

TTEM 018/14

CÁLCULO DE PROPAGAÇÃO DE TRINCA USANDO ELEMENTOS FINITOS EM UMA FUSELAGEM PRESSURIZADA

CRACK PROPAGATION CALCULATION USING FINITE ELEMENTS MODEL OF RIVETED STRUCTURES

Signatários:

- Eder Sales (Autor)¹
- Siloana Ouverney Sales (Co-Autor)
- Prof. Dr. José Rubens de Camargo – Universidade de Taubaté
- Prof. Dr. Giorgio Eugenio Oscare Giacaglia – Universidade de Taubaté
- Prof. Dr. Francisco José Grandinetti – Universidade de Taubaté/FEG-UNESP
- Prof. Dr. José Rui de Camargo – Universidade de Taubaté

Finalidade: Este trabalho pretende estudar a propagação de trinca de estruturas rebitadas usando elementos finitos e cálculo manual de rebites e de propagação de trinca dessas estruturas.

Duração: 3 meses

1 - Aluno do curso de Especialização a nível de Pós-Graduação em Engenharia Aeronáutica da Universidade de Taubaté (UNITAU/SP). eder@edersales.com.

Palavras chave: Fuselagem, Tensão, Força Axial, Força de Cisalhamento, Rebites e Lei de Paris.

Resumo: Este trabalho técnico consiste em avaliar uma fuselagem aeronáutica, usando modelo de elementos finitos, tendo como objetivo calcular a margem de segurança de todos os componentes quando submetidos a carregamento e calcular a margem de segurança dos prendedores. Além disso, calcular a propagação de trincas, usando a lei de Paris e mostrar que os elementos finitos podem ser utilizados como ferramenta de ensaio não destrutivo na manutenção preditiva.

1. INTRODUÇÃO

O objetivo desse trabalho técnico é demonstrar a análise estrutural de uma fuselagem aeronáutica pressurizada, avaliando o comportamento em fadiga a fim de especificar um plano de inspeção. Também será feita a avaliação dos limites de tensão e cálculo dos prendedores.

2. FADIGA EM FUSELAGENS

Uma fuselagem é submetida a diversos tipos carregamentos durante a sua vida útil, a fim de evitar eventos catastróficos, como os ocorridos com o Comet na década de 50 (Fig. 2-1) ou com o B737-200 na década de 80 (Fig. 2-2), são realizados estudos de fadiga e resistência de sua estrutura.



Fig. 2-1 Falha por fadiga, aeronave Comet.

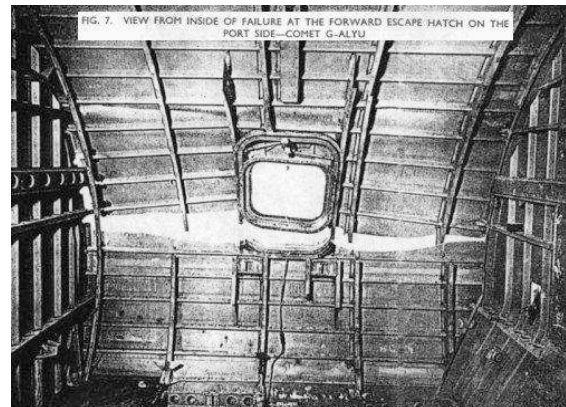


Fig. 2-2 Falha por fadiga, aeronave B737 – 200.



Problemas de fadiga ou estruturais poderiam ser evitados mantendo a estrutura sob um nível de tensão e carregamento abaixo dos limites necessários para que ocorresse uma falha, porém, essa abordagem é inviável em um mercado tão competitivo, onde o custo e o peso da aeronave seriam tão altos que ficaria impraticável a sua utilização comercial.

Para contornar esse problema, e assim produzir uma aeronave segura e com um custo acessível, são adotados critérios de projeto. O critério Fail-Safe estabelece que uma estrutura possa possuir um dano desde que o dano não comprometa a integridade e segurança da operação. Portanto, para uma estrutura ser Fail-Safe é necessário que ela seja tolerável ao dano e que possua redundância, pois dessa forma, caso ocorra falha em um componente, os carregamentos são redistribuídos pela estrutura evitando seu colapso (Incluir tabela 15.1.1).

Outra abordagem é a se Safe-Life, ela especifica a vida útil na qual um determinado componente deve estar livre de trincas ou danos, após ultrapassar o período determinado o componente é descartado e substituído por outro. A abordagem Safe-Life é utilizada, por exemplo, no conjunto trem de pouso.

Modo de Falha	Critério de Projeto
Carregamento Estático	A estrutura deve suportar carregamentos máximos sem falhar por 3 segundos.
Deformação de estrutura sem danos	A deformação da estrutura com carregamento limite não pode interferir com a segurança da operação.
Iniciação de trinca de fadiga	<ol style="list-style-type: none"> 1. Estruturas Fail-Safe precisam suportar a vida útil requisitada para condições de carregamento operacionais. 2. Componentes Safe Life precisam permanecer sem trincas enquanto estiverem em serviço. A substituição dos componentes deve ser realizada conforme sua especificação.
Carregamento estático residual de estruturas danificadas	<ol style="list-style-type: none"> 1. Estruturas Fail-Safe precisam suportar de 80% a 100% da carga limite sem falha catastrófica. 2. Um único membro com falha em uma estrutura redundante ou uma falha parcial em uma estrutura sem redundância.
Propagação de trinca de estruturas danificadas	<ol style="list-style-type: none"> 1. Para estruturas Fail-Safe a técnica e frequência de inspeções deve ser especificada para reduzir o risco de falhas catastróficas. 2. Para componentes Safe-Life técnicas e frequência de inspeções assim como o tempo de vida útil a fim de evitar falha por fadiga devem ser especificadas.

Tabela 2-1 Critérios de Projeto para estruturas aeronáuticas [Ref 1.0].

3. DESENVOLVIMENTO

3.1. MÉTODOS DE ANÁLISE

Este item apresenta os critérios, métodos, hipóteses e limitações assumidas durante a análise da fuselagem pressurizada. As estruturas metálicas foram analisadas utilizando os seguintes procedimentos:

- Análise de ruptura;
- Análise de prendedores;
- Análise de deformação plástica;
- Análise de propagação de trinca (Lei de Paris)

3.1.2. Análise de Ruptura

O valor da tensão aplicada é obtido pela tensão axial ou tensão máxima combinada para os elementos bar ou beam e a tensão máxima principal ou tensão de von Mises para elementos placa ou sólido. A margem de segurança MS é calculada, usando a propriedade de ruptura do material, como mostrado abaixo.

$$MS_{TU} = \left(\frac{F_{TU}}{F_t} - 1 \right)$$

Onde:

F_{TU} = tensão de ruptura do material, determinado pelo MMPDS.

F_t = tensão encontrada.

