

SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL DA VIDA À FADIGA DE UM WINGLET SUBMETIDO A FORÇA DE ARRASTO INDUZIDO

João Ricardo dos Santos Portilho, joaoportilho@gmail.com¹
Tiago de Bortoli Luciano, eng.bortoli@gmail.com¹

¹UDF – Centro Universitário do Distrito Federal, SEP/SUL EQ 704/904 Conjunto A, Brasília/DF, CEP 70390-045,

Resumo: A maior parte das perdas em eficiência em aeronaves se origina nos efeitos decorrentes das forças de arrasto, especialmente o chamado arrasto induzido. Um método eficiente de suprimir os efeitos de perda por vórtice em ponte de asa de aviões é com a inserção de um elemento mecânico chamado Winglet. O objetivo deste trabalho é avaliar a vida a fadiga de um elemento de ponta de asa, submetido à ação da força de arrasto induzido. Para tal avaliação, modelou-se um Winglet em software de desenho assistido por computador e posteriormente o submeteu a análise, com auxílio de software de Método de Elementos Finitos (MEF), realizando a simulação numérica dos esforços a que está submetido o componente estimando o número de ciclos de operação até que possa ocorrer falha.

Palavras-chave: fadiga; previsão de vida à fadiga; winglet; pontas de asa

1. INTRODUÇÃO

O estudo de falhas por fadiga em materiais tem sido foco de estudo nos últimos anos por ser uma das formas mais comuns de fraturas em equipamentos e componentes mecânicos. Ainda há muitos desafios no que diz respeito a novos métodos para construção de elementos confiáveis e seguros que estejam sob carregamentos complexos, fazendo o desenvolvimento inovador de métodos e tecnologias neste campo essencial ao desenvolvimento da Engenharia (MALCHER 2006).

Estima-se que por cerca de 90 % das rupturas e falhas de peças em serviço são causadas por fadiga (REED, et al, 1983), o que faz com que estudos desse fenômeno sejam cruciais no aperfeiçoamento da fabricação de manutenção de elementos construtivos diversos na indústria. A fadiga é um problema que afeta qualquer componente sob cargas variáveis, tais como suspensão de automóveis na estrada, asas de avião em voo, pontes sob tráfego intenso, navios sob o ataque de ondas, turbinas sob condição de temperatura cíclica, etc (MALCHER 2006).

O objetivo deste trabalho é a obtenção de parâmetros em que um Winglet, elemento de ponta de asa em uma aeronave, poderá sofrer falha por fadiga devido a cargas cíclicas a que esteja submetido, sem que deforme irreversivelmente, ou seja, ainda em seu regime elástico. Para tanto, se utilizará o software de Desenho Assistido por Computador (CAD), da empresa Dassault Systems, Catia. Após a devida modelagem do Winglet se simulará, no Programa de Método de Elementos Finitos (FEM) Ansys, as cargas utilizadas para o ensaio de falha por fadiga tem como base a pesquisa bibliográfica sobre as cargas cíclicas mais usuais a que se submete um Winglet.

2. CÁLCULO ANALÍTICO

2.1. Coeficiente de Arrasto Induzido

Primeiramente é necessário determinar o coeficiente de sustentação da asa em que, teoricamente, seria fixado o Winglet a ser analisado. Este Winglet ficou com uma corda de 820,118 mm, assim supondo que a asa seja longa, com $AR=4$ (AR refere-se ao alongamento da asa citada por Rodrigues 2013) podemos determinar sua envergadura como sendo de 3280,472 mm (aproximadamente 3,28 m). A partir destes dados se determina que a área da asa seria de:

$$S = b.c = 2690374,136 \text{ mm}^2 \sim 2,69 \text{ m}^2 \quad (1)$$

Com isso, é preciso estabelecer algumas premissas que não são facilmente calculadas: velocidade e altura de cruzeiro a serem consideradas como situação padrão para análise a que se propõem este

estudo. Neste ponto, observou-se o modelo Phenom 300 da Embraer (Empresa Brasileira fabricante de aeronaves)

e suas características técnicas, sendo escolhidos altura de cruzeiro em 5000 metros e velocidade de cruzeiro em 235 metros por segundo (aproximadamente 850 km/h).

