

Análise de Trincas de um Componente do Rotor de Cauda do Helicóptero Furia

Alexandre Acerra Gil, Aldemir Ap. Cavalini Jr., Thiago Augusto Machado Guimarães

Laboratório de Ensino de Engenharia Aeronáutica, alexandre.gil@ufu.br

Palavras-chave

trincas, aeronaves, helicóptero

1. INTRODUÇÃO

A fadiga e mecânica da fratura são áreas importantes da engenharia de estruturas. Para a realização de um projeto mecânico, o cálculo correto de todas as variáveis vindas dessas áreas é fundamental para garantir a segurança do sistema. Em se tratando da indústria aeronáutica, os requisitos técnicos regulamentares são ainda mais rigorosos, visando uma maior confiabilidade dos componentes que compõem uma aeronave.

A aeronave escolhida no presente estudo se trata de um helicóptero ultraleve experimental, no qual os regulamentos aeronáuticos são mais brandos quando comparados a uma aeronave certificada. Muitas vezes, planos de inspeção e manutenção são inexistentes nessa categoria de aeronaves, pois suas peças não possuem uma análise de trincas e fadiga.

Segundo Campbell (1984), a taxa de falhas em estruturas de aeronaves de asas rotativas causada por fadiga é considerável, sendo as falhas no rotor de cauda uma das principais causas de acidentes.

Na maioria dos cenários de tolerância ao dano, a trinca surge em regiões de concentração de tensão formadas por entalhes na peça (Anderson, 2017). Desta forma, é necessário criar um cronograma para se realizar inspeções técnicas periódicas a fim de garantir que uma trinca não se desenvolva na peça em questão.

A simulação computacional em elementos finitos aplicada a propagação de trincas é uma ferramenta interessante para a determinação das tensões e concentradores de tensão em um componente (Pickard, 1986). A técnica de *Rainflow* proposta por Endo et al. (1974) pode ser utilizada para a contagem de ciclos de fadiga que um componente submetido a um carregamento em voo e as metodologias propostas por Hobbacher (2009) são utilizadas para calcular a vida útil em fadiga. Há também a possibilidade de utilizar as teorias propostas por Paris (1963) para analisar a propagação de trincas, permitindo a elaboração dos intervalos de inspeção técnica que devem ser realizadas na peça.

Neste contexto, este trabalho apresenta uma previsão do número de ciclos que o componente suportará até que ocorra falha, além da previsão do tamanho crítico da trinca e sua taxa de aumento em função do número de ciclos.

2. COMPONENTE ANALISADO

O componente escolhido para este estudo é o *FUR5501-1* pertencente a aeronave *Furia Ultralight Helicopter*. A peça é composta por uma base com seis furos, onde a fixação é feita através de parafusos no eixo do rotor de cauda e dois furos na parte superior da peça, onde a fixação é feita através de parafusos na hélice do rotor de cauda. A Figura 1 apresenta as principais dimensões do componente. O material utilizado na fabricação deste componente é o alumínio 2024-T3.

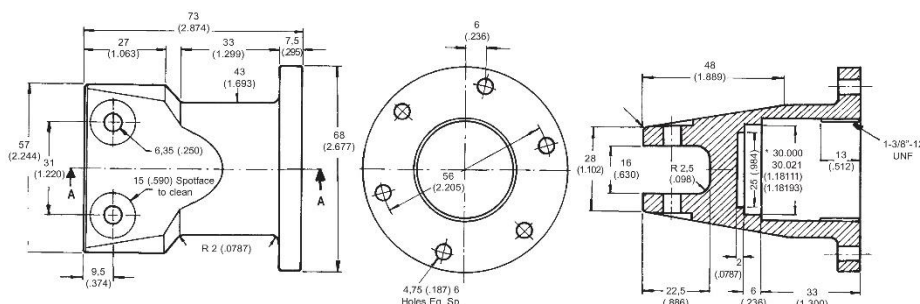


Figura 1: Dimensões do componente *FUR5501-1* pertencente a aeronave *Furia Ultralight Helicopter*.

3. CARREGAMENTO

O carregamento aplicado no componente analisado é proveniente do movimento das pás do rotor de cauda. Segundo Lombardo (1993), esse carregamento depende de vários fatores, dentre eles estão as forças aerodinâmicas, centrífugas, inerciais e gravitacionais que o mudam de acordo com o azimute da pá.

Para o cálculo do carregamento nas pás do rotor de cauda foi utilizado um estudo dos coeficientes de pressão C_p nas pás do rotor do helicóptero Mi-8 HT-40, conforme a formulação proposta por Janković et al. (2017).