3.1.2. Análise de Prendedores

É realizada utilizando os carregamentos axiais e de cisalhamento do prendedor. A margem de segurança em cisalhamento é:

$$MS_{Shear} = \left(\frac{F_s}{F_p} - 1 \right)$$

Onde:

F_s = força de cisalhamento para o determinado prendedor, determinado pelo MMPDS.

F_p = força de cisalhamento encontrada.

A margem de segurança de esmagamento é:

$$MS_{BRU} = \left(\frac{P_{BRU}}{F_p} - 1 \right)$$

Onde:

PBRU = força de esmagamento da chapa, valor obtido no MMPDS [Ref 2.0].

F_p = força de cisalhamento encontrada.

3.1.3. Análise Propagação de Trinca de Fadiga

A falha por fadiga inicia-se nos pontos mais solicitados de uma estrutura. Após uma fase de nucleação a trinca começa a se propagar pela estrutura, caso medidas de contenção não sejam tomadas as trincas continuam crescendo provocando uma redução de resistência mecânica até que em um determinado momento ocorre a ruptura e o colapso da estrutura.

Cada fase da resistência à fadiga deve ser analisada de forma diferente, já que os fenômenos envolvidos possuem características distintas. Para a obtenção de vida em fadiga é feito um cálculo de propagação do defeito desde o tamanho inicial até o tamanho crítico, onde a falha é iminente. Os fatores determinantes dependem do material, do carregamento aplicado e da geometria do componente, portanto, é possível afirmar que cada estrutura possui um comportamento único para fadiga. A previsão de vida em fadiga depende diretamente da velocidade de propagação de trinca (da/dN), ou seja, é função da sollicitação cíclica (ΔK).

3.1.3.1. A correlação a ΔK

O final da vida útil de uma estrutura através de uma ruptura brusca é definido pelo fator de intensidade de tensão crítico K_C , que no modo I é denominado K_{IC} , varia de acordo com velocidade do crescimento da trinca, desde tamanho microscópico até o tamanho crítico para a ruptura. O fator de intensidade de tensão mostra a magnitude do estado de tensões existente nas proximidades do extremo da fissura, e como a sua propagação é um fenômeno único e localizado o fator de intensidade de tensão pode ser utilizado para quantificar a interpretação do comportamento de propagação de trinca por fadiga (Figura 3.1.3.1-1).

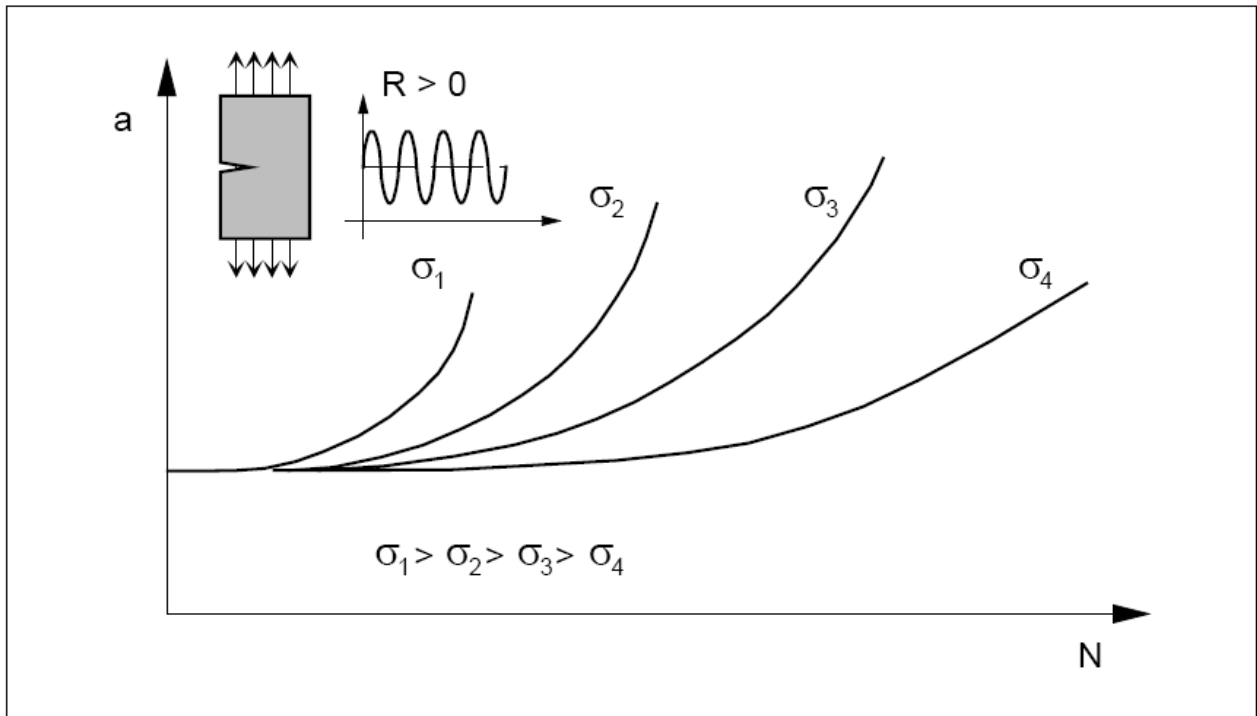


Figura 3.1.3.1-1 Curva a-N para vários níveis de tensão cíclica.

Através do monitoramento do tamanho da trinca durante a realização do ensaio ou inspeções regulares é possível obter uma curva de crescimento. Após a nucleação da trinca, caso seu tamanho seja maior que o mínimo necessário para haver crescimento à propagação ocorre lentamente, após um determinado tamanho a velocidade começa a crescer rapidamente, levando a ruptura do componente em um pequeno espaço de tempo, a figura 3.1.3-1 ilustra as três fases da propagação de trinca.