Estas escolhas são feitas com base nas altitudes e velocidades máximas da aeronave Phenom 300, mas também no fato de que esta altitude gera pouca turbulência e minimiza a influência do solo no escoamento de ar na aeronave. Com estes dados podemos, através da Equação de Bernoulli, estimar a densidade do ar, aos 5000 metros de altura em relação ao nível do mar, em $\rho=0,736 \text{ kg/m}^3$ (Tab. 1).

Tabela 1. Dados da Atmosfera Padrão em unidades do Sistema Internacional (Adaptado de Yechout, et al 2003).

Altitude	Temperatura	Razão de Temperatura	Pressão	Taxa de Pressão	Densidade	Razão de Densidade	Coefficiente de viscosidade	Velocidade do Som
h , m Geop.	T , °K	θ	P , N/m ²	δ	ρ , Kg/m ³	σ	μ , N – sec m ² $\times 10^{-5}$	a , m/sec
0	288.2	1.0000	101,325	1.0000	1.2250	1.000	1.789	340.3
500	284.9	0.9888	95,460	0.9421	1.1673	0.9529	1.774	338.4
1,000	281.7	0.9775	89,874	0.8870	1.1116	0.9075	1.758	336.4
1,500	278.4	0.9662	84,555	0.8345	1.0581	0.8637	1.742	334.5
2,000	275.2	0.9549	79,495	0.7846	1.0065	0.8216	1.726	332.5
2,500	271.9	0.9436	74,682	0.7371	0.95686	0.7811	1.710	330.6
3,000	268.7	0.9324	70,108	0.6919	0.90912	0.7421	1.694	328.6
3,500	265.4	0.9211	65,764	0.6490	0.86323	0.7047	1.678	326.6
4,000	262.2	0.9098	61,640	0.6083	0.81913	0.6687	1.661	324.6
4,500	258.9	0.8985	57,728	0.5697	0.77677	0.6341	1.645	332.6
5,000	255.7	0.8872	54,019	0.5331	0.73612	0.6009	1.628	320.5
5,500	252.4	0.8760	50,506	0.4985	0.69711	0.5691	1.612	318.5

Parte-se para o cálculo do Coeficiente de Sustentação e para tal utiliza-se o artifício citado por Rodrigues (2013) de que o ângulo de ataque induzido pode ser calculado por:

$$\alpha_i = \frac{\omega}{V_\infty} \quad (2)$$

Em que ω é o downwash e V_∞ é a velocidade do vento relativo. Além disso,

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi \cdot AR} \quad (3)$$

Igualando a Equação II com a Equação III, e supondo que o avião está em voo de cruzeiro, fazendo com que o ângulo α_i seja muito pequeno, podemos simplificar a expressão como:

$$C_L \sim \pi \cdot AR \quad (4)$$

Com estas informações temos o necessário para calcular o Coeficiente de Arrasto Induzido:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot AR} = \frac{(\pi \cdot AR)^2}{\pi \cdot AR \cdot e} = \frac{\pi \cdot AR}{e} = 13,277 \quad (5)$$

2.2. Cálculo da Força de Arrasto induzido

Rodrigues (2013) nos traz que as forças de sustentação “L” e arrasto “D” são definidas por:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L \quad (6)$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D \quad (7)$$

Em que ρ é a densidade do ar, v é a velocidade do escoamento de ar, S é a área da asa, C_L é o coeficiente de sustentação e C_D é o coeficiente de arrasto da asa.

Analogamente, podemos dizer que a Força de Arrasto Induzido é igual a:

$$D_i = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_{Di} \quad (8)$$

Utilizando os dados calculados acima e utilizando as suposições de altitude e velocidade de cruzeiro como sendo de 5000 metros e 235 m/s, respectivamente, chega-se à conclusão que para estas condições a força de arrasto induzido que incide sobre a asa possui magnitude de 725831,44 Newtons (Eq. 9), aproximadamente 725,83 kN.

$$D_i = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_{Di} = \frac{1}{2} \cdot 0,736 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot (235)^2 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2} \cdot 2,69 \text{ m}^2 \cdot 13,277 = 725.831,44 \text{ N} \quad (9)$$

Essa força tem direção paralela ao solo e sentido contrário ao movimento do avião, sendo portanto suportada pela face frontal do Winglet que possui área igual a 0,038 m², conforme calculado pela função measure do software Catia (Fig.1), assim temos que a tensão suportada nesta face é de 19,1 Mpa (Equação 10).