As Equações (1), (2) e (3) foram utilizadas para os cálculos da força normal, momento e força inercial centrífuga, respectivamente.

$$F = \int_0^R \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V(r)^2 \cdot C_p(r) \cdot c(r) \cdot dr \quad (1)$$

$$M = \int_0^R \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V(r)^2 \cdot C_p(r) \cdot c(r) \cdot r \cdot dr \quad (2)$$

$$F_c = m \cdot \omega^2 \cdot R \quad (3)$$

onde R é a envergadura da hélice, ρ é a densidade do ar, $V(r)$ é a velocidade na posição r ao longo da hélice ($0 \leq r \leq R$), $C_p(r)$ é o coeficiente de pressão na posição r ao longo da hélice, $c(r)$ é a corda na posição r ao longo da hélice, m é a massa da hélice e ω é a velocidade angular da hélice.

Segundo Janković et al. (2017), o azimute de 90° é a condição crítica de operação, sendo esta a posição escolhida para os coeficientes C_p . A velocidade angular do rotor utilizada foi a máxima dada pelo fabricante no valor de 188,50 rad/s e foi considerado a aeronave operando ao nível do mar.

Desta forma, os valores obtidos foram de $F_z = 509,04$ N para a força normal, $M_y = -141611,14$ N·mm para o momento e $F_x = 40208,30$ N para a força inercial centrífuga.

O ciclo de carregamento de tensão na peça foi baseado em um ciclo típico GAG (*Ground-Air-Ground*) do espectro de fator de carga verificado na direção vertical da posição do motor em aeronaves comerciais de médio porte. O ciclo foi ajustado de maneira que seu maior valor fosse a tensão máxima de *Von Mises* encontrado na simulação de elementos finitos do componente analisado. Neste caso, o valor mínimo de tensão foi considerado como zero.

4. VIDA EM FADIGA

4.1. Fator de concentração de tensão

De posse das dimensões do componente analisado e do carregamento, o sistema foi simulado computacionalmente no *software* Femap/NX Nastran. A Figura 2 apresenta as duas regiões onde foram obtidas as maiores tensões.

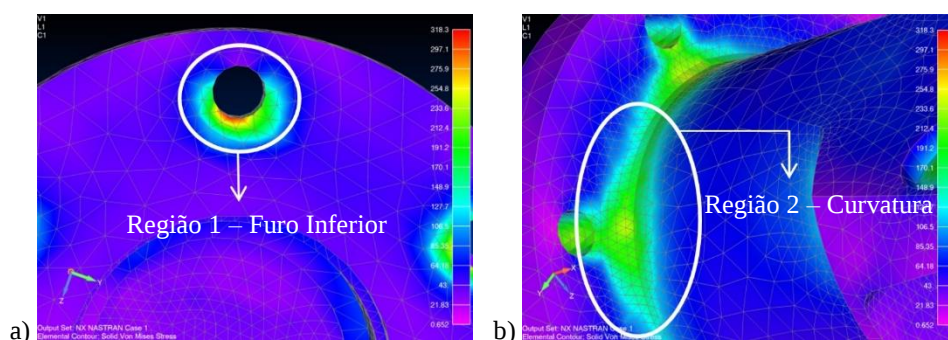


Figura 2: (a) Tensões de *Von Mises* no furo inferior – Região 1; (b) Tensões de *Von Mises* na curvatura – Região 2.

Análises de fadiga e propagação de trinca foram feitas nas duas regiões indicadas na Figura 2, pois as duas regiões são formadas por tipos diferentes de entalhes que podem resultar em concentradores e fatores de propagação de trinca diferentes (Anderson, 2017). A Tabela 1 apresenta os valores das tensões máximas de *Von Mises* e os fatores de concentração de tensão determinados para as duas regiões analisadas.

Tabela 1: Valores das tensões máximas de *Von Mises* e fatores de concentração de tensão nas regiões 1 e 2.

Análises	Região 1	Região 2
Tensão máxima de <i>Von Mises</i> (MPa)	355,60	319,11
Fator de concentração de tensão	2,43	2,15

4.2. Números de ciclos

Para a determinação do número de ciclos que a peça irá suportar foi aplicada a técnica conhecida como *Rainflow Cycle Counting* proposta por Endo et al. (1974) para a contagem do número de ciclos contidos no GAG considerado. Além disso, foi utilizada a metodologia de Hobbacher (2009) com o uso da regra de *Palmgren-Miner* para se obter o dano acumulado de acordo com os ciclos determinados.

O número de ciclos encontrados foi de 5758 ciclos para a Região 1 e 11975 ciclos para a Região 2. É importante ressaltar que este é o número de repetições do GAG considerado que o componente suportará até ocorrer a falha (o tamanho de trinca crítico ser alcançado).

5. PROPAGAÇÃO DE TRINCAS

A análise de propagação de trincas realizada baseou-se nos critérios de energia. Foi realizado o refinamento da malha de elementos finitos para aumentar a precisão da inserção da trinca na peça, procedimento realizado desconectando os nós na região de maior tensão, criando assim a trinca.

