

Universidade de São Paulo
Escola de Engenharia de São Carlos
Departamento de Engenharia Aeronáutica
SAA0205 – Projeto de Elementos Estruturais de
Aeronaves II

Análise Quanto à Fadiga de Caixaão de Asa

Benjamin Cuveillier

n° USP 10074030

Erick Bernardo

n° USP 8481072

Juliano Silva de Moraes

n° USP 8550631

Raphael Henrique Madeira

n° USP 8550691

Rodrigo Leonel Sartorato

n° USP 6851421

Thales Craveiro

n° USP 8007422

Theodore Meynard

n° USP 9460431

Prof. Dr. Volnei Tita

São Carlos – SP

22 de novembro de 2016

Sumário

1. Introdução	4
2. Modelo de Elementos Finitos e Cargas:.....	5
2.1. Cargas:.....	5
2.2. Modelagem da Estrutura:	9
3. Materiais.....	13
4. Pós-processamento.....	16
4.1. Determinação de K_t	16
4.2. Determinação de K_f	17
5. Filosofia Infinite Life	18
5.1. Critério da Máxima Tensão.....	19
5.2. Critério da Máxima Deformação.....	20
5.3. Critério Tsai-Hill.....	21
5.4. Critério Tsai-Wu	22
5.5. Delaminação.....	23
6. Filosofia Safe Life.....	24
6.1. Obtenção da Função Transferência	28
6.2. Obtenção do Espectro de Tensão a partir do Espectro de Carga.....	31
6.3. Scatter Factor	32
6.4. Cálculo da vida.....	32
7. Filosofia Damage Tolerance	33
7.1. Método da dN	34
7.1.1. Fator de intensidade de tensão K	34
7.2. Tratamento dos dados experimentais	36
7.3. Resultados	38
8. Conclusão.....	39
Referências.....	39

Sumário de Figuras

Figura 1 - Caso de carga 1 rajada ascendente $n = 2.516$.	6
Figura 2 - Caso de carga 2 rajada descendente $n = -2.012$.	6
Figura 3 - Caso de carga 3 manobra $n = 1.958$.	6
Figura 4 - $v_{z1}(x)$ (azul), $v_{z2}(x)$ (vermelho) e regiões de interesse.	7
Figura 5 - Painel com furo de inspeção.	10
Figura 6 - Malha no painel com furo.	10
Figura 7 - Propriedades da lâmina.	11
Figura 8 - Inserção de propriedades do laminado.	11
Figura 9 - Modelo de elementos finitos.	12
Figura 10 - Deformada da estrutura caso de carga 1, condição limite.	12
Figura 11 - Estrutura do material com clad.	13
Figura 12 - Propriedades do material Al 2024-T3	14
Figura 13 - Propriedades do material Al 7475-T61	14
Figura 14 - Dados sobre a vida em fadiga do material Al 2024-T3.	15
Figura 15 - Gráfico de tensão equivalente de Von Mises ao longo do gradiente de tensão.	16
Figura 16 - Elementos selecionados ao longo do gradiente de tensão.	17
Figura 17 - Espectro de aceleração devido a rajada.	26
Figura 18 - Espectro de aceleração devido a manobra	27
Figura 19 - Espectro de fator de carga devido a manobra	28
Figura 20 - Espectro de fator de carga devido a manobra	28
Figura 21 - Diagrama tensão fator de carga manobra.	30
Figura 22 - Diagrama tensão fator de carga manobra.	30
Figura 23 - Tensão por excedência de manobra.	31
Figura 24 - Tensão por excedência de rajada.	31
Figura 25 - Modo de abertura como forma de propagação da trinca.	34
Figura 26 - Modelo de trinca em furo (esquerda) e relação de K com o tamanho da trinca (direita).	35

Súmarío de Tabelas

Tabela 1 - Casos de carga.	5
Tabela 2 - Forças concentradas	8
Tabela 3 - Forças devido ao binário	8
Tabela 4 - Propriedade dos materiais por componente.	14
Tabela 5 - Propriedades elásticas do material compósito.	16
Tabela 6 - K_t de cada caso de carga e elemento.	17
Tabela 7 - K_f de cada caso de carga e elemento.	18
Tabela 8 - Valores mínimos de margem de segurança para o Critério de Máxima Tensão	20
Tabela 9 - Valores mínimos de margem de segurança para o Critério de Máxima Deformação	21
Tabela 10 - Valores mínimos de margem de segurança para o critério de Tsai-Hill.	22
Tabela 11 - Valores mínimos de margem de segurança para o critério de Tsai-Wu.	23
Tabela 12 - Valor máximo de e para cada caso de cargo.	23
Tabela 13 - Fator de carga e tensões atuantes no elemento crítico.	29
Tabela 14 - Valores da Função Transferência (FT) para manobra e rajada.	30
Tabela 15- Parâmetros para determinação do comprimento crítico	35
Tabela 16 - Parâmetros de Walker para o painel em análise.	37
Tabela 17- Resultado para método de inspeção visual detalhada	38
Tabela 18 - Resultado para método de inspeção corrente parasita.	39

1. Introdução

O presente projeto tem por objetivo a análise quanto à fadiga de uma estrutura do tipo caixão de asa. Devido à semelhança da estrutura estudada neste trabalho com aquela analisada na disciplina 'Projeto de Elementos Estruturais de Aeronaves I', a modelagem em elementos finitos (Patran/Nastran) consistiu basicamente na adaptação da estrutura previamente concebida. Sendo assim, muitos dos desafios na modelagem, vinculação e na forma de aplicação dos carregamentos na estrutura já foram previamente discutidos na etapa anterior. Dentre as adaptações necessárias destacam-se a realização de um furo de inspeção no intradorso e a substituição do material do extradorso para um material compósito. Além disso, foram retirados os stringers do extradorso.

Neste projeto são analisados com o modelo de elementos finitos três casos de carga correspondentes a três fatores de carga especificados, sendo dois fatores de carga positivos (um de manobra e outro de rajada) e um fator de carga negativo (rajada). Para cada caso de carga são realizadas duas análises sendo uma na condição limite e outra na condição ultimate. Isso é necessário, pois para a certificação do skin feito em compósito e ao qual se aplica a filosofia de projeto Infinite Life, deve-se proceder o cálculo da margem de segurança estática, sendo necessário o conhecimento das cargas atuantes na condição ultimate. Por outro lado, na certificação da nervura 2 deve-se aplicar filosofia Safe-Life, enquanto que no painel com furo utiliza-se a filosofia Damage Tolerance. Em ambos os casos se trabalha com o carregamento em condição limite.

Para o painel em compósito, são calculadas as margens de segurança estática baseando-se nos critérios de Máxima Tensão, Máxima Deformação, Tsai-Hill e Tsai-Wu. A aplicação da filosofia de First Ply Failure implica na análise de todas as camadas do laminado. Neste caso as tensões locais em cada lâmina são retiradas diretamente do modelo considerando cada caso de carga na condição ultimate. A certificação quanto à filosofia Infinite Life implica em que todas as margens de segurança sejam maiores ou igual a dois. Adicionalmente, considerando as tensões de cisalhamento fora do plano, aplica-se também um critério quanto à delaminação.

Para a análise da nervura e do painel do intradorso o modelo é utilizado para, a cada caso de carga, obter a componente de tensão desejada em um determinado ponto. A partir da relação entre a tensão e o fator de carga para cada caso de carga é possível obter as funções transferência do ramo positivo e ramo negativo, tanto para a manobra quanto para a rajada, para um determinado ponto da estrutura. Aplicando-se então a função transferência ao espectro de fator de carga por excedência, é possível obter o espectro de tensão em um ponto de interesse por excedência e assim proceder ao cálculo da vida do componente.

Para a nervura 2 adota-se a filosofia de projeto Safe-Life, sendo aplicada a metodologia S-N, adequada para a fase de iniciação da trinca. Neste caso, como a iniciação de trincas em metais segue preferencialmente a direção paralela à de cisalhamento máximo, o mais adequado é utilizar Von Mises para o ramo positivo. Para o ramo negativo, por uma questão de sinal da componente de tensão utiliza-se a tensão mínima principal. Destaca-se ainda que neste caso deve-se utilizar as componentes locais de tensão.

Para o painel no intradorso com furo de inspeção, a filosofia de projeto a ser aplicada é a Damage Tolerance. Neste caso, a metodologia da/dN é mais adequada pois deve-se considerar a fase de propagação da trinca. Como a trinca tende a propagar na direção ortogonal à componente σ_1 , pode-se dizer que a propagação é governada pelas tensões principais. Sendo

assim, para o cálculo da função transferência de ramo positivo e negativo utilizam-se as componentes de tensão máxima principal e mínima principal, respectivamente. Além disso, neste caso, deve ser considerado a componente remota de tensão.

2. Modelo de Elementos Finitos e Cargas:

A modelagem em elementos finitos de uma estrutura com a complexidade da analisada exige vários cuidados de modo que o modelo seja de fato representativo e a distribuição de tensão obtida esteja próxima do caso real. Assim, alguns pontos devem ser considerados com atenção, como o refinamento da malha, o tipo de elemento utilizado para representar cada elemento estrutural e a ordem das funções de forma dos elementos finitos escolhidos. A aplicação do carregamento também mostrou ser um ponto relevante exigindo alguns cuidados.

2.1. Cargas:

Para proceder com o projeto, os três casos de cargas fornecidos (Tabela 1) foram analisados de modo a determinar as cargas a serem aplicadas no modelo.

Tabela 1 - Casos de carga.

Caso de carga	n
Rajada crítica ascendente	2.516
Rajada crítica descendente	-2.012
Manobra	1.958

Para os todos os casos de carga, a carga distribuída sobre a envergadura da asa foi fornecida, sendo a carga V_x paralela a corda da asa, e V_{z1} e V_{z2} as cargas distribuídas na longarina principal e secundária respectivamente.

Seguindo as instruções previamente fornecidas, todas as cargas e geometria foram multiplicados por um fator Δ . Conforme previamente acordado com o professor, o grupo manteve o fator multiplicador do trabalho anterior. Assim, tem-se:

$$\Delta = 0.004 * 72 + 0.8 = 1.008 \quad \text{Equação 1}$$

Os gráficos da Figura 1, Figura 2 e Figura 3 mostram as distribuições de esforços ao longo do eixo y para os casos de cargas 1, 2 e 3 respectivamente.

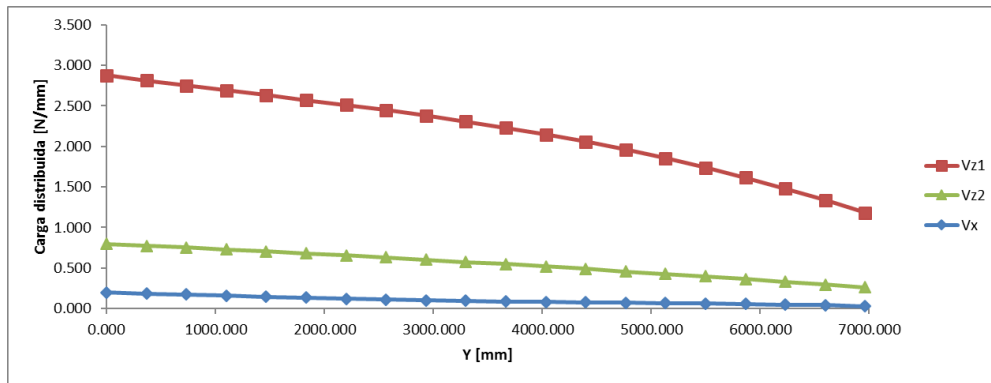


Figura 1 - Caso de carga 1 rajada ascendente $n = 2.516$.

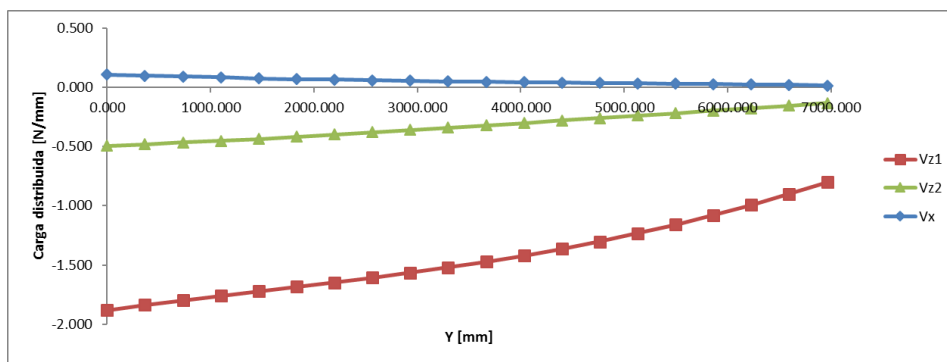


Figura 2 - Caso de carga 2 rajada descendente $n = -2.012$.

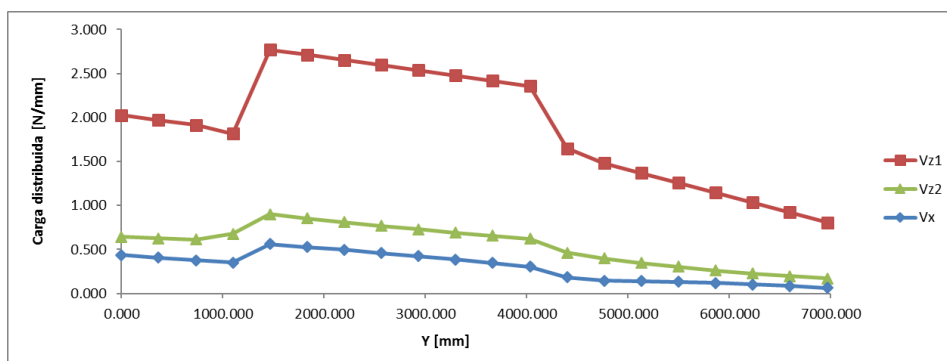


Figura 3 - Caso de carga 3 manobra $n = 1.958$.