$$\sigma = \frac{D_i}{A} = \frac{725831,44 \text{ N}}{0,038 \text{ m}^2} = 19100827,37 \text{ Pa} \sim 19,1 \text{ MPa} \quad (10)$$

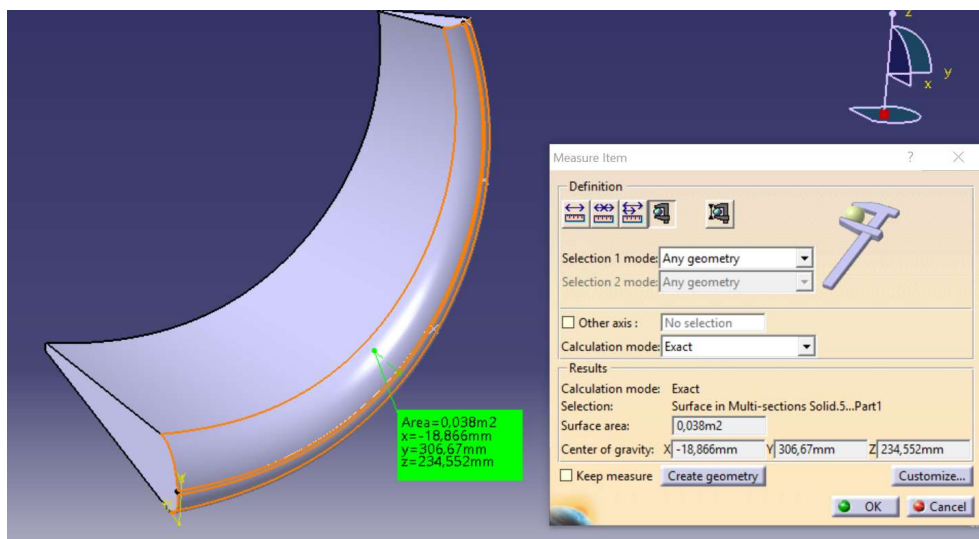


Figura 1. Cálculo de Área de Superfície com a função Measure do Catia (Fonte Própria).

2.3. Tensão Equivalente De Von Mises (Equação De Basquin)

Aplicando a teoria de Basquin para estimar o número de ciclos necessários para a falha por fadiga N_f , tendo como base os dados do Alumínio 7075-T6 obtidos a partir dos dados da ASM (1990):

$$\begin{aligned} \sigma_a &= \sigma_f (2N_f)^{b^1} \\ 616,3 \text{ MPa} &= 159 \text{ MPa} \cdot (2N_f)^{0,059} \\ (2N_f)^{0,059} &= 3,859 \\ 0,059 \cdot \ln(2N_f) &= \ln(3,859) \\ \ln(2N_f) &= 19,099 \\ 2N_f &= e^{19,099} \\ N_f &= 1,97 \cdot 10^8 \text{ ciclos} \end{aligned} \quad (11)$$

Em que σ_a é a amplitude da tensão cíclica, σ_f é o coeficiente de resistência a fadiga e b^1 é o coeficiente de Basquin retirado de Salerno (2007).

3. SIMULAÇÃO NUMÉRICA

O processo de simulação no software Ansys inicia-se na aba Engineering Data, onde se pode alterar as características mecânicas do material que se escolher para a geometria a ser analisada. Neste trabalho, escolheu-se a liga aeronáutica de alumínio 7075-T6, por conta de suas características mecânicas já terem sido bem definidas pela ASM (1990) e por Salerno (2007).

Após a definição do Material, é necessária a importação da geometria para o software Ansys. A compatibilidade de formatos de arquivo é facilitada com uso da extensão “.igs” que é facilmente aceita no Ansys. Após a importação da geometria é preciso definir os critérios de malha para a realização dos cálculos pelo método de elementos finitos. A malha pode ser gerada com várias definições, mas preferiu-se utilizar o critério adaptativo do software que retorna boa quantidade de nós e elementos da malha sem que, para os cálculos, seja necessário excessivo gasto computacional.

Tanto para a simulação estática, quanto para a modal, é preciso definir um ponto de sustentação. Neste trabalho optou-se por engastar o elemento na face em que ele se uniria a asa. Na Fig. 2 estão destacados as condições de contorno definidas para as simulações numéricas presentes neste trabalho.