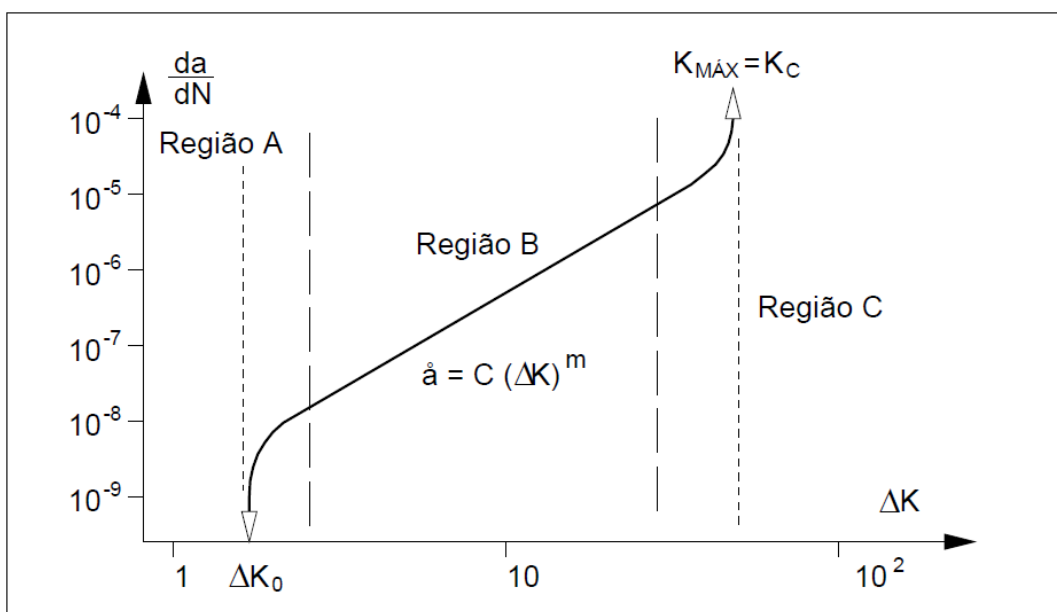


Figura 3.1.3-2 Regiões típicas em um gráfico $\dot{a} - \Delta K$

A Região A é a região a nucleação de trinca, essa parte do crescimento sofre forte influencia da microestrutura do material, possui uma velocidade de propagação na ordem de 10^{-9} m/ciclo. Nessa fase podem ocorrer trincas estacionárias. Essas trincas estão abaixo do nível mínimo para ΔK que permita que a trinca cresça.

A Região B é a região de propagação estável das trincas, ela é caracterizada por uma relação aproximadamente linear entre $\log(da/dN)$ e $\log \Delta K$. Nessa fase, pode-se utilizar a Lei de Paris para um cálculo preciso, onde C e m são constantes do material obtidas através de experimentos. Nessa fase o crescimento da trinca se acelera e passa a ser mais perceptível.

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m$$

A Região C possui uma taxa de crescimento elevada e o ΔK passa a se aproxima do ΔK_c . Essa fase começa quando o $K_{IMAX} > 0.7K_{IC}$. Para essa região é necessário utilizar outra abordagem, como por exemplo, a definida por Forman, que pode ser aplicada tanto na Região B quanto na Região C.

$$\dot{a} = \frac{C(\Delta K_I)^m}{(1-R)K_{IC} - \Delta K_I}$$

Para o cálculo do valor de ΔK é assumido um valor constante para o tamanho de trinca em um ciclo considerado, sendo assim calculado partir de uma variação de carga. Se o ciclo for sempre tração ($\sigma_{min} > 0$), logo:

$$\Delta K = Y\Delta\sigma\sqrt{\pi a}$$

Onde Y é o parâmetro geométrico adimensional que considera a geometria, incluindo a dimensão da fenda e o tipo de carregamento e a é o tamanho de trinca.

3.2. MODELO DE ELEMENTOS FINITOS

Este item apresenta os aspectos gerais do modelo de elementos finitos de uma fuselagem, usado para auxiliar na análise estrutural dos componentes em chapa e dos prendedores.

3.2.1. Descrição do modelo

O modelo de elementos finitos utilizados para as análises é apresentado na figura 3.2.1-1. Esse modelo é constituído por elementos de barra e de placa. Cada componente possui propriedades de acordo com o projeto da fuselagem. O modelo possui aproximadamente 250 mil elementos, sendo que entre esses elementos 21.662 são elementos de barra representando prendedores.

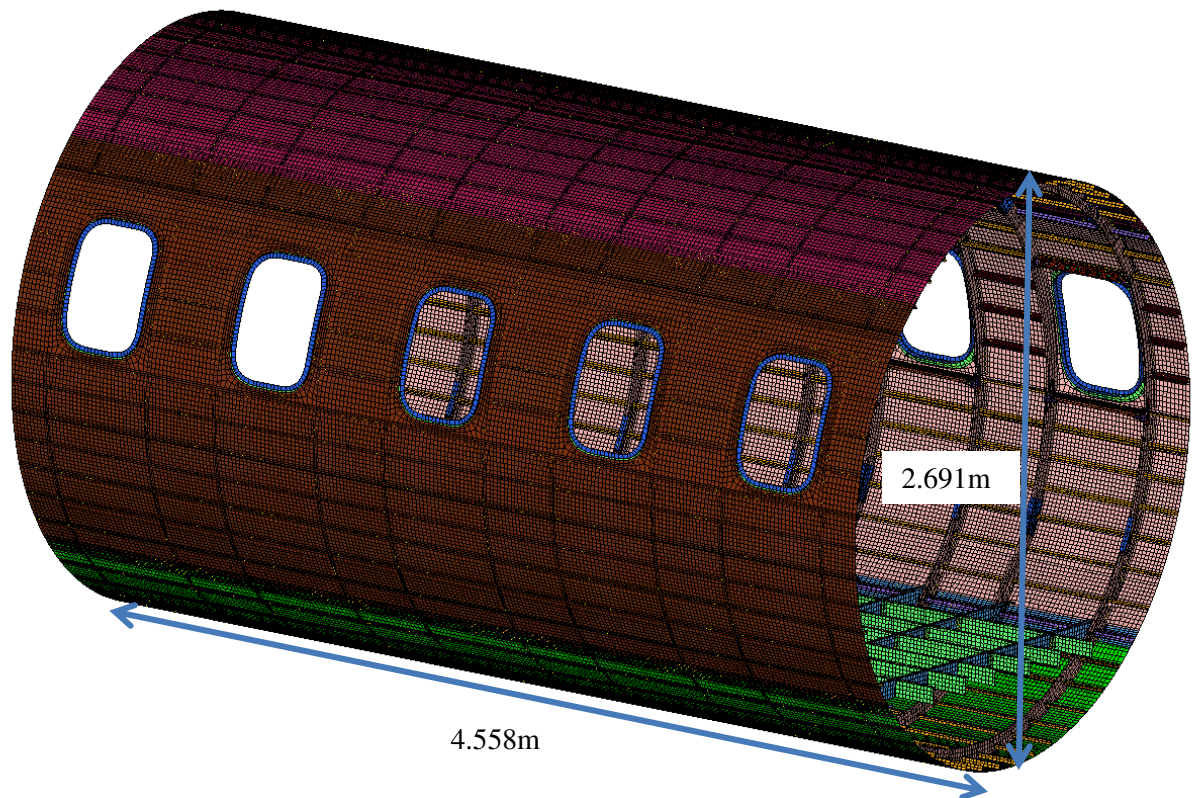


Figura 3.2.1-1 Modelo de Elementos Finitos

3.2.3. Material

Esta seção apresenta as propriedades dos materiais utilizados no modelo da fuselagem. Para o painel externo, cavernas, reforçadores e janelas foram utilizados a liga AL2024-T3, para os prendedores foi utilizado o AL2017-T4, as propriedades utilizadas estão ilustradas abaixo.