Integrando-se uma vez é possível achar a distribuição de cortantes $V_{z_1}(x)$, $V_{z_2}(x)$ e $V_y(x)$, impondo-se cortante nula na ponta da asa para obtenção das constantes de integração. Realizando uma nova integração obtém-se a distribuição de momentos fletores $M_{y_1}(x)$,

$M_{y2}(x)$ e $M_z(x)$ relativos a $V_{z1}(x)$, $V_{z2}(x)$ e $V_y(x)$, respectivamente. Neste caso, utiliza-se a condição de momento fletor nulo na ponta para cálculo das constantes de integração.

Apesar de obter uma distribuição contínua do carregamento sobre a asa, as cargas são aplicadas de modo concentrado nas longarinas nas regiões de união entre longarina e as nervuras. Desta forma, a Figura 4 pode ser usada para ilustrar a distribuição de carga adotada:

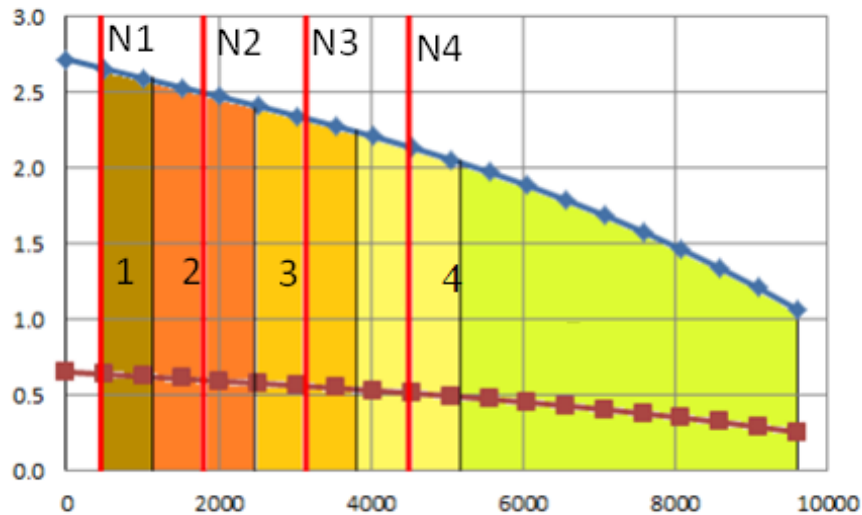


Figura 4 - $v_{z1}(x)$ (azul), $v_{z2}(x)$ (vermelho) e regiões de interesse.

Como mostrado na Figura 4, o caixão pode ser dividido em c regiões (1 a 4). Fazendo a diferença entre as cortantes nos extremos das quatro regiões, ou equivalentemente fazendo a integração dos carregamentos distribuídos entre os limites dos intervalos pode-se encontrar a força na direção z a ser aplicada em cada longarina. Um processo análogo pode ser usado para a força em y aplicada sobre a longarina primária.

Além disso, deve-se levar em conta a contribuição do restante da asa no carregamento sobre o caixão, a qual é entendida como força cortante e momento fletor. A obtenção destes carregamentos pode ser feita de modo direto, tomando-se $V_{z1}(x)$, $V_{z2}(x)$, $V_y(x)$ e $M_{y1}(x)$, $M_{y2}(x)$, $M_z(x)$ na posição da nervura N4. Neste caso, considera-se como mais correto considerar que parte da área amarela (região 4) à direita da nervura N4 deve ser considerada no cálculo das cortantes e momentos fletores por não estar aplicada sobre o caixão. Assim, no cálculo da distribuição do carregamento entre as nervuras, descrito no parágrafo anterior, utiliza-se apenas a parte esquerda da área amarela na nervura N4.

O carregamento proveniente da ponta da asa (cortante e momento fletor) é aplicado na nervura N4. A aplicação do momento mostrou-se um ponto importante na distribuição de tensão obtida. Considera-se como melhor alternativa a aplicação do momento na forma de binários nas longarinas, sendo então decompostos nas direções x e y para aplicação no Patran/Nastran. A Tabela 2 e a Tabela 3 mostram os carregamentos aplicados nas intersecções das longarinas e nervuras, tanto para a condição limite quanto para a condição ultimate, considerando-se um fator de segurança $Fs = 1.5$.

Tabela 2 - Forças concentradas

Caso de carga	condição	Forças concentradas [N]			
		Nervura	Fy	Fz1	Fz2
1	Limite	N1	120.8	2006.4	546.1
		N2	188.0	3745.3	985.7
		N3	136.5	3342.0	828.6
		N4	157.7	4746.6	1085.9
	Ultimate	N1	181.2	3009.6	819.2
		N2	282.0	5618.0	1478.6
		N3	204.7	5013.0	1242.8
		N4	236.5	7119.9	1628.9
2	Limite	N1	63.8	-1312.2	-338.8
		N2	99.6	-2456.4	-603.8
		N3	72.3	-2204.8	-492.9
		N4	80.1	-3171.0	-601.6
	Ultimate	N1	95.7	-1968.3	-508.2
		N2	149.4	-3684.5	-905.7
		N3	108.4	-3307.1	-739.4
		N4	120.2	-4756.5	-902.5
3	Limite	N1	341.6	1684.5	545.0
		N2	694.5	3764.8	1170.7
		N3	520.4	3377.3	972.1
		N4	384.7	3714.9	898.1
	Ultimate	N1	512.4	2526.8	817.5
		N2	1041.8	5647.1	1756.1
		N3	780.7	5065.9	1458.2
		N4	577.1	5572.4	1347.1

Tabela 3 - Forças devido ao binário

Caso de carga	Condição	Forças devido a Binário [N]			
		x_long1	y_long1	x_long2	y_long2
1	Limite	15232.6	2578.2	3271.8	186.6
	Ultimate	22848.9	3867.2	4907.7	279.9
2	Limite	-10239.4	-1656.8	-1745.2	-99.5
	Ultimate	-15359.1	-2485.2	-2617.7	-149.3
3	Limite	10487.1	1860.2	2239.4	127.7
	Ultimate	15730.7	2790.3	3359.1	191.6

2.2. Modelagem da Estrutura:

Para a construção do modelo considera-se que os skins e almas das nervuras e longarinas podem ser modelados com elementos de casca enquanto os stringers e flanges das nervuras e longarinas podem ser modelados com elementos de barra geral. A modelagem da estrutura já foi amplamente discutida no projeto anterior, sendo um dos motivos da discretização proposta a idealização de seção, em que os esforços cisalhantes são resistidos pelo revestimento e pelas almas das longarinas e nervuras, enquanto os esforços normais são resistidos preferencialmente pelos stringers e flanges.

O elemento de casca utilizado é o QUAD4, o qual possui quatro nós por elemento e função de forma bilinear, permitindo assim a obtenção de uma distribuição plana de tensão/deformação no elemento. Além disso, é interessante notar que este tipo de elemento considera esforços de membrana (N_x, N_y, N_{xy}), esforços de momento (M_x, M_y, M_{xy}) além dos esforços cortantes (V_x, V_y), sendo, portanto, um elemento completo do ponto de vista de esforços solicitantes. É importante destacar também o fato da cinemática utilizada não ser a de Kirchhoff, pois são considerados também os esforços cisalhantes fora do plano. O elemento de barra empregado é o BAR2 que possui dois nós por elemento. Comenta-se ainda que este elemento não segue a cinemática de Euler-Bernoulli, considerando uma formulação mais complexa. Como pode ser observado na escolha dos elementos citados acima, o grupo adotou a estratégia de refinamento de malha (método H) em detrimento da utilização de elementos com função de forma mais complexas (método P). Análises quanto à adequação do refinamento da malha utilizada já foram feitas no projeto anterior, sendo desnecessária a repetição desta análise por ser empregada a mesma malha em boa parte do modelo.

Partindo da estrutura construída na etapa anterior algumas modificações são necessárias. Primeiramente foi inserido um furo de inspeção no painel central do intradorso. O furo possui diâmetro de 108.8 mm. Para criação do furo primeiramente são definidos dois círculos concêntricos em um plano inferior à superfície. Por meio do comando '*Extrude*' são gerados dois cilindros que interceptam a superfície. Estes cilindros são utilizados para a realização de cortes do painel. O cilindro de diâmetro menor possui diâmetro igual ao do furo sendo utilizado para geração do mesmo. O cilindro maior possui um diâmetro de 208.8 mm e foi utilizado para a geração de um anel em torno do furo no qual é aplicado um maior refinamento de malha para permitir obtenção de um gradiente de tensão com maior precisão na proximidade do furo. Além disso são criados planos e feitas divisões de todas as superfícies de modo a permitir a criação de uma malha estruturada (*IsoMesh*) em todo o painel. Neste passo são necessários alguns cuidados. Deve-se observar a ordem correta dos cortes nas superfícies. Além disso, é importante que seja considerado um plano de corte no ponto de descontinuidade das circunferências e que as laterais do painel fiquem com mesmo tamanho ou com uma proporção precisa do tamanho inicial para facilitar a compatibilidade do '*Mesh Seed*' do painel com o previamente estabelecido para o restante da estrutura, permitindo assim a aplicação do '*Equivalence*'. A Figura 5 a seguir ilustra o painel com as divisões realizadas e Figura 6 a malha gerada.

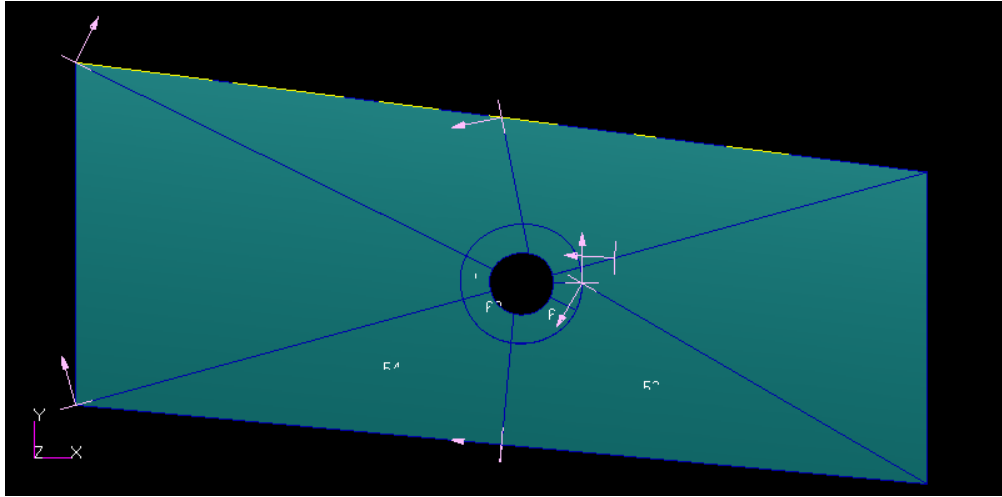


Figura 5 - Painel com furo de inspeção.

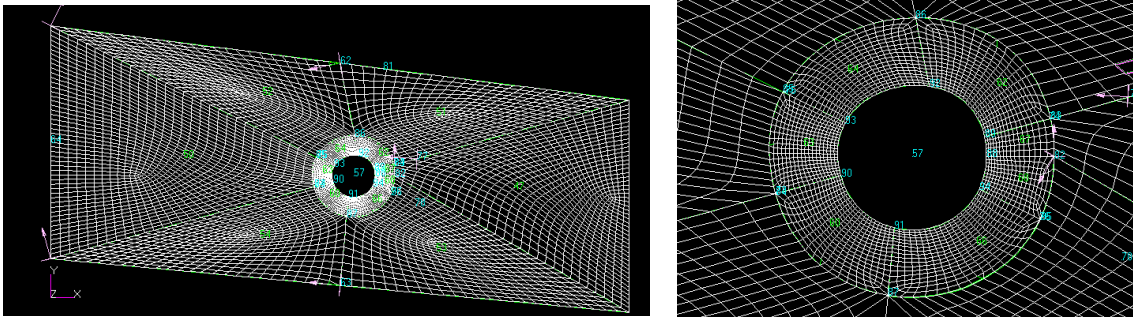


Figura 6 - Malha no painel com furo.

É alterado também o material do extradorso para um material compósito. Para isso, primeiramente foi definido a lâmina, inserindo as propriedades fornecidas ($E_{11}, E_{22}, G_{12}, \nu_{12}, G_{23}$ e G_{13}). A lâmina é considerada como um material ortotrópico, sendo inserida nesta categoria de material. Posteriormente, o laminado é inserido fornecendo-se a orientação de cada camada, a espessura e o material da lâmina. Neste projeto adota-se o laminado $[0^\circ 45^\circ - 45^\circ 90^\circ]_S$ e a espessura de cada lâmina é de 0.1088 mm. A Figura 7 ilustra as propriedades inseridas para a lâmina e a Figura 8 mostra a forma como o laminado foi inserido. Adota-se como referência para a direção 0° a direção X , ortogonal às nervuras. É interessante destacar que pela orientação das camadas proposta o material tende a apresentar um comportamento quase isotrópico.

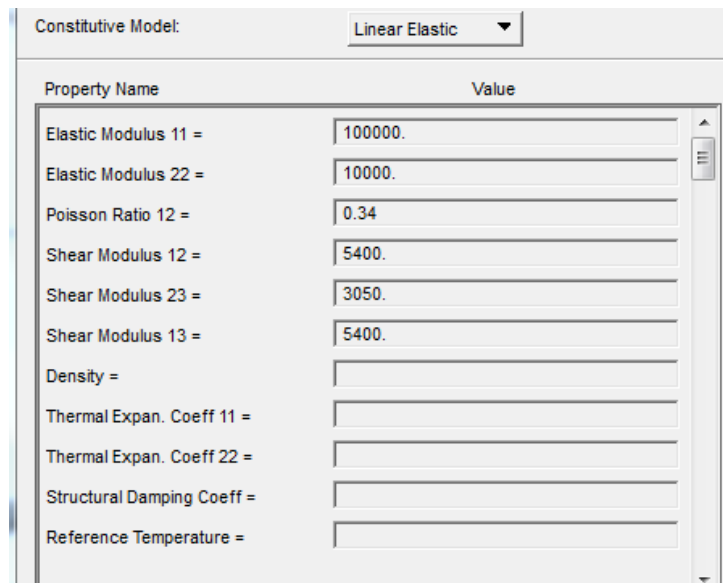


Figura 7 - Propriedades da lâmina.