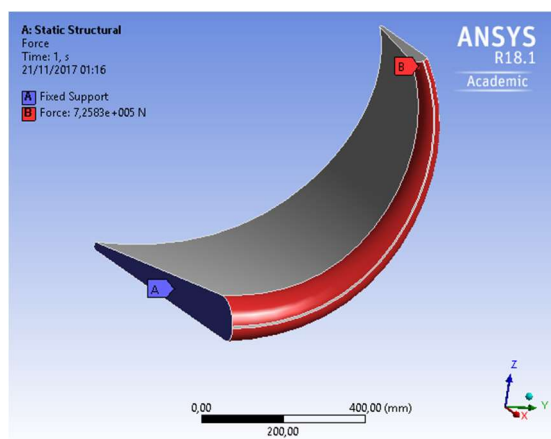


Figura 2. Localização do apoio fixo e da Força para simulação do Winglet (Fonte própria).

Posteriormente, os dados obtidos analiticamente foram comparados aos calculados pelo software, possibilitando uma avaliação da acurácia dos resultados retornados pelo programa, através do método de elementos finitos, em relação aos métodos teóricos, e se sugere possibilidades de melhora do design do Winglet para uma maior resistência a fadiga.

Com o modelo a ser analisado completamente definido, inspirado nas características da Patente US 06484968-200, podemos partir à análise numérica no software Ansys. A face lateral (face onde seria ligado a asa) do Winglet possui largura total de 820,118 mm, área de 0,05 m² e foi construída totalmente fechada para que a presença de elementos fixadores (rebites, parafusos ou soldas) não gerassem pontos de concentração de tensão que interferissem na análise de vida a fadiga do elemento como um todo. Já a face lateral, que recebe a ação da força de arrasto induzido, possui como altura total 735,612 mm e área de 0,038 m², com todas as dimensões calculadas com auxílio da ferramenta de medição – *Measure* – do Software Catia (Fig. 3).

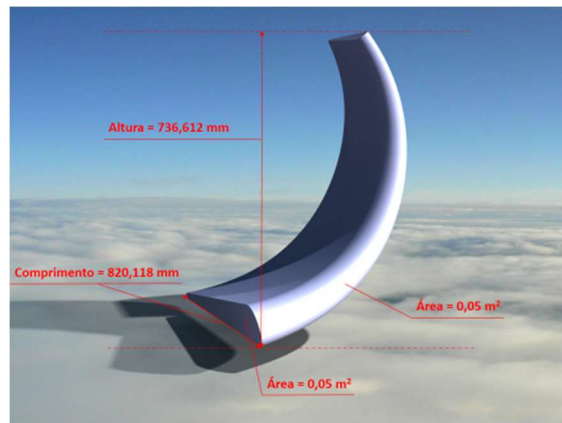


Figura 3. Winglet com medidas geradas pelo Measure do Catia (Fonte Própria).

Utilizando a ferramenta de Fadiga do Software Ansys, realizou-se a análise estática estrutural do Winglet obtendo resultados sobre Vida à Fadiga (utilizando os parâmetros de carregamento totalmente reverso, teoria da tensão equivalente de von Mises), Tensão Alternada Equivalente e de fator de segurança para fadiga. Os resultados foram gerados utilizando a malha adaptativa do próprio software.

Foram testadas duas funções de geração de tamanho de malha do software Ansys: a Adaptativa e a baseada nas curvatura da peça estudada. Quando alternada a função de tamanho de malha a fim de que fosse dada maior número de nós nos pontos de maior curvatura da peça, o gasto computacional se provou muito alto e os resultados tiveram variação inferior a 0,1% com um gasto de processamento 125% maior. Por fim, utilizou-se uma malha com 2817 nós e com um total de 425 elementos (Fig. 4).

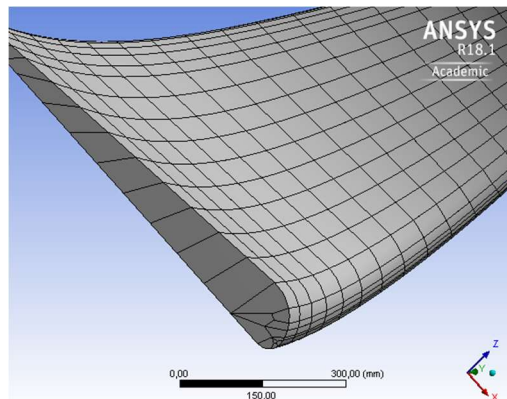


Figura 4. Malha Gerada pelo Software Ansys para Análise de Elementos Finitos (Fonte própria).