Aluminio AL2024-T3

Table 3.2.3.0(b.). Design Mechanical and Physical Properties of 2024 Aluminum Alloy Sheet and Plate

Specification	AMS 4037 and AMS-QQ-A-250/4															AMS-QQ-A-250/4				
	Sheet						Plate									Sheet	Plate			
	T3						T351									T361				
Thickness, in.	0.008-0.009	0.010-0.128	0.129-0.249	0.250-0.499	0.500-1.000	1.001-1.500	1.501-2.000	2.001-3.000	3.001-4.000	0.020-0.062	0.063-0.249	0.250-0.500								
Basis	S	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	S	S	S		
Mechanical Properties:																				
F_{up} , ksi:																				
L	64	64	65	65	66	64	66	63	65	62	64	62	64	60	62	57	59	68	69	67
LT	63	63	64	64	65	64	66	63	65	62	64	62	64	60	62	57	59	67	68	66
ST	52 ^a	54 ^a	49 ^a	51 ^a
F_{up} , ksi:																				
L	47	47	48	47	48	48	50	48	50	47	50	47	49	46	48	43	46	56	56	54
LT	42	42	43	42	43	42	44	42	44	42	44	42	44	42	44	41	43	50	51	49
ST	38 ^a	40 ^a	38 ^a	39 ^a
F_{up} , ksi:																				
L	39	39	40	39	40	39	41	39	41	39	40	38	40	37	39	35	37	47	48	46
LT	45	45	46	45	46	45	47	45	47	44	46	44	46	43	45	41	43	53	54	52
ST	46	48	44	47
F_{up} , ksi:																				
L	39	39	40	40	41	38	39	37	38	37	38	37	38	35	37	34	35	42	42	41
F_{up}^b , ksi:																				
(e/D = 1.5)	104	104	106	106	107	97	100	95	98	94	97	94	97	91	94	86	89	111	112	109
(e/D = 2.0)	129	129	131	131	133	119	122	117	120	115	119	115	119	111	115	106	109	137	139	135
F_{up}^b , ksi:																				
(e/D = 1.5)	73	73	75	73	75	72	76	72	76	72	76	72	76	72	76	70	74	82	84	81
(e/D = 2.0)	88	88	90	88	90	86	90	86	90	86	90	86	90	86	90	84	88	97	99	96
e , percent (S-basis):																				
LT	10	°	...	°	...	12	...	8	...	7	...	6	...	4	...	4	...	8	9	9 ^d
E , 10 ³ ksi	10.5																			
E_p , 10 ³ ksi	10.7																			
G , 10 ³ ksi	4.0																			
μ	0.33																			
Physical Properties:																				
ω , lb/in.	0.100																			
C, K, and α	See Figure 3.2.3.0																			

3-71

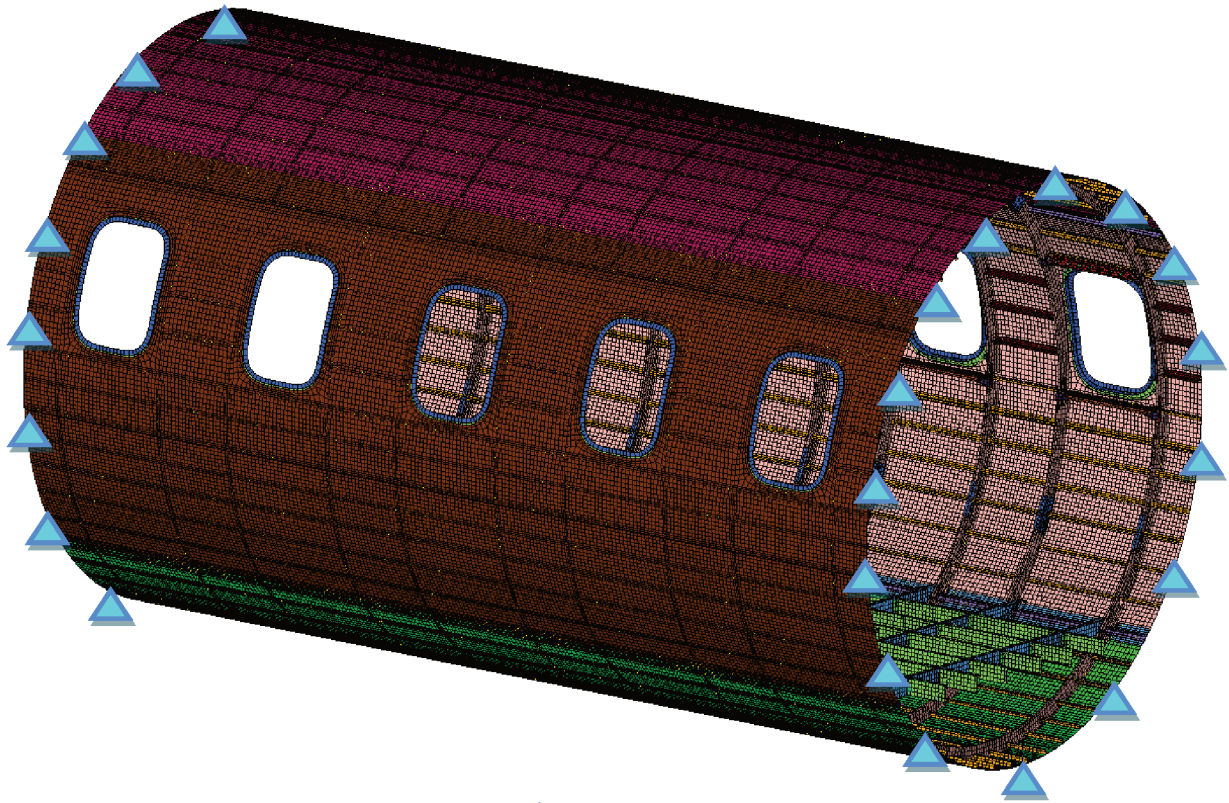
a Caution: This specific alloy, temper, and product form exhibits poor stress-corrosion cracking resistance in this grain direction. It corresponds to an SCC resistance rating of D, as indicated in Table 3.1.2.3.1(a).
 b Bearing values are "dry pin" values per Section 1.4.7.1. See Table 3.1.2.1.1.
 c See Table 3.2.3.0(c).
 d 10% for 0.500 inch.

Rebite Aluminio AL2017-T4 (Fsu: 30ksi)

Fastener Type	MS20426 D (AL2017-T4) Fsu:30ksi	
Sheet Material	AL2024	
Fastener Diameter [in]	3/16"	3/16"
Fastener Shear Strength	1086	749
Tension Strength	705	486
Unit	ksi	daN/m2

3.2.4. Condições de contorno

As condições de contorno estão situadas nas extremidades da fuselagem. Elas travam o modelo em 3 graus de liberdade [translação em X, Y e Z].