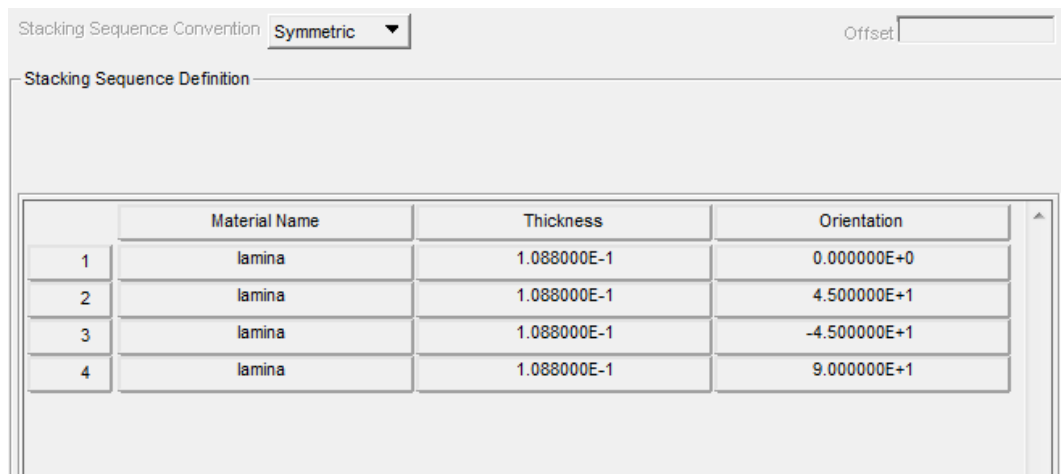


Figura 8 - Inserção de propriedades do laminado.

Com relação ao material compósito, destaca-se a necessidade de se conhecer as componentes de tensão no sistema local de cada lâmina para o cálculo das margens de segurança. Neste caso, o programa já disponibiliza as componentes planas de tensão no sistema local de cada lâmina (σ_1, σ_2 e σ_{12}). São fornecidas também as componentes de cisalhamento fora do plano (τ_{xz} e τ_{yz}), indicando que o programa utiliza uma cinemática mais complexa que a de Kirchhoff e portanto uma formulação para laminados mais sofisticada que a Teoria Clássica dos Laminados, a qual se baseia na cinemática de Kirchhoff para placas. Para o critério de Máxima Deformação, são retiradas do programa as componentes globais de deformação (ϵ_x, ϵ_y e ϵ_{xy}) em todas as camadas. Neste caso, deve-se aplicar a matriz [T] para obter as componentes locais. Comenta-se que na mudança de coordenadas utilizando a matriz [T] deve ser considerada a deformação tensorial, ou seja, com ϵ_{xy} e não ϵ_{yx} . Sendo assim, com o giro obtém-se ϵ_{12} . Para aplicação do critério de Máxima Deformação deve-se multiplicar ϵ_{12} por dois, obtendo-se assim ϵ_{12} .

Por fim, são retirados os stringers do extradorso. A Figura 9 ilustra a estrutura final obtida. Nela são mostrados também os carregamentos aplicados para o caso de carga 1 na condição limite. Como já descrito na seção 2.1, os carregamentos distribuídos são aplicados de modo concentrado nas longarinas, na posição das nervuras. O momento fletor e torsor resultante do carregamento no restante da asa é aplicado na forma de binários nas longarinas, como feito no projeto anterior. Para vinculação da estrutura as longarinas são engastadas e as bordas da nervura 1 são simplesmente apoiadas.

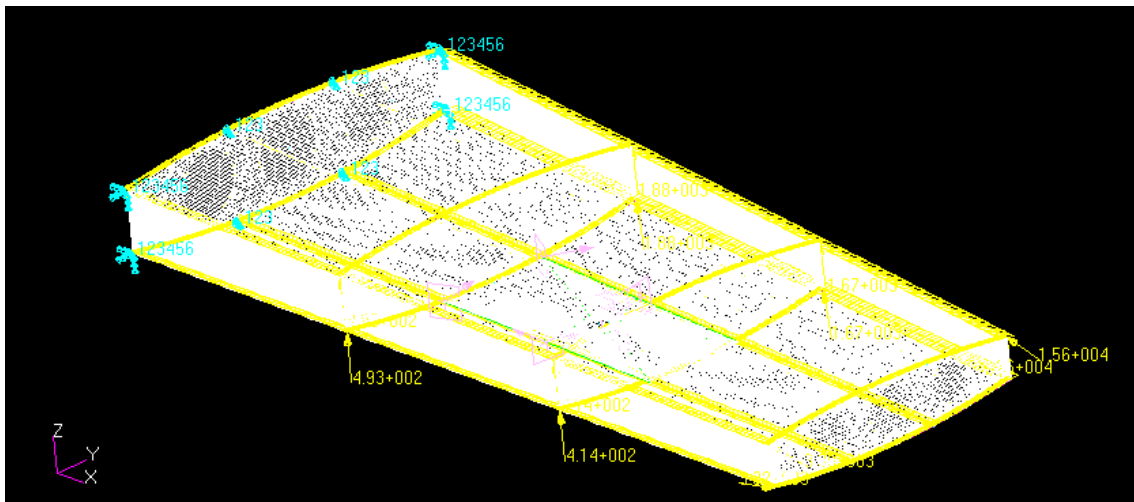


Figura 9 - Modelo de elementos finitos.

Na Figura 10 a seguir é mostrada a deformada obtida para o caso de carga 1 na condição limite. Como pode ser observado, o efeito da aplicação do momento concentrado na forma de binário nas longarinas gera uma deformação irreal nos painéis próximos à ponta da asa. No entanto, estas distorções não devem afetar significativamente o campo de tensões nas regiões de interesse, as quais estão distantes da ponta.

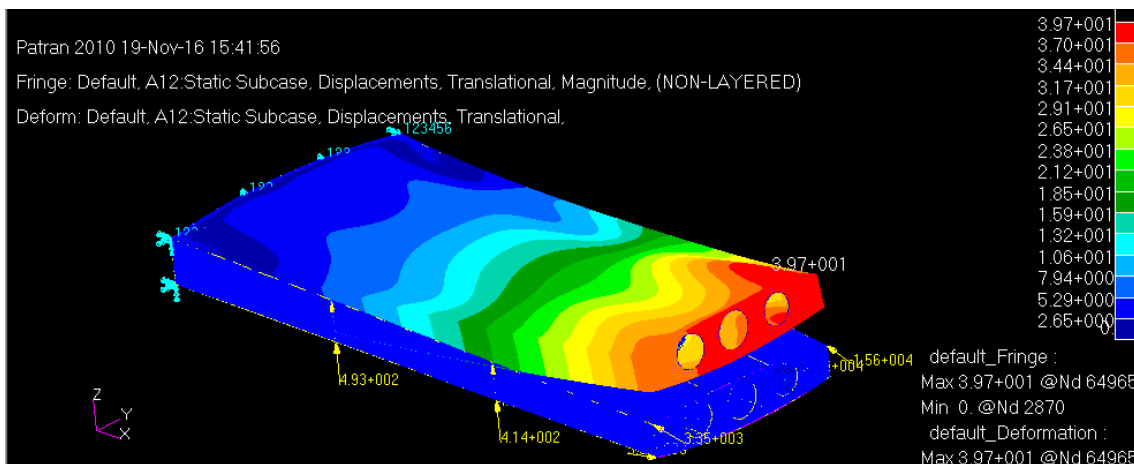


Figura 10 - Deformada da estrutura caso de carga 1, condição limite.

O modelo descrito anteriormente foi analisado considerando-se os três casos de carga propostos tanto na condição limite quanto ultimate. As deformadas seguem o mesmo padrão da apresentada anteriormente, sendo omitidas neste relatório.

3. Materiais

No caixão de asa foram utilizados três tipos de materiais distintos: alumínio clad 7475-T61, alumínio clad 2024-T3 e um compósito com características mecânicas definidas.

A utilização do clad consiste na sobreposição de uma fina camada de um alumínio mais puro nos dois lados da chapa, conforme verificado na Figura 11. Essa deposição dessa camada tem a função de proporcionar maior proteção contra corrosão para a estrutura, o que justifica seu grande uso no ramo aeronáutico. Como consequência, o clad também apresenta uma piora nas suas propriedades mecânicas, já que a região do clad é a que sofrerá maior solicitação de deformação em uma situação de flambagem da chapa.

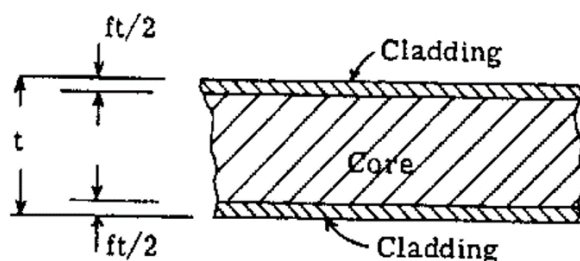


Figura 11 - Estrutura do material com clad.

As características dessa liga foram tiradas do MIL-HNDBK-5J, em que a espessura do clad para os materiais é de 2,5% do total da espessura da chapa. As correções de plasticidade devido à adição do clad apresentadas na NACA-TR3781 não foram feitas porque os valores tabelados já incluem os dados testados com a presença da camada de clad. Os valores das propriedades mecânicas do alumínio são apresentados nas Figura 12, Figura 13. O Alumínio 7475-T61 é utilizado nas longarinas e stringers, enquanto a liga 2024-T3 é usado no revestimento do intradorso e nas nervuras. É importante lembrar que todos os elementos estruturais do caixão de asa foram considerados primários, então as propriedades dos materiais metálicos foram avaliadas em classe A para todos esses elementos, com exceção do stringer, cuja espessura se encontra na classe S.

Specification	AMS-QQ-A-250/5							
Form	Flat Sheet and Plate							
Temper	T3							
Thickness, in.	0.008-0.009		0.010-0.062		0.063-0.128		0.129-0.249	
	A	B	A	B	A	B	A	B
Mechanical Properties:								
F_{up} , ksi:								
L	59	60	60	61	62	63	63	64
LT	58	59	59	60	61	62	62	63
ST
F_{Dz} , ksi:								
L	44	45	44	45	45	47	45	47
LT	39	40	39	40	40	42	40	42
ST
F_{cp} , ksi:								
L	36	37	36	37	37	39	37	39
LT	42	43	42	43	43	45	43	45
ST
F_{up} , ksi:								
F_{br}^c , ksi:								
(e/D = 1.5)	96	97	97	99	101	102	102	104
(e/D = 2.0)	119	121	121	123	125	127	127	129
F_{br}^c , ksi:								
(e/D = 1.5)	68	70	68	70	70	73	70	73
(e/D = 2.0)	82	84	82	84	84	88	84	88
e , percent (S-basis):								
LT	10	...	d	...	15	...	15	...
E , 10^3 ksi:								
Primary	10.5							
Secondary	9.5				10.0			
E_c , 10^3 ksi:								
Primary	10.7							
Secondary	9.7				10.2			
G , 10^3 ksi	...							
μ	0.33							

Figura 12 - Propriedades do material Al 2024-T3

Specification	AMS 4100				
Form	Sheet				
Temper	T761				
Thickness, in.	0.040-0.062		0.063-0.187		0.188-0.249
	S	A	B	A	B
Mechanical Properties:					
F_{up} , ksi:					
L	66	67	70	68	71
LT	66	68	70	70	72
F_{Dz} , ksi:					
L	56	58	61	59	63
LT	55	57	60	60	62
F_{cp} , ksi:					
L	55	56	59	58	60
LT	58	59	62	61	63
F_{up} , ksi:					
F_{br}^b , ksi:					
(e/D = 1.5)	104	107	110	108	111
(e/D = 2.0)	133	136	140	138	142
F_{br}^b , ksi:					
(e/D = 1.5)	83	86	90	90	93
(e/D = 2.0)	97	101	106	106	110
e , percent (S-basis):					
LT	9	9	...	9	...
E , 10^3 ksi:					
Primary	10.0	10.0		10.0	
Secondary	9.2	9.4		9.7	
E_c , 10^3 ksi:					
Primary	10.5	10.5		10.5	
Secondary	9.4	9.7		10.0	
G , 10^3 ksi	3.8	3.8		3.8	
μ	0.33	0.33		0.33	

Figura 13 - Propriedades do material Al 7475-T61

A Tabela 4 ainda traz as especificações das propriedades físicas divididas por componentes estruturais.

Tabela 4 - Propriedade dos materiais por componente.

Componente	Skin (Intradorso)	Nervuras	Longarina Primária	Longarina Secundária	Stringers
Material	Al2024-T3	Al2024-T3	AL 7475-T6	AL 7475-T6	AL 7475-T6
Base	A	A	A	A	S
Orientação	L	L	L	L	L
Espessura in mm	0.051 1.3056	0.064 1.632	0.107 2.720	0.086 2.176	0.043 1.088
E_C ksi Mpa	10700.0 73773.8	10700.0 73773.8	10500.0 72394.9	10500.0 72394.9	10500.0 72394.9
E_t ksi Mpa	10500.0 72394.9	10500.0 72394.9	10000.0 68947.5	10000.0 68947.5	10000.0 68947.5
F_{ty} ksi MPa	44.0 303.4	45.0 310.3	64.0 441.3	64.0 441.3	61.0 420.6
F_{Cy} ksi MPa	36.0 248.2	37.0 255.1	61.0 420.6	61.0 420.6	60.0 413.7
F_{tu} ksi MPa	60.0 413.7	62.0 427.5	69.0 475.7	69.0 475.7	69.0 475.7
ν	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33

Por fim, a análise de vida em fadiga é feita através dos dados também fornecido pelo MIL-HNDBK e mostrada na Figura 14, para o clad 2024-T3 (material responsável pelo revestimento no intradorso e nervuras). A curva S-N adotada leva em conta uma amostra não entalhada, portanto com valor de $K_t = 1$.