A malha adaptativa do software Ansys é aplicável pois a geometria não possui áreas pontiagudas ou ressalto muito agudos, além disso é possível por se tratar de um elemento com apenas um material envolvido. Os elementos utilizados na função adaptativa de geração de malha do Ansys são tetraédricos de 10 nós como descritos na “Fig. 5” (ANSYS 2009).

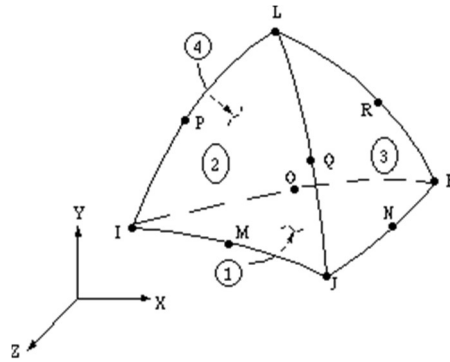


Figura 5. Formato de Elemento de Malha Tetraédrico de 10 nós (Ansys 2009).

Para que utilizemos os conceitos da Tensão Equivalente de von Mises é preciso primeiro definir as tensões máximas e mínimas principais no Winglet. Levando em consideração apenas a força de arrasto induzido calculada na equação 6 e colocando um apoio fixo na face em que o Winglet seria conectado a asa, podemos utilizar o software Ansys para os valores numéricos de máxima e mínima tensão principal (Fig. 6) e obter os seguintes resultados:

$$\sigma_1 = 372,25 \text{ MPa} \quad (12)$$

$$\sigma_3 = -244,05 \text{ MPa} \quad (13)$$

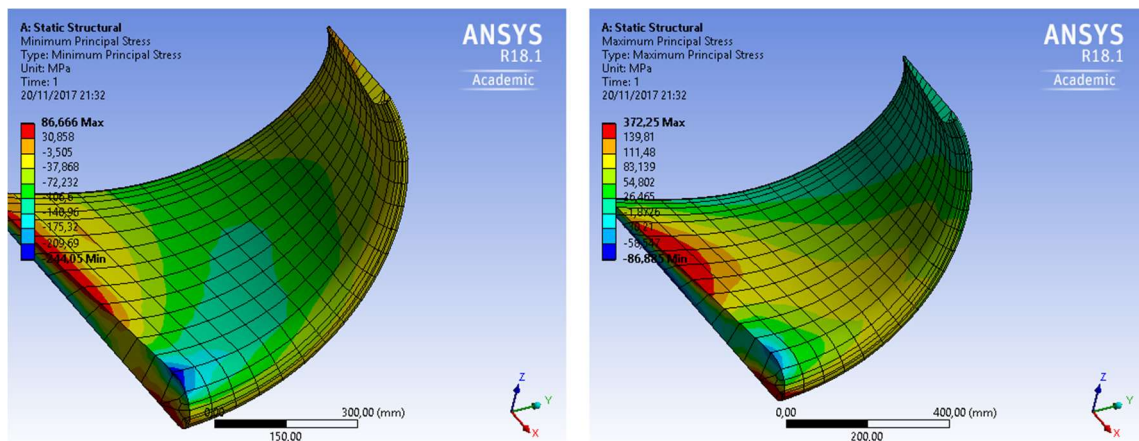


Figura 6. Máxima e Mínima Tensão Principal Calculada pelo Ansys (Fonte própria).

Assim podemos aplicar a equação de von Mises para obter a tensão equivalente:

$$\sigma_e = \frac{1}{6G} \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_1\sigma_3 + \sigma_3^2} \quad (14)$$

$$\sigma_e = \frac{1}{6(71700)} \sqrt{(372,25)^2 + (372,25)(-244,05) + (-244,05)^2} = 4552,31 \text{ MPa} \quad (15)$$

Os resultados de Número de Ciclos para a falha por fadiga se mostraram atrativos quando comparados aos obtidos numericamente pelas teorias utilizadas. É importante ressaltar que as propriedades do material escolhido para os testes foi obtido junto a ASM (1990) - American Standards Material Internacional -, em português Padrão Americano de Materiais, instituição que possui grande biblioteca de materiais de construção mecânica. As informações da Liga de Alumínio 7075-T6 também foram retiradas de Salerno (2007).