▲ SPC 1-3

Figura 3.2.4.1: Ponto de Fixação considerado no modelo.

3.2.5. Carregamento

Uma fuselagem é submetida a diversos tipos de carregamento, para esse estudo será considerado apenas o carregamento devido à pressurização da cabine. Esse carregamento depende da altitude de voo de cruzeiro e do grau de conforto esperado, portanto, com base na Ref. 1.0 foi considerado uma pressão limite de 8.0 psi [0.055 MPa], para a carga máxima é considerada uma pressão de 12.0 psi [0.082 MPa].

O carregamento foi aplicado como pressão diretamente nos painéis externos, conforme mostrado na Figura 3.2.5-1.

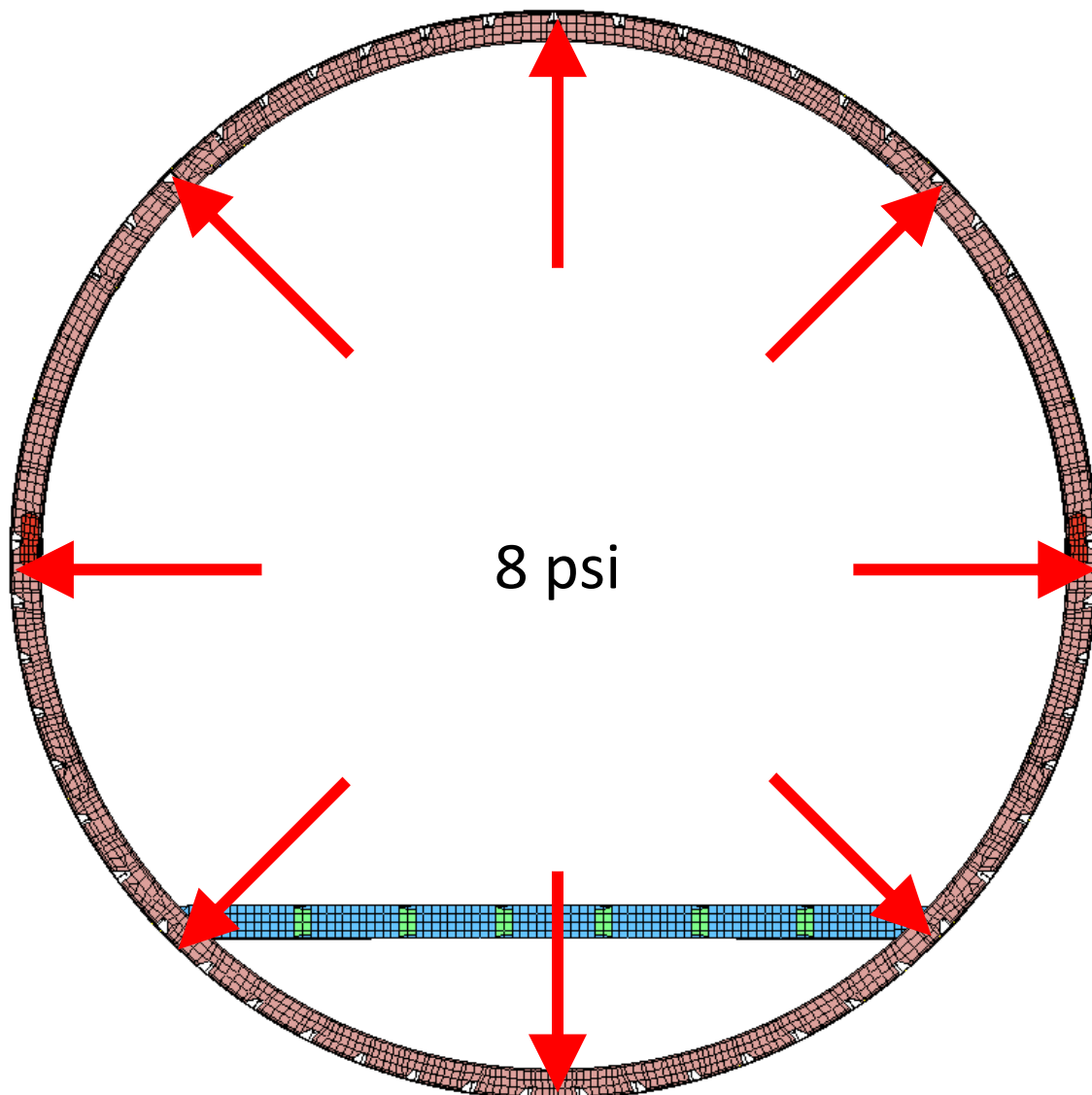


Figura 3.2.5-1 Carregamento aplicado à fuselagem

4. RESULTADOS

4.1. RESULTADOS DO MODELO DE ELEMENTOS FINITOS

Esta seção apresenta as tensões obtidas na estrutura da fuselagem. Para a obtenção da margem de segurança dos componentes e dos prendedores foi utilizado o resultado da aplicação da carga máxima, 12 psi. Para o cálculo de fadiga foi utilizado o carregamento funcional, de 8.0 psi, já que esse carregamento é o esperado que seja aplicado durante a vida útil da aeronave.

Os resultados utilizados nos cálculos foram obtidos na região central da fuselagem, evitando assim a influência das condições de contorno.