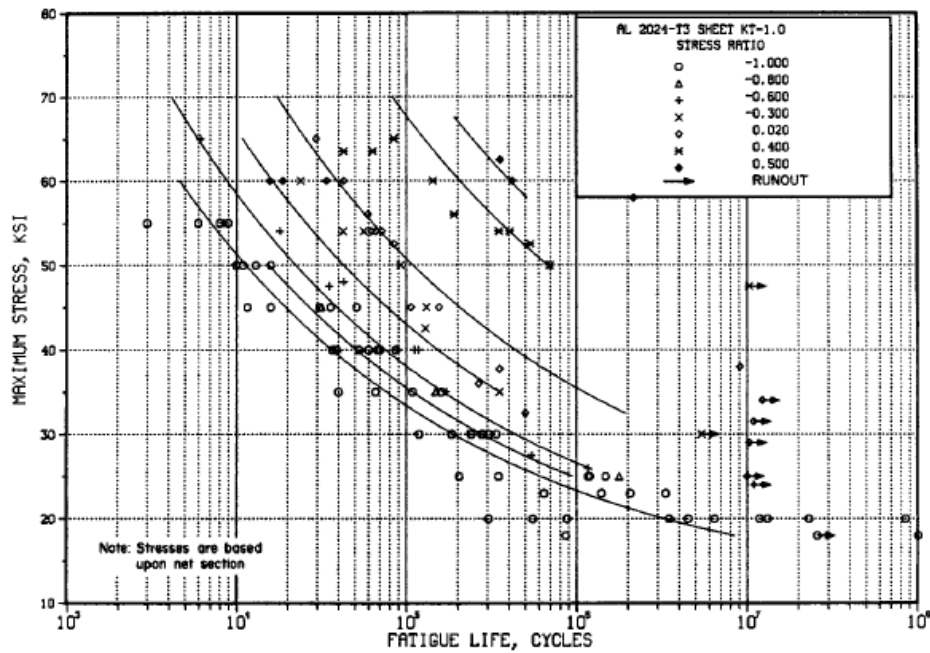


Figure 3.2.3.1.8(e). Best-fit S/N curves for unnotched, 2024-T3 aluminum alloy sheet, longitudinal direction.

Correlative Information for Figure 3.2.3.1.8(e)

Product Form: Bare sheet, 0.090 inch

Test Parameters:

Properties: TUS, ksi TYS, ksi Temp., °F
 72 - 73 52 - 54 RT

Loading - Axial
 Frequency - 1100 to 1800 cpm

No. of Heats/Lots: Not specified

Specimen Details: Unnotched
 0.8 to 1.0 inch width

Equivalent Stress Equation:

$$\log N_f = 11.1 - 3.97 \log (S_{eq} - 15.8)$$

$$S_{eq} = S_{max} (1 - R)^{0.56}$$

Std. Error of Estimate, Log (Life) = 0.38

Standard Deviation, Log (Life) = 0.90

$R^2 = 82\%$

Surface Condition: Electropolished

References: 3.2.3.1.8(a) and (f)

Sample Size = 107

[Caution: The equivalent stress model may provide unrealistic life predictions for stress ratios beyond those represented above.]

Figura 14 - Dados sobre a vida em fadiga do material Al 2024-T3.

Além disso, a característica de tenacidade a fratura do material Al 2024-T3 é avaliada no MIL-HNDBK. Adota-se o valor de K_{IC} mínimo por ser a condição mais crítica. O valor é mostrado abaixo.

$$K_{IC} = 27 \text{ksi} \sqrt{\text{in}} = 29.69 \text{MPa} \sqrt{\text{m}} \quad \text{Equação 2}$$

O material compósito, por sua vez, foi utilizado no revestimento do extradorso. Suas características estruturais são encontradas na Tabela 5. Além disso, o material tem camadas de espessura igual 0.1 mm e que seguem as orientações $[0^\circ/+45^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s$.

Tabela 5 - Propriedades elásticas do material compósito.

E_{11}	$E_{22} = E_{33}$	$G_{12} = G_{13}$	G_{23}	$\nu_{12} = \nu_{23} = \nu_{13}$
100 GPa	10 GPa	5.4 GPa	3.05 GPa	0.34

4. Pós-processamento

4.1. Determinação de K_t

Para a determinação do K_t utilizando-se o modelo de elementos finitos implementado, deve-se realizar uma análise do campo de tensões seguindo-se uma linha no sentido do gradiente de tensão. Em todos os casos adota-se como referência o equivalente de Von Mises. Essa consideração baseia-se no fato de que a orientação da tensão máxima principal não é constante em todo o painel ou nervura. Desta forma, utilizando-se o equivalente de Von Mises consegue-se evitar a incoerência de se comparar tensões escritas em sistemas de coordenadas distintos.

Primeiramente, deve-se buscar a tensão remota no painel ou nervura e então, o K_t pode ser obtido a partir da razão entre a tensão local no furo e a tensão remota. Devido à complexidade do carregamento nestes elementos, a distribuição de tensão não segue um padrão como em casos mais simples, como por exemplo, em um caso de carga uniaxial. Desta forma a definição de tensão remota não é precisa e de certa forma depende da região do elemento estrutural que é definida como distante do concentrador de tensão e da escolha do caminho que se percorre na obtenção das tensões. O gráfico da Figura 15 ilustra uma distribuição de tensão (Von Mises) ao longo do gradiente de tensões para o painel, considerando o caso de carga 1. A Figura 16 representa os elementos selecionados para construção do gráfico. Adicionalmente, define-se um sistema de coordenadas local para melhor visualização dos resultados no gráfico.

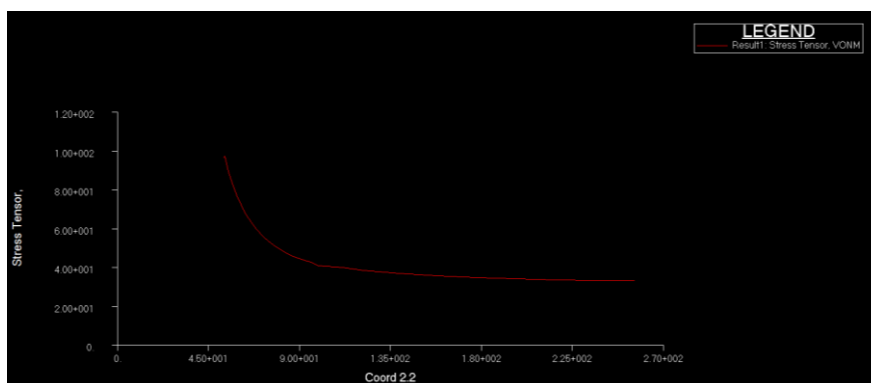


Figura 15 - Gráfico de tensão equivalente de Von Mises ao longo do gradiente de tensão.

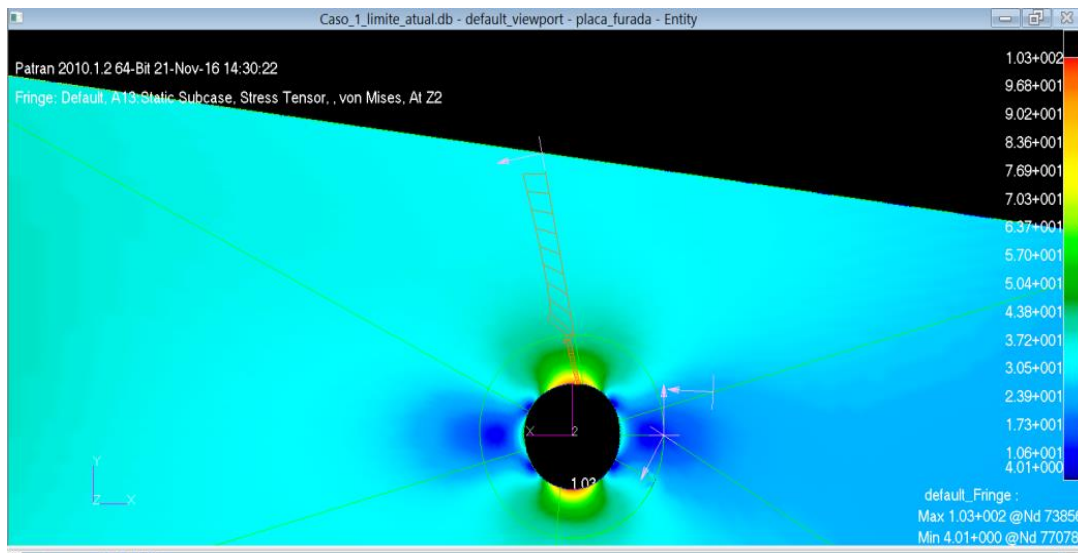


Figura 16 - Elementos selecionados ao longo do gradiente de tensão.

Pelo gráfico chega-se a uma tensão remota de $S = 33.22$ MPa e $\sigma = 100.95$ MPa, o que resulta em $K_t = 3.04$. O mesmo procedimento é seguido para todos os casos de carga considerando-se tanto o painel quanto a nervura. Os valores de K_t obtidos são descritos na Tabela 6. Neste caso, como é feita uma análise linear elástica, o valor de K_t é o mesmo para a condição ultimate e limite (razão de tensões). Para a nervura adota-se o furo mais crítico. Em todos os casos são avaliados tanto a posição Z1 quanto Z2 (superfícies do elemento de casca) e tomado o mais crítico. Comenta-se ainda que um procedimento análogo ao descrito acima foi utilizado para determinação das tensões remotas máxima e mínima principais utilizadas para geração das funções transferência aplicadas no cálculo da vida do painel com furo de inspeção.

Uma observação importante é que em alguns casos o gráfico obtido não possui uma região de constância como no da Figura 15. Nestes casos adotou-se como tensão remota aquela em que a variação de tensão pela coordenada é mínima.

Tabela 6 - K_t de cada caso de carga e elemento.

Caso de carga	Elemento	σ_{local} [Mpa]	σ_{Remota} [Mpa]	K_t
1	Painel	100.95	33.22	3.04
	nervura	27.72	10.04	2.76
2	Painel	65.41	22.62	2.89
	nervura	17.93	4.37	4.11
3	Painel	81.88	36.54	2.24
	nervura	24.20	6.88	3.51

4.2. Determinação de K_f

No cálculo do fator de severidade de entalhe, (K_f) utilizou-se a equação presente em Dowling (Equação 3), que apresenta a seguinte forma:

$$q = \frac{1}{1 + \sqrt{\frac{\beta}{\rho}}}$$

Equação 3

$$Kf = 1 + \frac{Kt - 1}{1 + \sqrt{\frac{\beta}{\rho}}}$$

Onde ρ é o raio do entalhe (no caso igual ao raio do furo), e β é dado pela aproximação empírica a seguir:

$$\log \beta = -9.402x10^{-9}\sigma_u^3 + 1.422x10^{-5}\sigma_u^2 - 8.249x10^{-3}\sigma_u + 1.4151 \quad \text{Equação 4}$$

Sendo que essa equação é ajustada para ligas de alumínio.

Assim, pode-se determinar os valores de K_f para cada caso de carga e elemento estrutural de interesse, expostos na Tabela 7. Observa-se que o valor de K_f é sempre inferior ao de K_t , o que está de acordo com a teoria.

Tabela 7 – K_f de cada caso de carga e elemento.

Caso de carga	Elemento	K_t	σ_u [Mpa]	β	ρ	k_f
1	Painel	3.04	413.70	0.31	54.40	2.90
	Nervura	2.76	427.50	0.29	141.44	2.69
2	Painel	2.89	413.70	0.31	54.40	2.76
	Nervura	4.11	427.50	0.29	141.44	3.97
3	Painel	2.24	413.70	0.31	54.40	2.15
	Nervura	3.51	427.50	0.29	141.44	3.41

5. Filosofia Infinite Life

Infinite Life é a filosofia de projeto mais antiga que existe, tendo como premissa básica que a máxima tensão atuante no componente é menor que o endurance limit previsto pelo material. Esse tipo de projeto é pouco usado nos metais, apesar de ser vantajoso em alguns componentes que sofrem uma quantidade muito grande de ciclos, como as molas das válvulas de um motor, por exemplo.

Porém, seu uso é quase imprescindível para materiais compostos, já que mesmo pequenas imperfeições vindas dos processos de fabricação (como defeitos no material, fibras com leve desvio na orientação, interface matriz-fibra não ideal, entre outros) somadas aos critérios de falha mais complexos e mudança de característica conforme a orientação adotada para o material, já é o suficiente para não ser possível criar uma curva genérica S-N dos diferentes tipos de compósitos.

Tendo em vista a utilização de material compósito no revestimento do extradorso do caixão de asa, a filosofia Infinite Life é adotada no projeto. Para isso, é necessário avaliar os componentes segundo os critérios de falha de compósitos. Os critérios listados a seguir possuem a hipótese de Estado Plano de Tensões vinculada e o material terá vida em fadiga infinita caso a margem de segurança (MS) seja igual ou maior a 2. Todos os critérios são utilizados na avaliação dos casos de tensão referentes ao modelo gerado.

5.1. Critério da Máxima Tensão

O Critério da Máxima Tensão irá comparar todas as tensões relativas às coordenadas principais (locais) das lâminas com as respectivas tensões admissíveis. As comparações são vistas nas Equação 5, Equação 6 e Equação 7. Esse critério é comumente utilizado em estruturas de Carbono Epóxi. Para tensões de tração:

$$\sigma_1 < X_T, \sigma_2 < Y_T \quad \text{Equação 5}$$

Para tensões de compressão:

$$\sigma_1 > X_C, \sigma_2 > Y_C \quad \text{Equação 6}$$

Além disso:

$$|\tau_{12}| < S_{12} \quad \text{Equação 7}$$

Sendo X_t, X_C : tensões admissíveis de tração e compressão na direção longitudinal, respectivamente;

Y_t, Y_C : tensões admissíveis de tração e compressão na direção transversal, respectivamente;

S_{12} : tensão cisalhante admissível no plano da lâmina, em que as direções longitudinal e transversal são as principais direções.