4. RESULTADOS

No que diz respeito a Fadiga provocada pelas tensões geradas pela força de arrasto induzido, o software demonstrou que o centro da face interna do Winglet está mais sujeito a falhas, assim como grande parte da face frontal do elemento, principalmente quando se aproxima da face de fixação na asa. Este fato tem que ser levado em consideração, pois uma falha nesta região poderia levar a

separação do equipamento da aeronave e gerar um grave acidente aéreo. Nas Fig. 7 e 8 pode-se observar não só a área de maior influência do efeito de fadiga, mas também a variação no número de ciclos para que possa ocorrer uma falha.

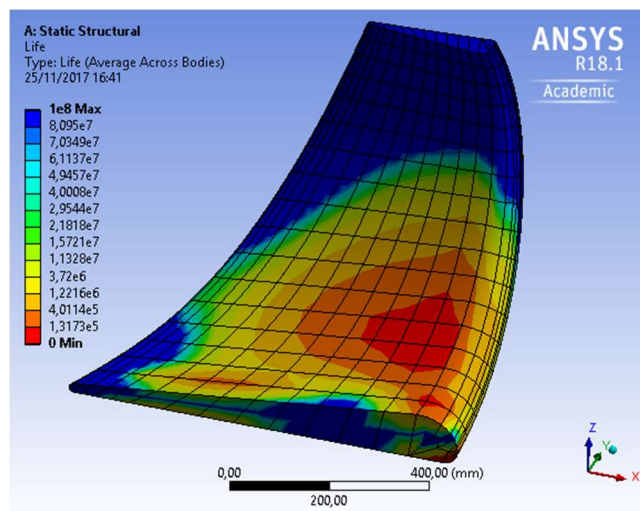


Figura 7. Vida à Fadiga do Winglet Frontal (Fonte própria).

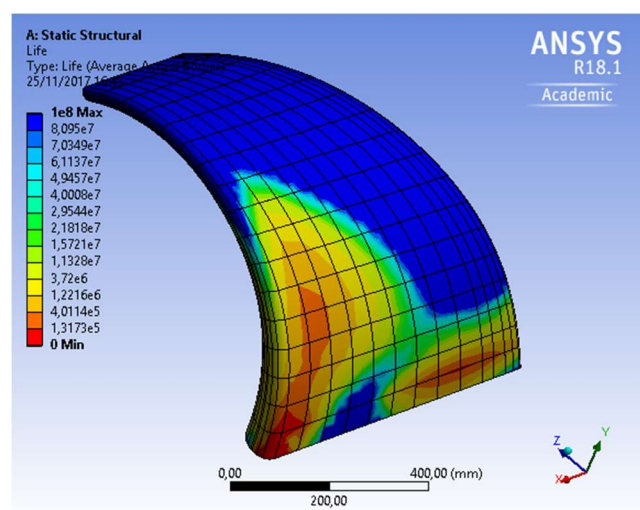


Figura 8. Vida à Fadiga do Winglet Posterior (Fonte própria).

Os resultados obtidos sugerem que para a região mais avermelhada seriam necessários no mínimo $1,31 \times 10^4$ ciclos para que ocorra a falha por fadiga, já na região azul os resultados se aproximam de $8,09 \times 10^7$ ciclos para a falha (Fig. 7 e 8).

Os dados experimentais são mais conservadores que os obtidos numericamente, pode-se relacionar por exemplo que o maior número de ciclos para que ocorra a falha, pela simulação computacional, são 143% menores que os calculados pela Eq. 11. Tais resultados só corroboram a opinião de que as simulações assistidas por computador devem ser mais frequentes na engenharia, possibilitando resultados mais precisos e com significativa redução de custos se comparados aos testes físicos, especialmente os destrutivos.

5. CONCLUSÃO

Durante o desenvolvimento deste texto acadêmico realizou-se o desenvolvimento matemático os modelos para que se obtivesse uma boa base comparativa para os dados do software de elementos finitos e se possibilitasse que o objetivo do trabalho se cumprisse e parâmetros de em que um Winglet poderá sofrer falha por fadiga.