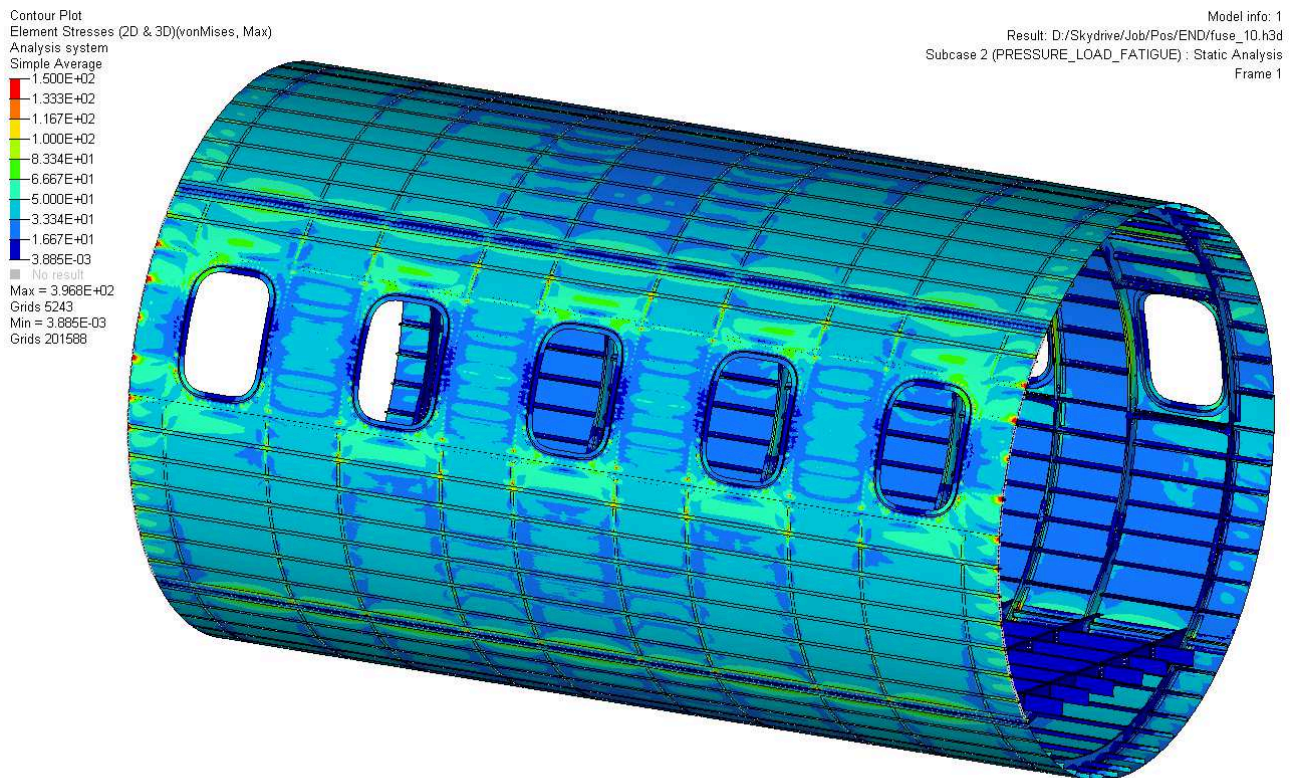


Figura 4.1-1 Distribuição de tensões.

Tabela 4.1-1 Margem de segurança dos componentes

MARGEM DE SEGURANÇA						
#	Material	Ftu [daN/mm ²]	Carregamento	f [daN/mm ²]	MS%	
Upper Painel	Al 2024-T3	43.4	Pressure 12 PSI	9.6	HMS	
Side Painel	Al 2024-T3	43.4		10.6	HMS	
Lower Painel	Al 2024-T3	43.4		8.7	HMS	
Stringers	Al 2024-T3	43.4		13.0	HMS	
Frame	Al 2024-T3	43.4		29.0	49.7	
Floor Longitudinal	Al 2024-T3	43.4		1.8	HMS	
Floor Transversal	Al 2024-T3	43.4		4.2	HMS	
Painel Connection	Al 2024-T3	43.4		22.4	93.8	
	Al 2024-T3	43.4				
	Al 2024-T3	43.4				

Como é possível constatar na tabela 4.1-2 os componentes com a menor margem de segurança são a conexão entre os painéis e as cavernas. Como os valores são devido à aplicação do carregamento máximo eles são satisfatórios e demonstram que não haverá colapso da estrutura.

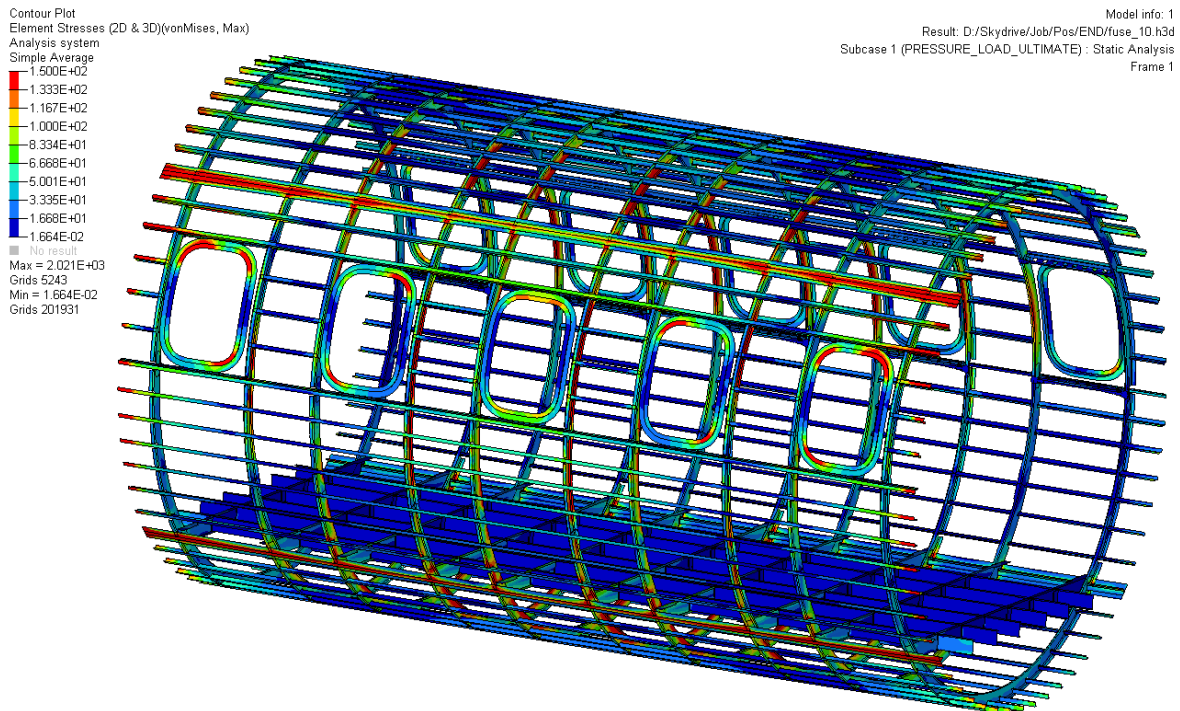


Figura 4.1-2 Distribuição de tensões devido ao carregamento máximo.

