sq  F value  Pr(>F)
Frequencia    2 0.0116667 0.0058333      4.2 0.07234 .
Velocidade    1 0.0133333 0.0133333      9.6 0.02116 *
Altitude      1 2.095e-35 2.095e-35 1.509e-32 1.00000
Peso          1 0.0033333 0.0033333      2.4 0.17231
Residuals     6 0.0083333 0.0013889
---
Signif. codes:  0 '***' 0.001 '**' 0.01 '*' 0.05 '.' 0.1
```

Fig. 6 – ANOVA Vibração Vertical

```
             Df    Sum Sq   Mean Sq  F value  Pr(>F)
Frequencia    2 0.0200000 0.0100000      4.5 0.06400 .
Velocidade    1 0.0133333 0.0133333      6.0 0.04983 *
Altitude      1 6.673e-35 6.673e-35 3.003e-32 1.00000
Peso          1 0.0033333 0.0033333      1.5 0.26657
Residuals     6 0.0133333 0.0022222
---
Signif. codes:  0 '***' 0.001 '**' 0.01 '*' 0.05 '.' 0.1
```

Fig. 7 – ANOVA Vibração Lateral

Após o estabelecimento de um alarme inicial propiciado pela modelagem estatística, verifica-se a análise da interação entre a velocidade e a freqüência para a identificação de qual freqüência está efetivamente contribuindo para o incremento do nível de vibração.

As Fig. 8 e Fig. 9 apresentam a interação entre velocidade e freqüência, para um incremento constante de 17%, em todos os níveis da Tabela I. Assim, verifica-se que o valor de freqüência de 2268 RPM, correspondente a 6Ω, apresentou maior incremento de vibração lateral enquanto que para vibração vertical o valor é de 1134 RPM, ou 3Ω.

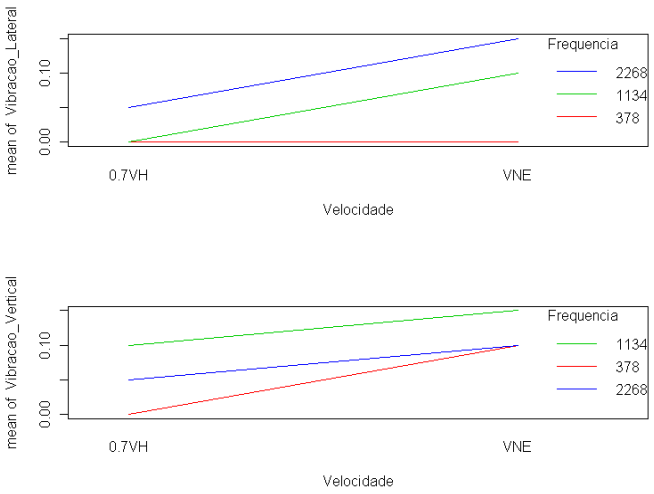

Fig. 8 – Análise de Interação a partir da Velocidade

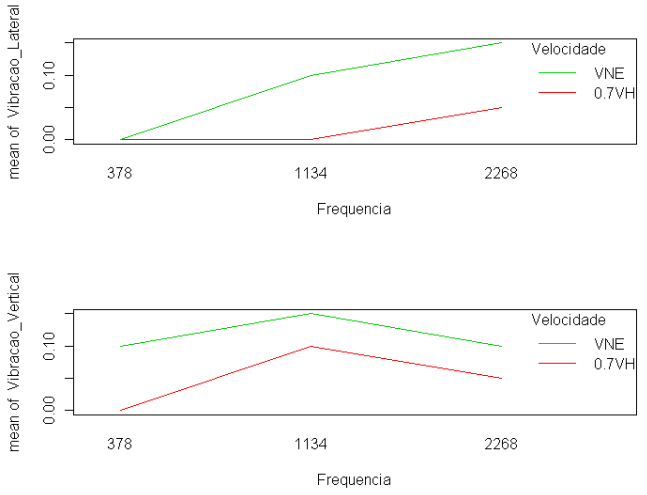

Fig. 9 – Análise de Interação a partir da Freqüência

Desta análise, verifica-se que o valor da freqüência natural, correspondendo a 1 Ω, não apresentou diferença expressiva, quando comparada com os seus harmônicos. Espera-se que com o emprego de dados de vôo para a análise de falhas, esse quadro apresente uma tendência inversa, ou seja, a freqüência fundamental, correspondendo a 378 RPM, deverá ser responsável pelas maiores diferenças dos valores de referência.

V. CONCLUSÃO

Os componentes dinâmicos embarcados apresentam sua freqüência característica e a identificação qualitativa da alteração do nível de vibração permite a percepção antecipada para tomada de ações corretivas.

O modelo proposto permite a geração de alarmes para a antecipação de falhas de uma forma prática e simples. Contudo, a definição dos valores limites através da análise de dados representativos de falhas será responsável pelo estabelecimento do nível aceitável para a identificação do excesso de vibração. Esse fato é relevante, pois traz consigo a relação de compromisso entre a possibilidade de estabelecimento de falsos alarmes e a não identificação de um alarme real.

A falta de dados de vôo para a aeronave desbalanceada e a ausência de um modelo que exprima uma tendência nos harmônicos de freqüência devido ao rotor principal levaram à consideração de incremento constante em todos os dados analisados. Entretanto, observou-se que as variações nos valores de vibração no eixo vertical e lateral foram identificadas em percentuais incrementais diferentes.

O acompanhamento e análise do comportamento da aeronave em vôo devido aos efeitos aeroelásticos são essenciais em todo o ciclo de vida da aeronave para a garantia de sua aeronavegabilidade. Além disso, o conhecimento do comportamento em vôo permitirá o entendimento e desenvolvimento de trabalhos futuros para o estabelecimento de regras para sistemas de controle com realimentação e que empregam materiais inteligentes para controle de estabilidade, por exemplo.

Nos próximos desenvolvimentos, onde os dados serão extraídos da aeronave em sua operação normal, com as configurações necessárias para cumprir as operações a que se destinam, bem como sujeita as intempéries, será necessário o levantamento de valores de referência intermediários, além dos apresentados neste trabalho, para permitir uma correta comparação entre os mesmos.

VI. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

[1] YEN, Gary G., Health Monitoring of Vibration Signatures. School of Electrical and Computer Engineering. Oklahoma State University. Neural Processing Letters 4, 1996. Disponível em: <http://www.springerlink.com/content/k3410xpl61517411/>. Acessado em 25 de junho de 2008.

[2] DEMPSEY, Paula, et al. Rotorcraft Health Management Issues and Challenges. Disponível em: < http://ti.arc.nasa.gov/projects/ishem/Presentations/Dempsey_Rotorcraft.ppt>. Acessado em 25 de junho de 2008.

[3] BRAMWELL, A.R.S, Done, G. and Balmford, D., 2001, "Bramwell's Helicopter Dynamics", Butterworth-Heinemann, 2nd Edition.

[4] DAMY, L.F., 2006, "Análise do Espectro de Vibração da Aeronave Esquilo AS-355 F2", Trabalho de Conclusão de Curso, Instituto Tecnológico de Aeronáutica-ITA, São José dos Campos-SP, Brazil.

[5] MONTGOMERY, D.C, 2001, "Design and Analysis of Experiments", John Wiley & Sons, 5th edition, New York.