Inferir-se que a contribuição do elemento de ponta de asa na eficiência de um avião está relacionada a sua capacidade de minimizar o arrasto na aeronave ao receber as cargas provenientes da força de arrasto induzido e dos vórtices que esta força gera. O elemento, para o material escolhido, possui uma

vida à fadiga relativamente longa e que, com o devido controle de manutenção, faz com que o elemento tenha uma excelente vida útil para sua operação em voo.

Isto posto, recomenda-se o uso de Winglets em aeronaves e afirma-se que sua vida a fadiga em relação à cargas no seu regime elástico é considerável e pode ser estendida com um estudo aprofundado da sua geometria de construção, assim como materiais com maior resistência mecânica e baixa densidade, específicos para a aeronáutica que tem tido excelente desenvolvimento científico nos últimos anos. Um prosseguimento promissor a este trabalho seria um estudo minucioso da influência da curvatura no elemento no aumento de sua eficiência mecânica.

Os dados obtidos na simulação são pertinente e bastante válidos quando se encara a aplicabilidade de um Winglet em função de seu ciclo de vida útil, entretanto sugere-se que no futuro os dados obtidos neste trabalho sejam submetidos a uma comparação de um protótipo construído com geometria compatível à utilizada no modelo CAD utilizada nesta simulação e submetido a um túnel de vento. Tal trabalho poderá comparar as tensões máximas e mínimas principais geradas pelo software Ansys e aprofundar o estudo de vida à fadiga de um Winglet.

6. REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

- AMERICAN SOCIETY FOR METALS; Elements of Metallurgy and Engineering Alloys, 2008.
- ANSYS Inc. (2009). Basic analysis procedures, P.O. Box 65, Johnson Road. Houston, PA. USA. Release 5.5. 3rd Ed. 2009.
- Guide for Preparation of Patent Drawings, United States Patent and Trademark Office. June 2002.
- Felker, F. F., 2233 Tuscany Cir., Livermore, California. Aircraft with Elliptical Winglets. US6484968. 11 dez. 2000, 26 nov. 2002. United States Patent and Trademark Office. USA.
- Malcher, L. (2006). Um Modelo para Determinação da Resistência à Fadiga Multiaxial para Carregamentos de Flexão e Torção Combinados, Fora de Fase e com Amplitude Constante Com Base no Critério do Invariante do Tensor. Universidade de Brasília.
- Metals Handbook, Vol.2 - Properties and Selection: Nonferrous Alloys and Special-Purpose Materials, ASM International. 10ª Ed. 1990.
- Reed, R. P., Smith, J.H., & Christ, B.W. (1983). The Economics Effects of Fracture in the United States. U.S. Department of Commerce, National Bureau of Standards. Special Publication 647-1, March, Washington.
- Rodrigues, Luiz E. M. J. (2013). Fundamentos da Engenharia Aeronáutica. 1ª Ed. Cengage Learning. São Paulo.
- Salerno, G., Magnabosco, R., Neto, C. M. (2007). Mean strain influence in low cycle fatigue behavior of AA7175-T1 aluminum alloy. International Journal of Fatigue. Volume 29. Issue 5. May. Pages 829-835.
- Yechout, et al. (2003). Introduction to Aircraft Flight Mechanics. AIAA Educational Series. Reston. Virginia. United States.

7. RESPONSABILIDADE AUTORAL

“Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho”.

COMPUTER SIMULATION OF FATIGUE LIFE IN A WINGLET SUBMITTED TO INDUCED DRAG FORCE

João Ricardo dos Santos Portilho, joaoportilho@gmail.com¹

Tiago de Bortoli Luciano, eng.bortoli@gmail.com¹

¹UDF – Centro Universitário do Distrito Federal, SEP/SUL EQ 704/904 Conjunto A, Brasília/DF, CEP 70390-045,

Abstract. Most of the losses in efficiency in aircraft originates in the effects of drag forces, especially the so-called induced drag. An efficient method of suppressing the effects of vortex loss on aircraft wing tips is with the insertion of a mechanical element called Winglet. The purpose of this work is to evaluate the fatigue life of a wing tip element, submitted to the induced drag force. For this evaluation, a Winglet was modeled and submitted to analysis using Finite Element Methods (FEM) software, performing the numerical simulation of the mechanical stress that the component supports and estimating the number of operating cycles until failure can occur.

Keywords: fatigue, fatigue life prediction, winglet, wing tips