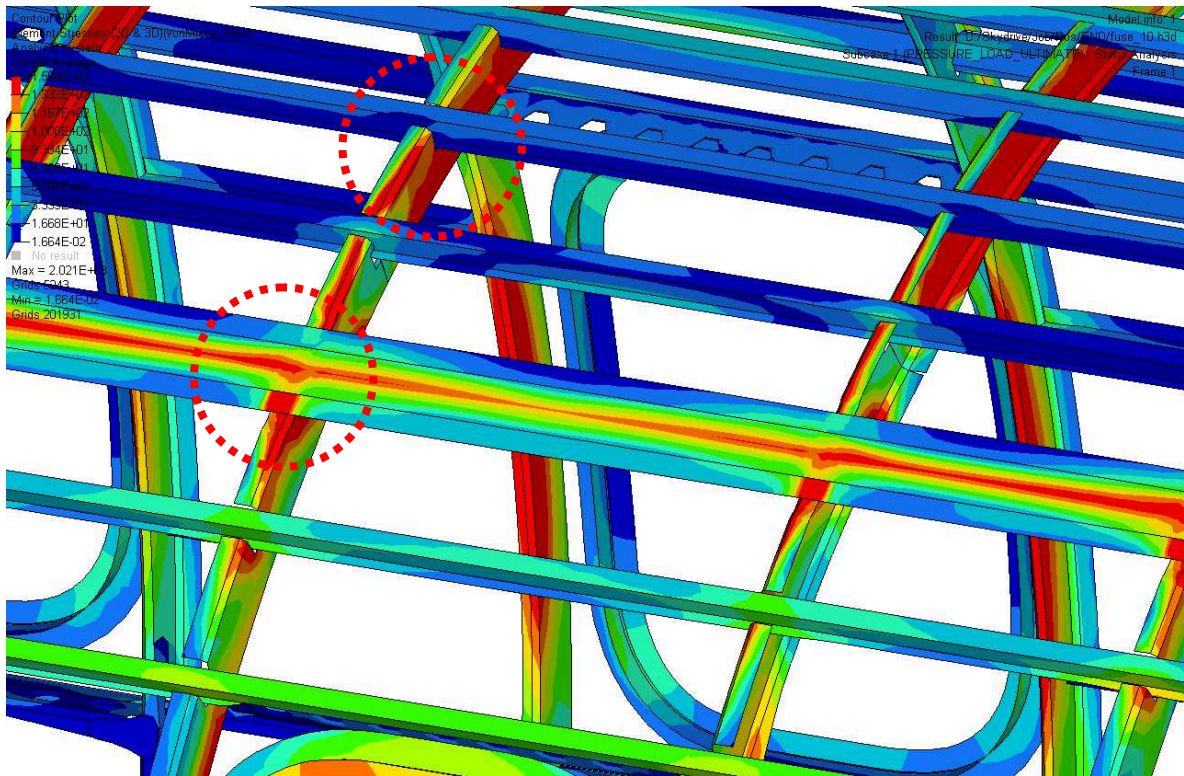


Figura 4.1-3 Detalhe da interface de conexão e das cavernas.

4.2. RESULTADOS DE PRENDEDORES

Este item apresenta a margem de segurança e cálculo de esmagamento para os prendedores com a carga máxima aplicada. O modelo possui 21.662 prendedores, portanto, apenas os prendedores com margem de segurança abaixo de 100% serão apresentados na tabela de resultados. Os rebites utilizados na estrutura possuem 3/16" de diâmetro, com o material AL2017-T4.

Como é possível observar apenas 26 prendedores possuem margem de segurança baixa, como a estrutura é Fail-Safe e possui redundância é possível afirmar que não haverá colapso devido à aplicação de carga máxima.

Tabela 4.2 -1 Margem de Segurança e Cálculo de Esmagamento dos prendedores.

MARGEM DE SEGURANCA DOS PRENDEDORES														
Elemento	Diâmetro	Material 1	Fbru	Espessura	Material 2	Fbru	Espessura	Força Limite [daN]				Força [daN]		MS%
			[daN/mm ²]	[mm]		[daN/mm ²]	[mm]	Axial	Cisal.	Esmag. MAT1	Esmag. MAT2	Axial	Cisal.	
141145	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	41.2	254.4	68.5
142203	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	40.7	254.0	68.8
92785	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	39.9	249.5	71.8
193196	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	39.9	249.5	71.8
191047	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	39.9	249.4	71.9
94934	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	39.9	249.4	71.9
142992	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	2.0	234.3	83.0
144048	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	2.0	234.3	83.0
140843	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	2.0	234.0	83.2
141899	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	2.0	234.0	83.2
93087	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	3.1	230.9	85.7
192892	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	3.1	230.9	85.7
95236	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	3.0	230.6	85.9
190743	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	3.0	230.6	85.9
140844	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	3.4	228.2	87.8
141900	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	3.4	228.2	87.8
142993	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	3.4	227.7	88.3
144049	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	3.4	227.7	88.3
95235	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	4.0	222.2	92.9
190744	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	4.0	222.2	92.9
93086	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	4.0	221.6	93.4
192893	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	4.0	221.6	93.4
142915	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	17.5	215.8	98.7
143968	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	17.5	215.8	98.7
141819	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	17.5	215.5	98.9
140766	0.1875	AL 2024-T3	90	1	AL 2024-T3	90	1	624.0	810.1	428.6	428.6	17.5	215.5	98.9