Foi necessário transformar os valores de energia de deformação por tamanho da trinca obtidos no *software* Femap/NX Nastran, para taxa de liberação de energia de acordo com o tamanho da trinca (Anderson, 2017). Desta forma, o resultado encontrado pôde ser comparado com o K_{IC} (tenacidade a fratura) do material.

Para a determinação da curva da/dN (taxa de aumento do tamanho da trinca a em função do número de ciclos N) do componente analisado, foi utilizada a *Lei de Paris* (Paris, 1963) juntamente a variação do fator de intensidade de tensão ΔK e as tensões obtidas no *software* Femap/NX Nastran. A Figura 3 apresenta os valores encontrados para o fator de intensidade de tensão de acordo com o tamanho da trinca e a curva da/dN em função de ΔK considerando as duas regiões avaliadas.

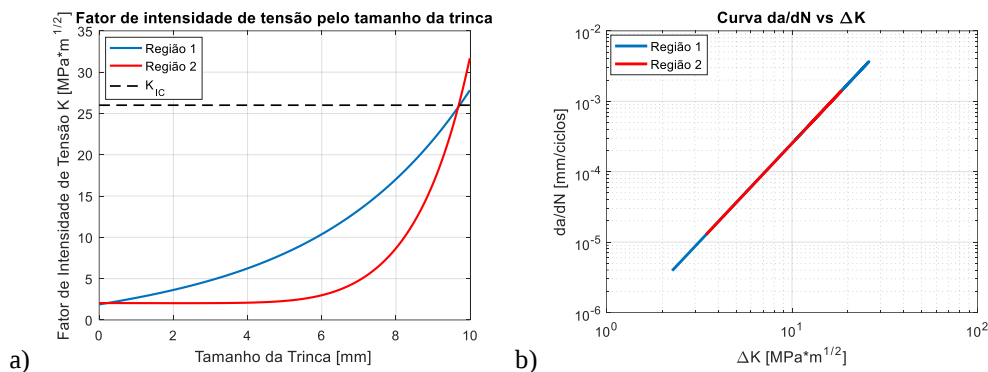


Figura 3: (a) Fator de intensidade de tensão pelo tamanho da trinca nas Regiões 1 e 2; (b) Curva da/dN vs ΔK nas Regiões 1 e 2

Através da Figura 3(a) é possível observar que o tamanho crítico da trinca é cerca de $a_c = 9,7$ mm em ambos os entalhes. A Figura 3(b) mostra que o comportamento em ambas as regiões é muito semelhante. Portanto, a Região 1 é considerada a região crítica da peça já que a mesma resiste a um número menor de ciclos GAG conforme mostrado na Seção 4.

6. CONCLUSÃO

Este estudo apresentou uma análise de trincas no componente da aeronave *Furia Ultralight Helicopter*. Foram utilizadas simulações computacionais no *software* Femap/NX Nastran para determinar as tensões máximas de *Von Mises* e os fatores de concentração de tensão no componente. Através do uso da metodologia matemática do *Rainflow Cycle Counting* e da regra de *Palmgren-Miner* foi possível determinar o número de ciclos de fadiga para cada região crítica da peça. Utilizando os conceitos da mecânica da fratura, foi analisado o fator de intensidade de tensão em relação ao tamanho da trinca e criou-se a curva da/dN vs ΔK em relação as duas regiões analisadas. De posse desses dados, trabalhos futuros podem ser feitos no sentido de criar um plano de inspeção para a aeronave como forma de evitar uma falha catastrófica provocada por fadiga no componente considerado.

7. REFERÊNCIAS

- Campbell, G. S., and R. Lahey. "A survey of serious aircraft accidents involving fatigue fracture." *International Journal of Fatigue* 6.1 (1984): 25-30.
- Anderson, Ted L. *Fracture mechanics: fundamentals and applications*. CRC press, 2017.
- Pickard, A. C. "The application of 3-dimensional finite element methods to fracture mechanics and fatigue life prediction." *Engineering Materials Advisory Services Ltd* (1986).
- Endo, T., et al. "Rain flow method, the proposal and the applications." *Memoirs of Kyusyu Institute of Technology* 28 (1974): 33-62.
- Hobbacher, Adolf. *Recommendations for fatigue design of welded joints and components*. New York: Welding Research Council, 2009.
- Paris, Paul Croce, and Fazil Erdogan. "A critical analysis of crack propagation laws." *ASME*, 1963.
- Lombardo, D. C. *Helicopter structures-a review of loads, fatigue design techniques and usage monitoring*. 1993.
- Janković, D., et al. "CFD Calculation of Helicopter Tail Rotor Airloads for Fatigue Strength Experiments." *Journal of Aerospace Engineering* 30.5 (2017): 04017032.

8. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.