Dessa forma temos que as margens de segurança das tensões atuantes são dadas por:

$$MS = \frac{X_T}{\sigma_1} - 1 \text{ ou } MS = \frac{X_C}{\sigma_1} - 1, MS = \frac{Y_T}{\sigma_2} - 1 \text{ ou } MS = \frac{Y_C}{\sigma_2} - 1, MS = \frac{S_{12}}{|\tau_{12}|} - 1 \quad \text{Equação 8}$$

A principal vantagem desse critério é a sua simplicidade na aplicação, além de conseguir separar bem os modos de falha (matriz e fibra). Porém, como a comparação é feita

individualmente entre as tensões atuantes, não é um critério interativo (tensões não interagem entre si).

A Tabela 8 mostra os valores mínimos de margem de segurança apresentadas para cada caso de carga.

Tabela 8 - Valores mínimos de margem de segurança para o Critério de Máxima Tensão

Margens de Segurança Mínimas	Caso 1	Caso 2	Caso 3
$\sigma_{1\min}$	5.02	13.00	6.14
$\sigma_{2\min}$	8.80	4.48	10.65
$\tau_{12\min}$	4.31	7.19	5.33

5.2. Critério da Máxima Deformação

O critério da Máxima deformação tem aplicação parecida com o de Máxima Tensão, com a exceção de que a comparação é feita com as deformações resultantes do estado de tensões que o componente é submetido. As comparações são feitas nas equações abaixo. Esse critério é comumente usado para fibras de vidros. Para deformações devido a tração:

$$\varepsilon_1 < X'_T, \varepsilon_2 < Y'_T \quad \text{Equação 9}$$

Para deformações devido a compressão:

$$\varepsilon_1 < X'_C, \varepsilon_2 < Y'_C \quad \text{Equação 10}$$

Além disso:

$$|\gamma_{12}| < S'_{12} \quad \text{Equação 11}$$

Sendo X'_t, X'_c : deformações admissíveis de tração e compressão na direção longitudinal, respectivamente;

Y'_t, Y'_c : deformações admissíveis de tração e compressão na direção transversal, respectivamente;

γ_{12} : deformação angular admissível no plano da lâmina, em que as direções longitudinal e transversal são as principais direções.

Dessa forma temos que as margens de segurança das deformações atuantes são dadas por:

$$MS = \frac{X'_T}{\varepsilon_1} - 1 \quad \text{ou} \quad MS = \frac{X'_C}{\varepsilon_1} - 1, \quad \text{Equação 12}$$

$$MS = \frac{Y'_T}{\varepsilon_2} - 1 \text{ ou } MS = \frac{Y'_C}{\varepsilon_2} - 1,$$

$$MS = \frac{S'_{12}}{|\gamma_{12}|} - 1$$

Assim como no critério anterior, a sua maior vantagem é a simplicidade no uso, além de poder separar os modos de falha. Também não é iterativo, o que significa que não considera os efeitos vindos de outras direções. Talvez a principal diferença deste critério para o anterior é o seu uso mais associado a materiais dúcteis, já que a deformação é relevante nesse tipo de material.

A Tabela 9 mostra os valores mínimos de margem de segurança apresentadas para cada casa de cargas.

Tabela 9 - Valores mínimos de margem de segurança para o Critério de Máxima Deformação

Margens de Segurança Mínimas	Caso 1	Caso 2	Caso 3
$\varepsilon_{1\min}$	5.50	24.12	6.71
$\varepsilon_{2\min}$	3.14	34.25	3.81
$\gamma_{12\min}$	21.39	66.97	24.80

5.3. Critério Tsai-Hill

O Critério Tsai-Hill utiliza o critério de Hill com compósitos unidirecionais, em que as tensões admissíveis em Y e Z são as mesmas. Dessa forma, chegamos às equações:

$$f(\sigma) = \left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2}\right) + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1 \quad \text{Equação 13}$$

$$FS = \sqrt{f(\sigma)} \quad \text{Equação 14}$$

O método deve ser utilizado avaliando o sinal das tensões locais nas lâminas. Assim, a margem de segurança é dada por:

$$MS = \frac{1}{FS} - 1 \quad \text{Equação 15}$$

A vantagem desse critério é a interatividade entre as tensões atuantes nas direções principais das lâminas. Sua desvantagem é a impossibilidade de identificar o modo de falha do componente (matriz ou fibra).

Tabela 10 - Valores mínimos de margem de segurança para o critério de Tsai-Hill.

	Caso 1	Caso 2	Caso 3
M.S. min	3.89	4.43	4.79

5.4. Critério Tsai-Wu

O Critério Tsai-Wu tenta aproximar as previsões teóricas dos resultados experimentais através de um campo de tensões de sexta ordem. Como a análise na lâmina se trata de um Estado Plano de Tensões, então temos o seguinte:

$$f(\sigma) = F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 = 1 \quad \text{Equação 16}$$

Em seguida, encontramos um valor S_f tal que, quando multiplicado nas tensões atuantes nas direções principais da lâmina, chega ao valor da igualdade, ou seja, o valor unitário.

$$F_1S_f\sigma_1 + F_2S_f\sigma_2 + F_{11}S_f^2\sigma_1^2 + F_{22}S_f^2\sigma_2^2 + F_{66}S_f^2\sigma_{12}^2 + 2F_{12}S_f^2\sigma_1\sigma_2 = 1 \quad \text{Equação 17}$$

Considerando A e B tais que:

$$A = F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 \quad \text{Equação 18}$$

$$B = F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 \quad \text{Equação 19}$$

Portanto, temos que:

$$S_f^+ = \frac{-B + \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A}, \quad S_f^- = \frac{-B - \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A} \quad \text{Equação 20}$$

Por fim, escolhe-se o valor de S_f mais crítico para o cálculo da margem de segurança:

$$MS = S_f - 1 \quad \text{Equação 21}$$

A vantagem desse método também está na interatividade entre as forças atuantes nas direções principais do compósito. Porém, como fator F_{12} é obtido através de um ensaio de tensões biaxiais, o seu valor é de difícil obtenção, já que a falha em testes pode gerar dúvida se o motivo foi decorrente da flambagem ou da falha do compósito propriamente. Como esse fator é determinante para a orientação da elipse gerada pelo critério, temos delimitações de margem de segurança pouco precisas.

Os valores mínimos de margem de segurança para o critério Tsai-Wu podem ser verificados na Tabela 11.

Tabela 11 - Valores mínimos de margem de segurança para o critério de Tsai-Wu.

	Caso 1	Caso 2	Caso 3
M.S. min	2.33	4.15	2.96

5.5. Delaminação

Além da possibilidade de falha intralaminar, como visto pelos critérios anteriores, também existe a possibilidade de falha interlaminar. A delaminação é o critério utilizado para verificar esse tipo de falha no compósito. O critério é dado pela Equação 22

$$\left(\frac{\sigma_3}{Z_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 = e_{dela}^2 \quad \text{Equação 22}$$

O critério diz que se o valor de e_{dela} for superior a 1, então o material compósito sofreu a falha de delaminação.

Considerando que σ_3 seja pequeno, o critério é simplificado como mostrado na Equação 24

$$\left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 = e_{dela}^2 \quad \text{Equação 23}$$

Analogamente aos critérios anteriores, uma margem de segurança é calculada para o critério de delaminação. A Equação 24 mostra como esse valor é obtido. Dessa forma, tanto o valor máximo de e_{dela} quanto a margem de segurança estipulada para cada caso de carga são mostrados na Tabela 12.

$$MS = \frac{1}{e_{dela}} - 1 \quad \text{Equação 24}$$

Tabela 12 - Valor máximo de e para cada caso de carga.

	Caso 1	Caso 2	Caso 3
$e_{dela} \text{ max}$	0.0022	0.0015	0.0019
MS	445.54	687.02	521.72

6. Filosofia Safe Life

A filosofia de projeto Safe Life é caracterizada pelo fato do componente projetado segundo ela possuir vida superior ao tempo previsto de uso. O projeto com filosofia Safe life é conduzido com o intuito de evitar a nucleação de trincas, uma vez que a presença de trincas pode levar a uma vida muito inferior que a da aeronave. Assim, define-se como critério de falha para estruturas Safe life o surgimento de trincas detectáveis.

A análise da vida em fadiga de um elemento estrutural é imprescindível, pois carregamentos cíclicos estão inevitavelmente presentes no voo. As estruturas aeronáuticas são projetadas para vidas longas, de modo que no método S-N é o mais adequado para previsão do número de ciclos até falhar. Conhecido o espectro de carregamento e a curva S-N adequada ao componente em análise, é possível prever a vida. Porém, esta previsão deve ser realizada com cuidado pois existem vários fatores de difícil controle que exercem grande efeito sobre a fadiga de uma estrutura, entre eles: imprecisões na determinação do carregamento ao qual a aeronave será submetida, variabilidade das propriedades mecânicas do material, condições ambientais e imprecisões ligadas à fabricação do componente.

Uma boa previsão da duração da vida de uma aeronave exige que no espectro de carregamento seja determinado com precisão. Para isto é preciso conhecer as cargas que atuam sobre uma aeronave, e a frequência com que elas surgem. O levantamento desse espectro depende da missão da aeronave, e é de difícil obtenção. Contudo, uma boa estimativa pode ser realizada adotando-se para a aeronave em questão a distribuição de fator de carga pelo número de excedências de uma aeronave semelhante.

Adotou-se para o projeto em questão o espectro de fator de carga para aeronave de uso executivo obtido a partir dos dados sugeridos pela AC 23-13A. Este documento traz um espectro de acelerações normalizadas para manobra e um espectro para rajada, dados que permitem com base nas condições de voo obter-se o espectro de fator de carga real. Os dados são julgados adequados a este projeto pois este é um espectro de carga aprovado para o uso na análise de fadiga de aeronaves pequenas. O espectro de carga em questão foi desenvolvido pelo FAA com base em análises estatísticas de dados coletados em voo e em solo. Para cálculo do fator de carga devido a rajadas, utilizou-se:

$$n_{Gust} = 1 + a_{nLLF} \cdot (an/a_{nLLF})_{Gust} \quad \text{Equação 25}$$

Para fatores de carga positivos, e:

$$n_{Gust} = a_{nLLF} \cdot (an/a_{nLLF})_{Gust} \quad \text{Equação 26}$$

para fatores de carga negativos, sendo este procedimento a favor da segurança.

Em que $(an/a_{nLLF})_{Gust}$ é a aceleração normalizada indicada pela AC 23-13 A , e a_{nLLF} é a aceleração devido à uma rajada. O incremento no fator de carga devido a uma rajada é dado por:

$$a_{nLLF} = K \cdot Ue \cdot V \cdot m / (498 \cdot W/S) \quad \text{Equação 27}$$

Em que m é o coeficiente angular da curva $C_L \propto \alpha$ da aeronave, U_e é a velocidade de rajada, V é a velocidade da aeronave e W/S é a carga alar da mesma.

O método utilizado para cálculo do fator de carga devido à manobra tem origem na expressão para fator de carga:

$$n = f\left(\frac{a}{g}\right) = 1 + \frac{a}{g} \quad \text{Equação 28}$$

Dado que podemos escrever:

$$\Delta n = a_{nLLF} \left(\frac{an}{a_{nLLF}} \right)_{manobra} \quad \text{Equação 29}$$

$$n = 1 + a_{nLLF} \left(\frac{an}{a_{nLLF}} \right) \quad \text{Equação 30}$$

Assim, basta que se determine a_{nLLF} para que seja possível calcular n a partir das informações da AC 23-13A. Segundo o requisito 23.337(a) do FAR 23, uma aeronave desta categoria não precisa suportar fator de carga de manobra acima de 3.8. Assim, avaliando a condição mais crítica requerida, temos:

$$a_{nLLF} = 3.8 - 1 = 2.8 \quad \text{Equação 31}$$

$$n = 1 + 2.8 \left(\frac{an}{a_{nLLF}} \right)_{manobra} \quad \text{Equação 32}$$

Procedendo de mesmo modo para fatores de carga negativos, e baseando-se no requisito 23.337(b)1 que garante que o maior fator de carga negativo não precisa ser maior que 40% do maior fator de carga positivo, temos:

$$n = 1.12 \left(\frac{a}{a_{nLLF}} \right) \quad \text{Equação 33}$$

Existem duas modificações do espectro de carregamento que geralmente são realizadas antes do cálculo da vida do componente. A primeira consiste de suprimir os pontos do espectro cuja ocorrência é muito pequena, sendo o fator de carga considerado constante abaixo de um determinado valor de excedências. Essa modificação é denominada '*Clipping*'. A outra modificação comum é a eliminação de pontos cujo fator de carga seja muito pequeno, sendo esta modificação denominada *truncamento*. Tanto o *Clipping* quanto o *truncamento* têm como objetivo simplificar o espectro de carga, eliminando partes que não contribuam muito para a degradação da vida do componente, porém essas modificações devem ser feitas com cautela. As Figura 17, Figura 18 mostram o espectro de carregamento normalizado para manobra e para rajada, respectivamente. Nas figuras 19 e 20 são representados os espectros de fator de carga por excedência.