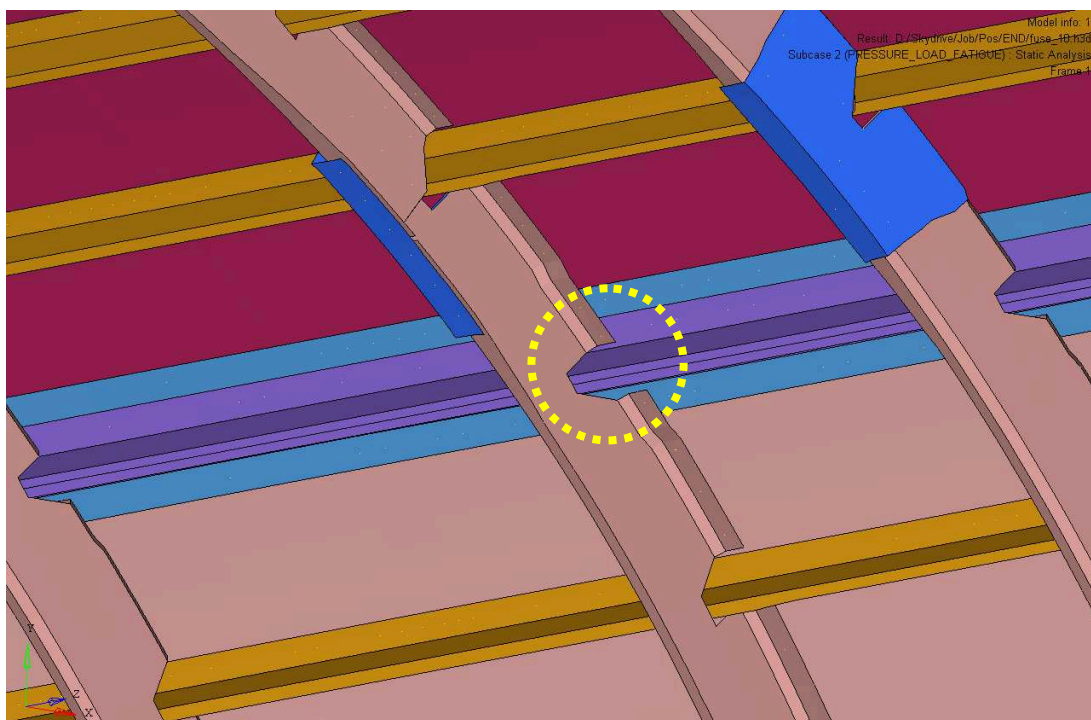


Figura 4.2-1 Localização do prendedor 141145, com margem de segurança de 68.5%

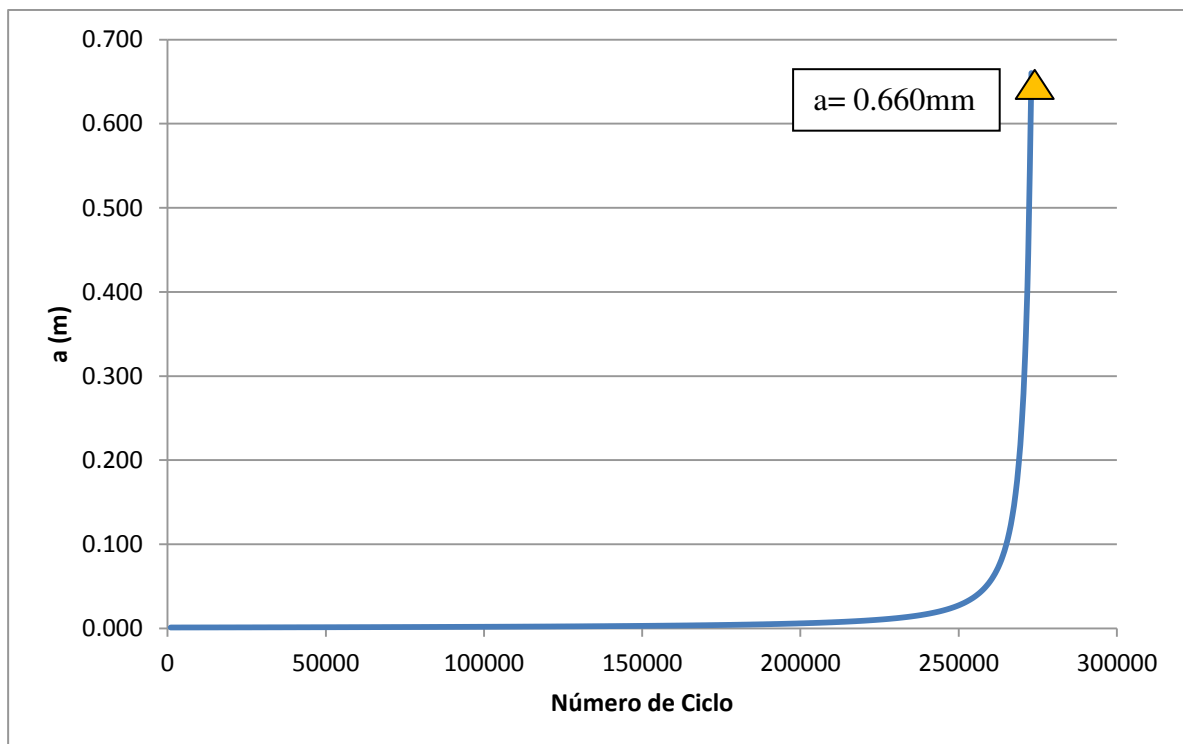
4.3. RESULTADOS DE PROPAGACAO DE TRINCA

Este item apresenta o cálculo de propagação de no painel externo da fuselagem.

Considerações:

- Não foi considerado no cálculo o encruamento do material nas regiões do rebite.
- A geometria do painel foi considerada como se fosse um painel infinito, logo o $y=1$.
- As constante C e n para calcular o da/dN vieram da tabela ESDU 83007 (Al2024-T3 – sheet).
- Foi considerado um carregamento constante durante a ciclagem, tornando muito mais crítico que um carregamento variável (carregamento de 8 psi)
- Foi considerada uma ciclagem constante.
- $K_{IC} = 141.7 \text{ MNm}^{-3/2}$ (K crítico do material Al2024-T3) [Ref. 5]

Gráfico de Propagação de Trinca



Como era esperada, a propagação da trinca possui um início lento, ao atingir determinado tamanho sua propagação acelera atingindo o K_c rapidamente. Esse efeito pode provocar a perda da aeronave de forma repentina, portanto, com base nos dados apresentados, é recomendado realizar inspeções periódicas para acompanhar o desenvolvimento da trinca.

5. CONCLUSÃO

Considerando a trinca inicial de (a) 1.0 mm e um carregamento cíclico de 8 psi ao longo de toda a vida da fuselagem foi obtido um tamanho máximo de trinca de 0.660 m em 271.000 ciclos. Portanto, para ter controle do crescimento dessa trinca e evitar uma falha por fadiga, é recomendado realizar inspeções de ensaios não destrutivos a cada 90.000 ciclos. O ensaio não destrutivo mais indicado seria o Eddy Currents, devido a sua sensibilidade e a capacidade de detectar defeitos superficiais, já que o crescimento inicial da trinca é lento. Caso a trinca apresente um tamanho visível, ou seja, possuir um tamanho maior que 0.050 m, onde é recomendado realizar inspeções visuais a cada 10.000 ciclos, realizando o reparo do painel quando a trinca atingir 0.400 m.

O estudo realizado apresentou resultados conservativos e satisfatórios. Foi possível definir um plano de inspeção que garantirá a segurança da aeronave. Os resultados indicam que a estrutura proposta possui uma ótima resistência ao carregamento máximo e uma vida em fadiga satisfatória. É possível realizar um aprimoramento do estudo utilizando outros métodos, como por exemplo, o método de Forman para o cálculo de fadiga e considerando outros tipos de carregamento, como por exemplo, carregamentos inerciais, e torção de fuselagem.

6. REFERÊNCIAS

- 1 Bruhn, E.F. – Analysis and Design of Flight Vehicle Structures.
- 2 Niu, M.C.Y – Airframe Stress Analysis and Sizing.
- 3 Rice, R.C.; Jackson, J.L.; Bakuckas, J. & Thompson, S. – Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS) – DoT Technical Report DOT/FAA/AR-MMPDS-01.
- 4 Rosa, E., Análise de Resistência Mecânica, 2002
- 5 Kaufman, J. G. Fracture Resistance of Aluminum Alloys: Notch Toughness, Tear Resistance and Fracture Toughness, 2001.

Abstract: This technical work consists to evaluate a fuselage using finite elements model. For all components, the safety margin was calculated. Also, the safety margin of fasteners and bearing were calculated. Furthermore, it was studied, the crack propagation in the structure using the Paris Law and identifying the most appropriate non-destructive testing tool for predictive maintenance.

Key-word: Fuselage, Tension, Axial Force, Shear Force, Rivet and Paris Law.