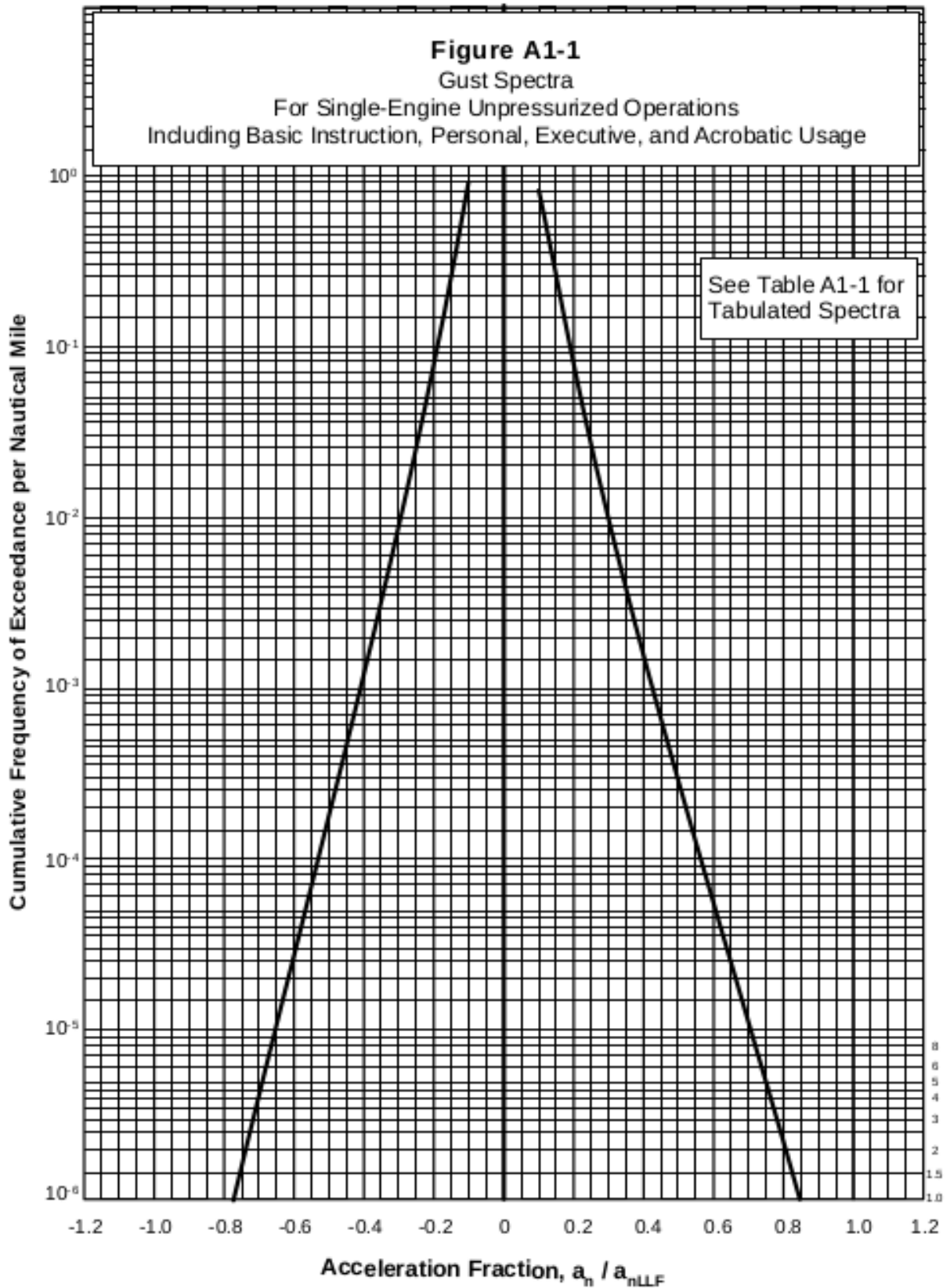


Figura 17 - Espectro de aceleração devido a rajada.

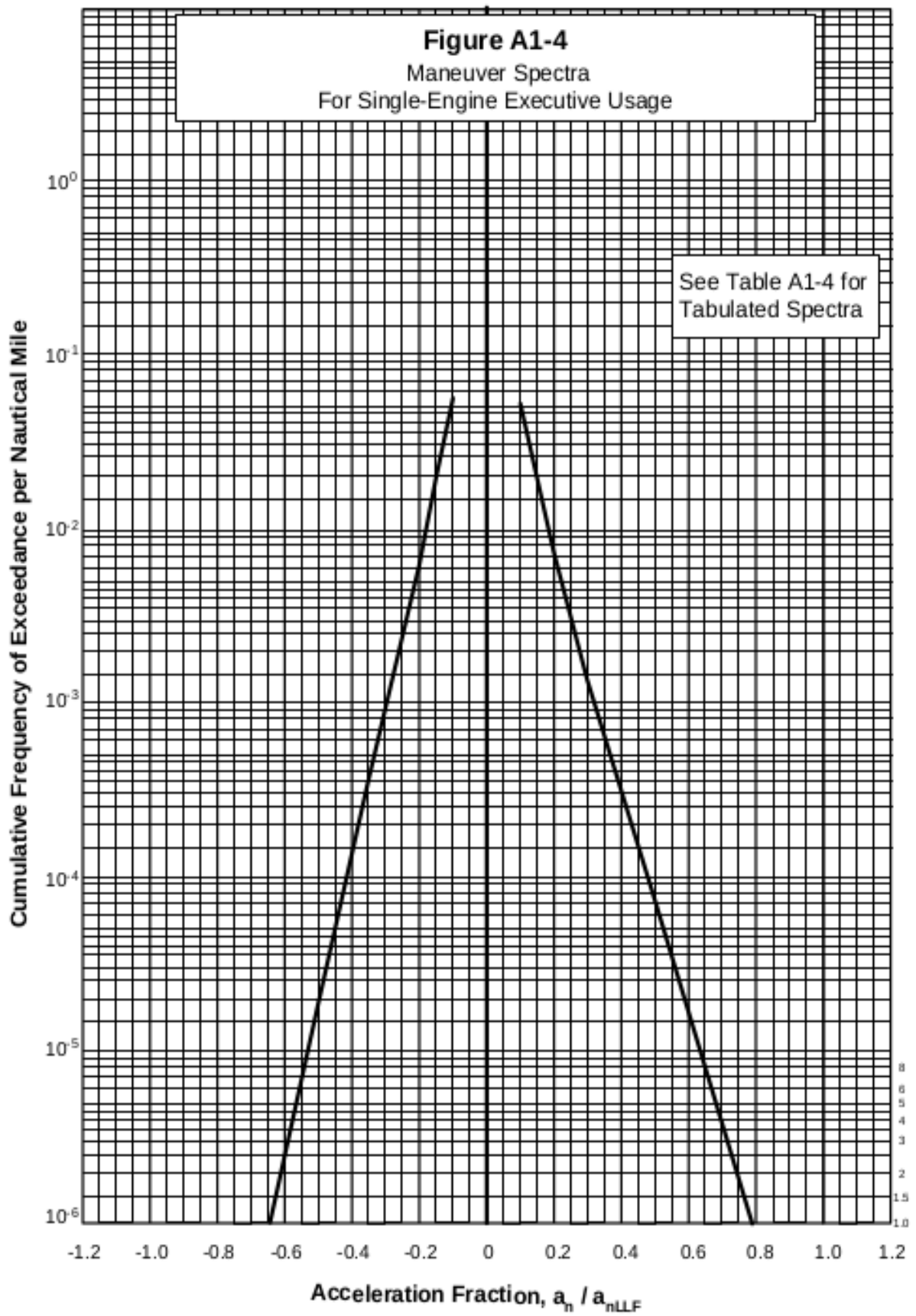


Figura 18 - Espectro de aceleração devido a manobra

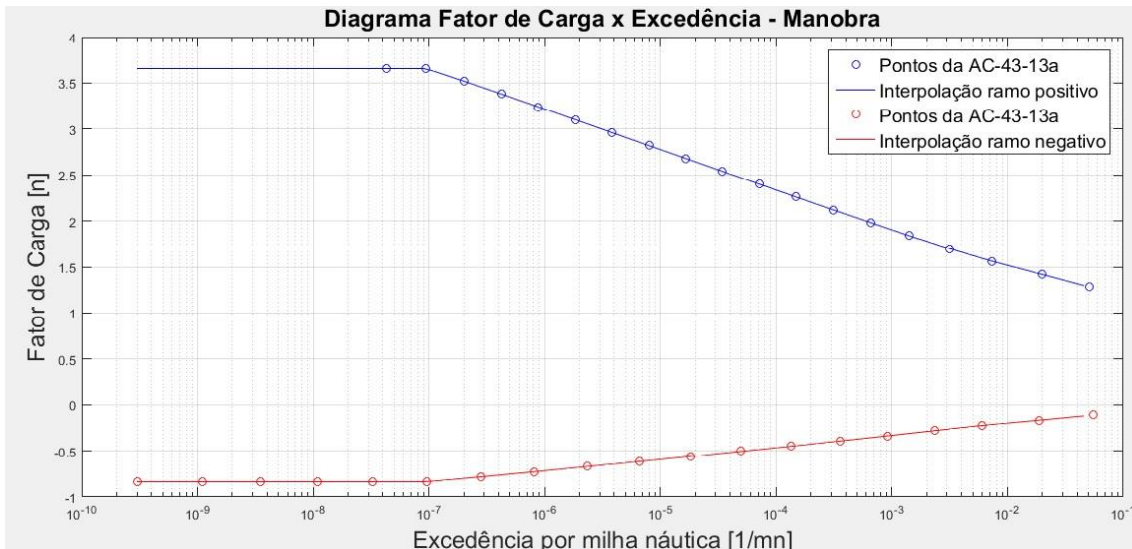


Figura 19 - Espectro de fator de carga devido a manobra

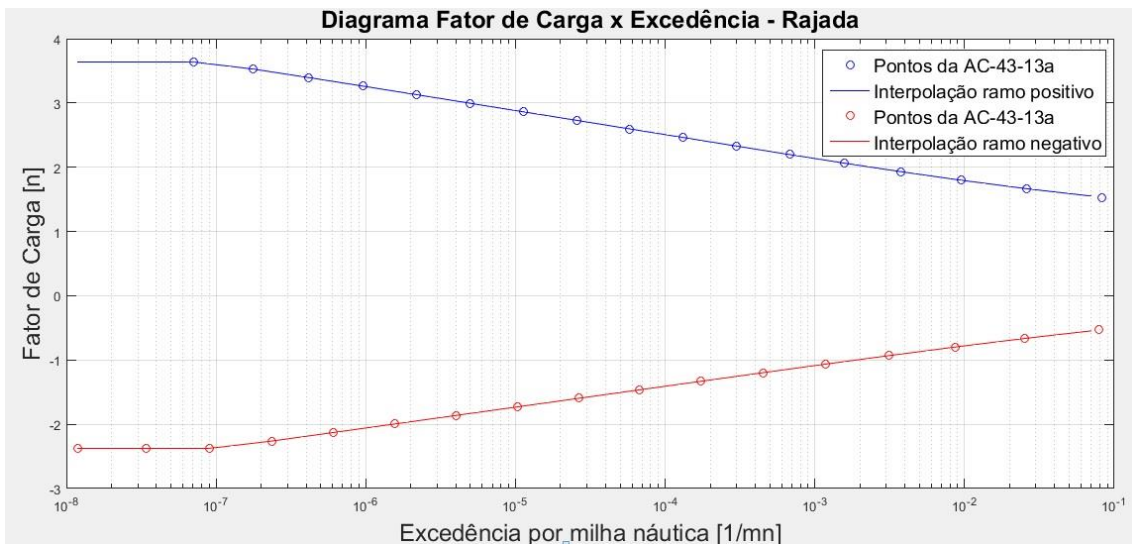


Figura 20 - Espectro de fator de carga devido a manobra

6.1. Obtenção da Função Transferência

Para a nervura N2, deve-se aplicar as três condições de carregamento e identificar as tensões locais atuantes na estrutura. Assim, para as três condições de carregamento obteve-se as tensões locais atuantes em todos os elementos da estrutura da nervura, calculando-se as funções transferências de cada elemento para as condições de manobra e rajada. Com essa estratégia buscou-se o elemento do modelo que ocasionasse uma menor vida. Optou-se por essa estratégia, pois a nervura tem mais de um furo, não se tendo a certeza que a nucleação de trinca ocorrerá necessariamente na borda dos furos, além de os elementos criticamente solicitados poderem ser diferentes em cada caso de carga e haver dois casos de análise a ser compor, o de manobra e de rajada.

Para os casos de fator de carga positivo utilizou-se as tensões de Von Mises e para o caso de fator de carga negativo a tensão mínima principal para a obtenção das funções transferências. A partir da análise de todos os elementos, identificou-se o elemento mais crítico como sendo o elemento 64380 do modelo desenvolvido no Patran/Nastran. O elemento mais crítico, o fator de carga e as correspondentes tensões são mostrados na Tabela 12 para cada caso de carga.

Tabela 13 - Fator de carga e tensões atuantes no elemento crítico.

Elemento 64380	Fator de carga (n)	σ [MPa]
Caso 0	0	0
Caso 1	2,516	55.69
Caso 2	-2,012	-23.44
Caso 3	1,958	50.41

Para o elemento relacionou-se as tensões locais atuantes com os respectivos fatores de carga. A função transferência é o coeficiente angular da reta que interpola os pontos obtidos nos casos de cargas analisados, sendo importante salientar que se define uma FT para o ramo positivo e negativo do gráfico. Para as FT(s) calculadas, tomou-se como hipótese que $\sigma(n = 0) = 0$. Sendo a favor da segurança também se optou por utilizar a mesma FT da rajada para a manobra, ao invés de 0. Portanto, observa-se nos gráficos da Figura 21 e Figura 22 os casos de carga interpolados e na Tabela 14, as respectivas FT(s) encontradas.

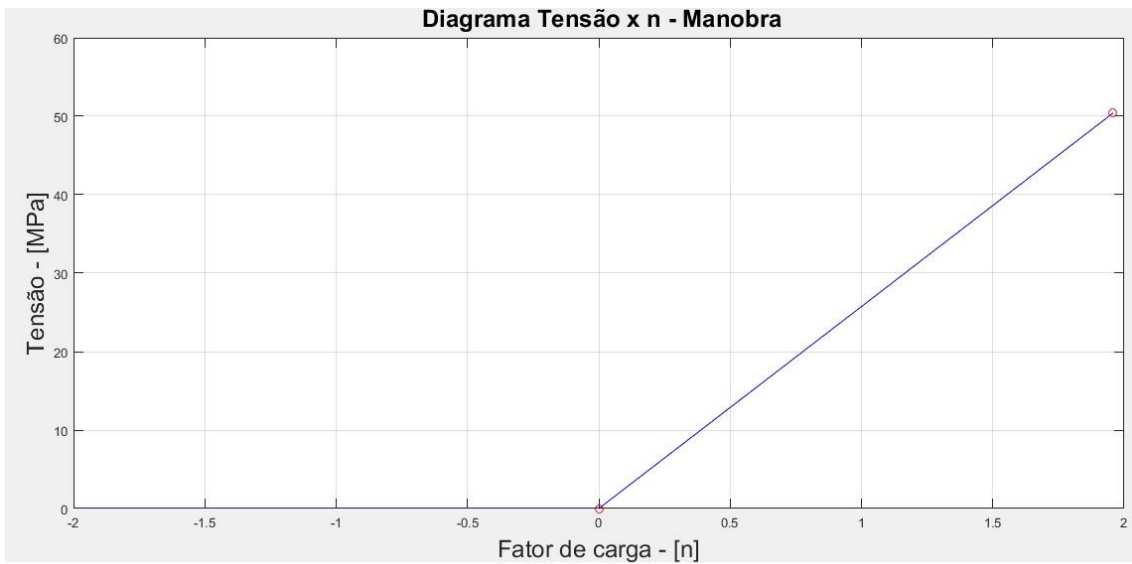


Figura 21 - Diagrama tensão fator de carga manobra.

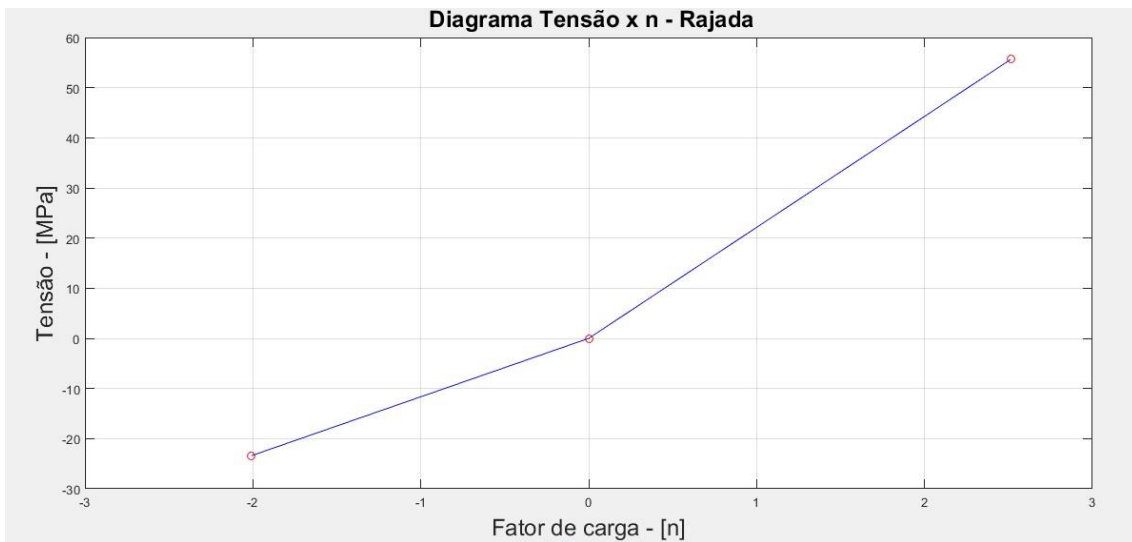


Figura 22 - Diagrama tensão fator de carga manobra.

Tabela 14 - Valores da Função Transferência (FT) para manobra e rajada.

Função transferência	Manobra	Rajada
FT⁽⁺⁾	25.75	22.14
FT⁽⁻⁾	11.65	11.65

6.2. Obtenção do Espectro de Tensão a partir do Espectro de Carga

Uma vez obtido as funções transferências do ponto de interesse, deve-se obter o diagrama de tensão local por excedência para o respectivo ponto nos casos de manobra e de rajada. Portanto, a partir do diagrama de fator de carga (n) por excedência para manobra, obtido no gráfico da Figura 19 e já com o devido clipping e truncamento, multiplica-se o ramo positivo do diagrama pela $FT^{(+)}$ e o ramo negativo do diagrama pela $FT^{(-)}$. De modo análogo, o mesmo procedimento é realizado para o diagrama tensão x excedência de rajada. Logo, os espectros de tensões obtidos são apresentados nos gráficos das Figura 23 e Figura 24

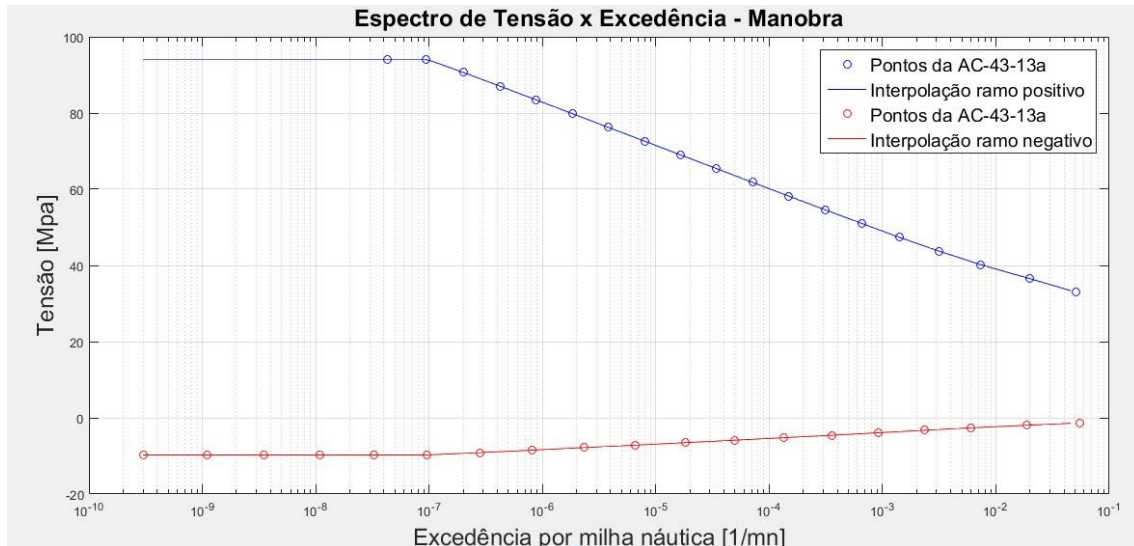


Figura 23 - Tensão por excedência de manobra.

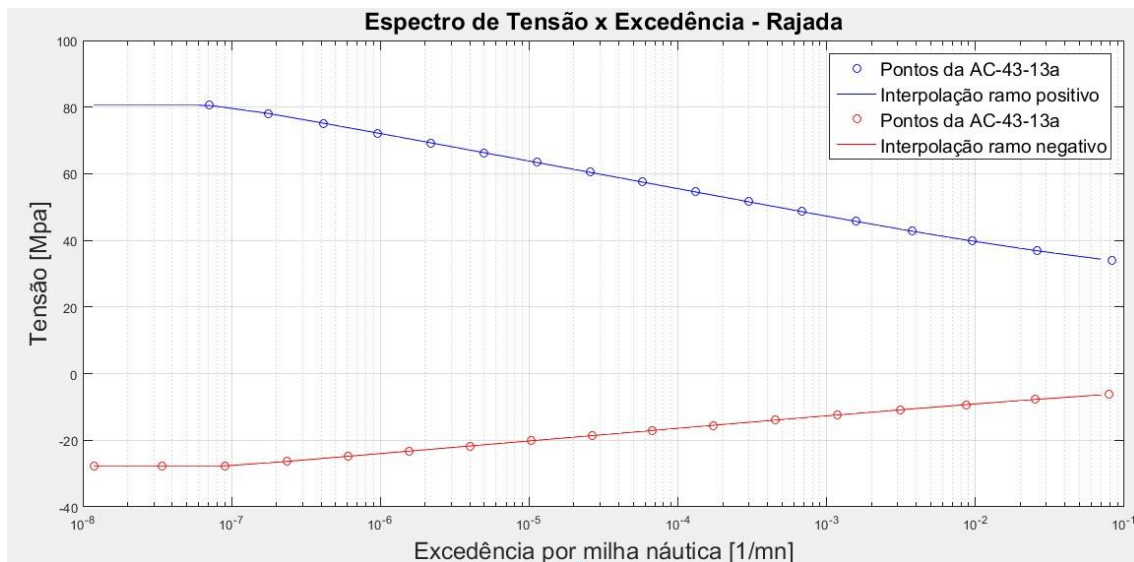


Figura 24 - Tensão por excedência de rajada.

6.3. Scatter Factor

O scatter factor para a filosofia Safe Life pode ser determinado tanto analiticamente quanto empiricamente, envolvendo teste de componentes e em escala. A determinação por análise envolverá um scatter factor maior justamente por não contabilizar imprecisões inerentes a processos de produção e montagem, além de imperfeições vinculadas ao material utilizado.

Além disso, a análise de fadiga também é dependente do tipo de metal, da base estatística e da aplicabilidade dos dados da curva S-N usados. A AC23-13A aborda a determinação analítica e estipula que para estruturas de alumínio fora de regiões críticas de junção, sem altos valores de tensão residual, sem características únicas de estruturas e sem concentração de tensão maior que $K_t = 4$, então o valor de 8 poderá ser utilizado.

6.4. Cálculo da vida

Para o cálculo da vida da nervura N2 na filosofia Safe Life, deve-se agora discretizar o diagrama tensão por excedência em blocos, onde cada bloco apresentará uma tensão máxima S_{max} e uma tensão S_{min} . A partir das tensões máxima e mínima é possível calcular a amplitude da tensão, R , a tensão equivalente por Walker e a contribuição de cada bloco ao dano total (D).

Os ciclos de tensões obtidos não têm uma tensão média nula. Porém, os valores tabelados dos ciclos de vida são obtidos para as tensões média nula. Assim, Walker desenvolveu uma teoria de tensão equivalente para ciclos com tensão média não nula. Todas as constantes necessárias para calcular a vida podem ser encontradas no MIL-HNDBK. A Figura 14 mostra as equações para o Al 2024-T3. Logo, para calcular a tensão equivalente e o número de ciclos obtemos.

$$R = \frac{S_{min}}{S_{max}} \quad : \text{razão de tensão.}$$

S_{max} e S_{min} : as máxima e mínima tensões locais de cada bloco.

$$S_{eq} = S_{max} (1 - R)^{0.56} \quad \text{Equação 34}$$

Partindo do S_{eq} é possível calcular o número de ciclos para falhar de cada bloco pela Equação 35, válida para o Al2024-T3:

$$\log(N_f) = 11.1 - 3.97 \log(S_{eq} - 15.8) \quad \text{Equação 35}$$

O que pode ser reescrito como:

$$N_f = 10^{11.1 - 3.97 \log\left(\frac{S_{eq} - 15.8}{6.9}\right)} \quad \text{Equação 36}$$

Destaca-se que as constantes do MIL HDBK são para tensão em ksi, e não em MPa, então é necessário converter as tensões de ksi usando um fator de 6.9.

Com a regra de Palmgren-Miner podemos calcular o dano feito para cada bloco de carga j . A falha por fadiga deve ocorrer quando a soma das frações de vida correspondente a cada nível de tensão for igual a unidade. Como há dois diagramas tensão por excedências, de manobra e de rajada, o dano total final foi composto por,

$$D = 0.6D_{manobra} + 0.4D_{rajada} \quad \text{Equação 37}$$

Para manobra e rajada

$$D = \sum_{j=1}^j \frac{N_j}{N_{f_j}} \quad \text{Equação 38}$$

Finalmente a vida é calculada como segue:

$$Vida = \frac{1}{D.SF} \quad \text{Equação 39}$$

Para todos os elementos nos casos de manobra e rajada a tensão equivalente (Seq) foi menor que 15.8 ksi, não permitindo utilizar a Equação 35. Para o elemento crítico analisado, obteve-se a maior tensão equivalente em rajada e manobra no primeiro bloco da discretização, de 12.21 ksi e 12.62 ksi, respectivamente. Sendo assim considera-se que a nervura tem uma vida infinita não falhando sobre fadiga.

7. Filosofia Damage Tolerance

A necessidade de se reduzir o peso dos componentes estruturais e conseqüentemente aumentar o payload das aeronaves, incentivou na indústria aeronáutica a ampla utilização da filosofia de projeto Damage Tolerance, em que se projeta um componente estrutural que suporte de modo seguro uma trinca até sua manutenção.

A filosofia Damage Tolerance baseia-se na mecânica da fratura linear elástica (MFLE), na qual o comportamento global do componente em análise é linear elástico. Tais hipóteses são válidas nas condições em que as deformações plásticas estão restritas a uma pequena região na vizinhança da ponta da trinca.

Nessa filosofia o método da/dN é utilizado para a determinação das janelas de inspeção de elementos estruturais da aeronave. Nesse método, preocupa-se com a fase de propagação da trinca, analisando-se o número de ciclos necessários para que determinada trinca de comprimento inicial detectável a_i atinja o comprimento crítico a_c , levando a estrutura a falha.

Nesse projeto, as regiões críticas com furos são avaliadas e determina-se a janela de inspeção para a nervura identificada como N2, realizando-se a análise via o método da/dN. Todo o projeto é apresentado a seguir.

7.1. Método da / dN

7.1.1. Fator de intensidade de tensão K

A abordagem utilizando a MFLE baseia-se fundamentalmente no conceito de fator de intensidade de tensão (K), que pode ser interpretado como uma medida da severidade do campo de tensões que se forma na vizinhança da ponta da trinca. O fator de intensidade de tensão é uma função do carregamento aplicado, das propriedades geométricas do componente e das dimensões da trinca.

Na presente análise e na maioria dos casos práticos o modo de carregamento de corpos trincados pode ser interpretado como o modo (I) de abertura indicado na Figura 25.

MODO I (ABERTURA)

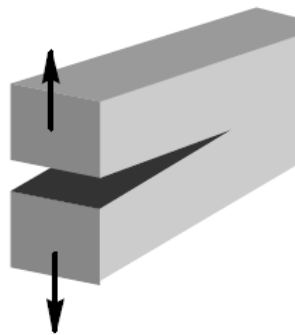


Figura 25 - Modo de abertura como forma de propagação da trinca.

O critério de falha baseado no campo de tensões pelo método adotado assume que ocorrerá fratura frágil quando o fator de intensidade de tensão atuante em determinado carregamento, se iguala ao fator de intensidade crítico (K_C), ou seja, o máximo valor de K. Porém, K_C depende da espessura do corpo de prova ensaiado. O valor mais crítico de K_C é denominado Tenacidade à Fratura (K_{IC}), sendo uma propriedade do material e levando-se em conta o efeito da variação da espessura.

Para aplicação do método utiliza-se curvas $da/dN \times \Delta K$ obtidas em ensaios de laboratório, que são utilizadas posteriormente para a predição do comprimento crítico de trincas como função do número de ciclos para uma estrutura real.

O comprimento de trinca inicial detectável, a_i , depende do modo de inspeção adotado. Sendo que um método mais eficaz, detecta trincas de comprimentos menores, permitindo assim uma janela de inspeção maior para o componente estrutural. Para esse projeto, foi adotado o método de inspeção visual detalhado (DVE), definindo assim uma trinca de comprimento inicial $a_i = 25.4$ mm. Para a obtenção do comprimento crítico da trinca (a_f), o modelo mais adequado para a análise do furo da nervura é o modelo de trinca na borda de furo em placa plana, como observado na Figura 26 (Downling, 2012).

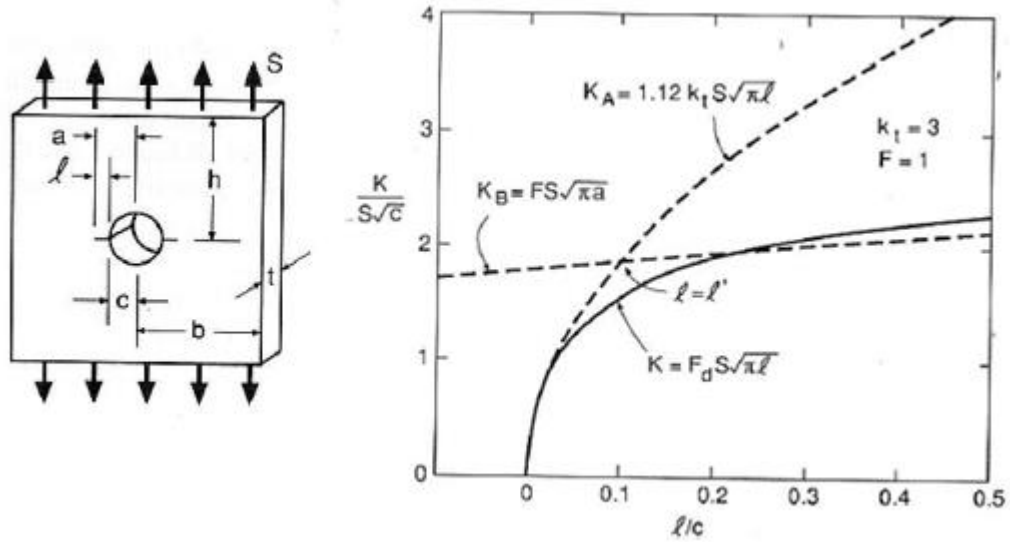


Figura 26 - Modelo de trinca em furo (esquerda) e relação de K com o tamanho da trinca (direita).

O Fator de Intensidade de Tensão é dado por:

$$K_I = F_d S \sqrt{\pi l} \quad \text{Equação 40}$$

$$d = \frac{l}{a} = \frac{l}{c+l} \quad \text{Equação 41}$$

$$F_d = 0.5(3-d) \left[1 + 1.243(1-d)^3 \right] \quad \text{Equação 42}$$

Onde:

F_d = Fator de correção;

S = Tensão remota aplicada;

l = Comprimento de trinca.

Através do seguinte procedimento iterativo, calcula-se l_f . Além disso, calcula se as funções transferência a partir do modelo de elementos finitos, como indicado na Tabela 15. O método para obtenção das tensões remotas é apresentado na seção 4.1, sendo omitido neste ponto.

Tabela 15- Parâmetros para determinação do comprimento crítico

Parâmetros	Valores
Raio do furo (c) – [m]	0.0544
Tensão máxima remota (S_{max}) – [MPa]	45.06
Tenacidade à fratura (K_{IC}) – [MPa \sqrt{m}]	27.69
FT_{rajada}^+ – [Mpa]	13.9
FT_{rajada}^- – [Mpa]	10.4
$FT_{manobra}^+$ – [Mpa]	12.19
$FT_{manobra}^-$ – [Mpa]	10.4

a) A partir de $l_i = 0.0001$ m hipotético, calcula-se o comprimento a:

$$a_j = l_j + c \quad \text{Equação 43}$$

b) Calcula-se d_j

$$d_j = \frac{l_j}{a_j} d \quad \text{Equação 44}$$

c) Calcula-se F_{d_j}

$$F_d = 0.5(3-d) \left[1 + 1.243(1-d)^3 \right] \quad \text{Equação 45}$$

d) Calcula-se l_{j+1}

$$l_{j+1} = \frac{1}{\pi} \left(\frac{K}{F_{d_j} S} \right)^2 \quad \text{Equação 46}$$

A partir de um processo iterativo programado no Matlab, encontra-se um comprimento crítico de $l_c = 62.4$ mm, como um erro da ordem de 10^{-8} .

7.2. Tratamento dos dados experimentais

Na filosofia Damage Tolerance o elemento estrutural é projetado para que ocorra propagação de trinca durante a operação. Para isto é necessário que inspeções sejam feitas durante toda a vida do componente, de modo a se garantir que o comprimento da trinca presente está a uma distância segura do comprimento crítico. Quando o tamanho da trinca é muito próximo do comprimento crítico é necessária a substituição imediata do componente em questão. Assim, embora a filosofia Damage Tolerance possibilite menores pesos por permitir redução das dimensões dos elementos estruturais, há um custo adicional para o operador devido à necessidade de inspeções ao longo de toda a vida da aeronave. O intervalo entre duas inspeções sucessivas depende das propriedades do material, do espectro de carregamento e do tamanho dos defeitos detectáveis pelo método de inspeção utilizado.

Experimentalmente observa-se que a taxa de crescimento de uma trinca é função da amplitude do fator de intensidade de tensão. Existe uma região linear, que representa a maior parte da propagação da trinca. Existem técnicas classicamente utilizadas para a determinação da taxa de crescimento da trinca nessa região linear, o que, a partir de um comprimento inicial de trinca, pode ser utilizado para estimar a vida do componente. Uma das formas mais difundidas de se estimar o tempo de propagação de uma trinca é o método de Walker, que pode ser definido com uma extensão do método de Paris para a inclusão do efeito da tensão média. A equação que segue relaciona a taxa de crescimento da trinca com a variação do fator de intensidade de tensão ao longo do carregamento.

$$\frac{da}{dN} = C_1 \overline{\Delta K}^{m_1} \quad \text{Equação 47}$$

Nesta equação $\overline{\Delta K}$ diz respeito à variação de fator de tensão com S_{min} nulo que produz o mesmo dano que um carregamento com amplitude de fator de intensidade de tensão ΔK e razão de amplitudes R não nula. A expressão abaixo relaciona $\overline{\Delta K}$ com R .

$$\overline{\Delta K} = \frac{\Delta K}{(1-R)^{1-\gamma}} \quad \text{Equação 48}$$

Nota-se que o fato de R positivo é aumentar a taxa de crescimento da trinca. Os parâmetros m_1 , γ e C_1 do método de Walker são característicos do material utilizado, sendo obtidos experimentalmente. O material do painel a ser analisado é o alumínio 2024 T3, cujos parâmetros de Walker são:

Tabela 16 - Parâmetros de Walker para o painel em análise.

C_1 $\left[\frac{m}{\text{ciclo} (Mpa \cdot \sqrt{m})^{m_1}} \right]$	m_1	γ
$5.11 \cdot 10^{-13}$	3.24	0.68

A combinação das Equação 47 e Equação 48 resulta em:

$$\frac{da}{dN} = C_1 \left[\frac{\Delta K}{(1-R)^{1-\gamma}} \right]^{m_1} \quad \text{Equação 49}$$

O fato de ΔK ser função do comprimento atual da trinca a faz com que a taxa de variação aumente rapidamente com o crescimento da trinca, o que representa bem o comportamento abrupto do fenômeno. A previsão da vida é feita a partir da manipulação da Equação 49:

$$\frac{da}{dN} = f(\Delta K, R) \quad \text{Equação 50}$$

$$N_{if} = \int_{a_i}^{a_f} \frac{da}{f(\Delta K, R)} \quad \text{Equação 51}$$

A integral acima pode ser reescrita em sua forma discreta:

$$N_{if} = \sum_{j=0}^n \int_{a_j}^{a_{j+1}} \frac{da}{f(\Delta K, R)} \quad \text{Equação 52}$$

A integral entre dois comprimentos de trinca a_j pode ser calculada numericamente com uso da regra de Simpson:

$$N_{if} = \sum_{j=1}^{n/2} \frac{\Delta a}{3} \left[\frac{1}{f(\Delta K_{2j-2}, R)} + \frac{4}{f(\Delta K_{2j-1}, R)} + \frac{1}{f(\Delta K_{2j}, R)} \right] \quad \text{Equação 53}$$

Espectros de carregamento complexos com amplitudes variáveis exigem tratamento especial, levando em conta variações de amplitude e de valor médio. Para um dado carregamento de amplitude variável que se repete ciclicamente é possível determinar um carregamento de amplitude constante que produz a mesma propagação de trinca. Para isto, é preciso admitir a hipótese de que $F\sqrt{\pi a}$ permanece constante durante um ciclo de amplitude variável. Esta hipótese é bastante razoável pois é esperada uma vida longa para o componente. Assim, calcula-se a variação de tensão e a variação do fator de intensidade de tensão para o carregamento de amplitude constante, conforme indicado nas Equação 54 e Equação 55

$$\Delta S_e = \left(\frac{\sum_{j=1}^{N_B} \Delta S^m}{N_B} \right)^{\frac{1}{m}} \quad \text{Equação 54}$$

$$\Delta K_e = \Delta S_e F \sqrt{\pi a} \quad \text{Equação 55}$$

Com $f(\Delta K_e, R=0) = C_1 (\Delta K_e)^{m_1}$:

$$N_{if} = \sum_{j=1}^{n/2} \frac{\Delta a}{3} \left[\frac{1}{(C_1 \Delta K_{e_{2j-2}})^{m_1}} + \frac{4}{(C_1 \Delta K_{e_{2j-1}})^{m_1}} + \frac{1}{(C_1 \Delta K_{e_{2j}})^{m_1}} \right] \quad \text{Equação 56}$$

7.3. Resultados

Calculado o número de ciclos correspondente o crescimento da trinca até o comprimento crítico é possível definir o intervalo de inspeção para a aeronave. Adota-se como intervalo de inspeção o valor:

$$N_{inspeção} = \frac{N_{if}}{SF} \quad \text{Equação 57}$$

O tempo de propagação da trinca e intervalo de inspeção são dados pela Tabela 17

Tabela 17- Resultado para método de inspeção visual detalhada

Parâmetros	Valores
l_o – [mm]	25.4
l_c – [mm]	62.4
N_{if} – [nm]	$7.11 \cdot 10^5$
$N_{inspeção}$ – [nm]	$8.8 \cdot 10^4$

Todavia, como a inspeção da aeronave é um procedimento que gera muito custo para o operador é desejável que o intervalo seja o maior possível. Uma forma de se estender o intervalo de inspeção é utilizar métodos de inspeção mais sensíveis, capazes de detectar trincas menores, o que torna maior o número de ciclos para o crescimento da trinca e leva por consequência a um maior intervalo de inspeção.

Usando método de inspeção de corrente parasita a menor trinca detectável é de 1.4mm, obtemos o tempo de propagação da trinca e intervalo de inspeção dado pela Tabela 18.

Tabela 18 - Resultado para método de inspeção corrente parasita

Parâmetros	Valores
$l_o - [mm]$	1.4
$l_c - [mm]$	62.4
$N_{if} - [nm]$	$2.57 \cdot 10^6$
$N_{inspeção} - [nm]$	$3.22 \cdot 10^5$

Portanto, embora este método seja mais caro ele leva a um aumento no intervalo de inspeção de quatro vezes.

8. Conclusão

Neste projeto foi analisado via um modelo de elementos finitos três casos de carga correspondentes a três fatores de carga especificados, sendo dois fatores de carga positivos (um de manobra e outro de rajada) e um fator de carga negativo (rajada), simulando condições existentes no voo de uma aeronave. Três filosofias de projeto foram empregadas, Infinite Life para o painel do extradorso, Safe Life para a nervura e Damage Tolerance para o intradorso.

Após a aplicação das filosofias de projeto, verificou-se que nenhuma lâmina do material compósito falha nas condições de cargas aplicadas. A nervura analisada apresentou uma vida infinita, demonstrando que não falhará devido à fadiga, o que se espera de uma nervura em condições de carregamentos reais. Além disso, foi determinado um intervalo de inspeção condizente para o painel do intradorso, comparando-se dois métodos de inspeção diferentes. Observou-se a necessidade de aplicações das diferentes filosofias de projeto aos elementos estruturais, buscando-se melhorias e segurança ao projeto estrutural.

Referências

- Berthelot, J.-M. (1998). *Composite Materials Mechanical Behavior and Structural Analysis*. Springer Science & Business Media.
- Defense, D. o. (2003). *Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures*.
- Downling, N. E. (2012). *Mechanical Behavior of Materials*. Pearson.
- FAA. (n.d.). *14 CFR Federal Aviation Regulation Part 23*.
- FAA. (2005). *Advisory Circular 23-13A: Fatigue Fail Safe, and Damage Tolerance Evaluation of Metallic Structure for Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplane*.
- Tita, V. (2016). *Notas de Aula*. São Carlos.