

TTEM 019/14

CÁLCULO DE PROPAGAÇÃO DE TRINCA POR ELEMENTOS FINITOS DE ESTRUTURAS DE ASAS REBITADAS

CRACK PROPAGATION CALCULATION FOR FINITE ELEMENTS OF WINGS RIVETED STRUCTURES

Signatários:

- Siloana Ouverney Sales (Autor)
- Eder da Silva 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 técnico pretende estudar a propagação de trinca de estruturas de asas rebiteadas usando elementos finitos e cálculo manual de rebites e de propagação de trinca dessas estruturas.

Duração: 3 meses

1 - Aluna do curso de Especialização em nível de Pós-Graduação em Engenharia Aeronáutica da Universidade de Taubaté (UNITAU/SP). siloana@gmail.com.

Palavras chave: Asa, Tensão, Força Axial, Elementos finitos, Rebites e Lei de Paris.

Resumo: Este trabalho técnico consiste em avaliar uma estrutura de uma asa rebitada, usando modelo de elementos finitos, tendo como objetivo calcular a margem de segurança de todos os componentes, e também demonstrar que essa ferramenta pode ser utilizada como ensaios não destrutivos (ENDs) na manutenção preditiva. Também calcular a margem de segurança e o esmagamento dos prendedores, usando cálculo manual. Além disso, foi calculada a propagação de um trinca, usando a lei de Paris e identificando o ensaio não destrutivo mais adequado.

1. INTRODUÇÃO

Este trabalho técnico contém análise estrutural de uma seção de uma asa rebitada. Este estudo consiste em avaliar as tensões de Von mises, realizando o cálculo de margem de segurança dessas estruturas e o cálculo de prendedores, tais como força axial, força de cisalhamento, margem de segurança e esmagamento. Além disso, estimar a nucleação e a propagação de trinca através de cálculo manual, tendo como objetivo indicar o tipo de inspeção caso a estrutura seja propícia à trinca.

2. HISTORIA DA AERONAVE CRICRI

No final de 1950, o engenheiro aeronáutico francês, chamado Michael Colomban começou a desenvolver uma aeronave de porte pequeno, devido a sua enorme paixão por aeronaves dessa categoria. O criador tinha como objetivo desenvolver e construir uma aeronave homebuild pequena, leve, com uma capacidade de transportar um piloto de 78 kg e 10 kg de combustível, tendo as seguintes características chaves: econômica e com desempenho acrobático. Após muitos estudos, ele percebeu que seria viável uma área de asa de 4 m^2 , com um peso máximo decolagem de até 180 kg, usando um motor de 20HP.



Figura 2.1: Aeronave Cricri, versão alemã.

O projeto dessa aeronave foi desenvolvido por mais de uma década, devido aos compromissos profissionais do engenheiro. E só em 1971, o engenheiro conseguiu finalizar o design do avião. E com os novos avanços tecnológicos da época, ele começou a fazer melhorias na aeronave, incorporando aerofólios de perfil laminar avançados, de baixo arrasto e uso de compósitos e chapas metálicas muito finas, permitindo uma enorme redução de peso da aeronave. Além disso, essa grande alteração, ajudou o engenheiro a reduzir a área da asa de 4 m^2 para 3.1 m^2 e também substituir o motor de 20HP, por dois motores de motosserra Stihl de 8 HP cada. Essa ideia revolucionária, mostrou uma grande solução em reduzir o peso total da aeronave, permitindo instalar hélices de diâmetro pequeno, não perdendo eficiência em altas velocidades.

O primeiro protótipo foi construído entre 1971 a 1973, levando 1.500 horas. Como já foi dito, o objetivo era desenvolver uma aeronave acrobática, Colomban realizou diversos testes estáticos de carga estrutural para certificar da resistência do avião em manobras radicais.



Figura 2.2: Demonstração de baixo peso da aeronave.

O protótipo da aeronave, MC-10 tinha um peso vazio de apenas 63 Kg, 4,9 metros de envergadura e 3,9 metros de comprimento. O primeiro voo foi realizado em 19 de julho de 1973, no aérodromo de Guyancourt, pilotado por Robert Bush. A aeronave foi um sucesso, devido a sua capacidade de executar manobras acrobáticas e de seus motores de dois tempos poderem funcionar em manobras de G negativo.

Após a comercialização, os primeiros resultados dos homebuilder foram desastrosos, devido a complexidade do projeto, como tamanho da aeronave, afinação e sincronização dos dois motores. Foi necessário que o engenheiro Colomban fizesse melhorias no projeto da aeronave para facilitar a construção e também ele preparou manuais práticos. Após essas alterações, a aeronave tornou-se um sucesso total.

2.1. Dados Técnicos da Aeronave

Dimensões	Envergadura	4,9 m
	Área alar	3,1 m ²
	Alongamento	7,74
	Comprimento total	3,91 m
	Altura total	1,22 m
Pesos	Peso vazio	172 lb ou 78 kgf
	Peso Máximo de decolagem	375 lb ou 170 kgf
	Carga alar	11,2 lb/ft ² ou 54,7 kg/m ²
Desempenho	Velocidade Máxima Nivelada	135 MPH ou 217 km/h
	Velocidade Stall, com flaps	45 MPH ou 72 km/h
	Distância de decolagem	400 ft ou 122 m
	Razão de subida, MSL	1.200 ft/min ou 6 m/s
	Teto de serviço	16.000 ft ou 4.890 m
	Alcance	250 milhas ou 400 km
	Consumo de combustível	47 milhas/Gal US ou 20 km/l
Fatores de carga	Fator extremo de carga	+6 G/ -3 G
	Fator limite de utilização	+1,5 G / -0,5 G

Desenho esquemático da aeronave.

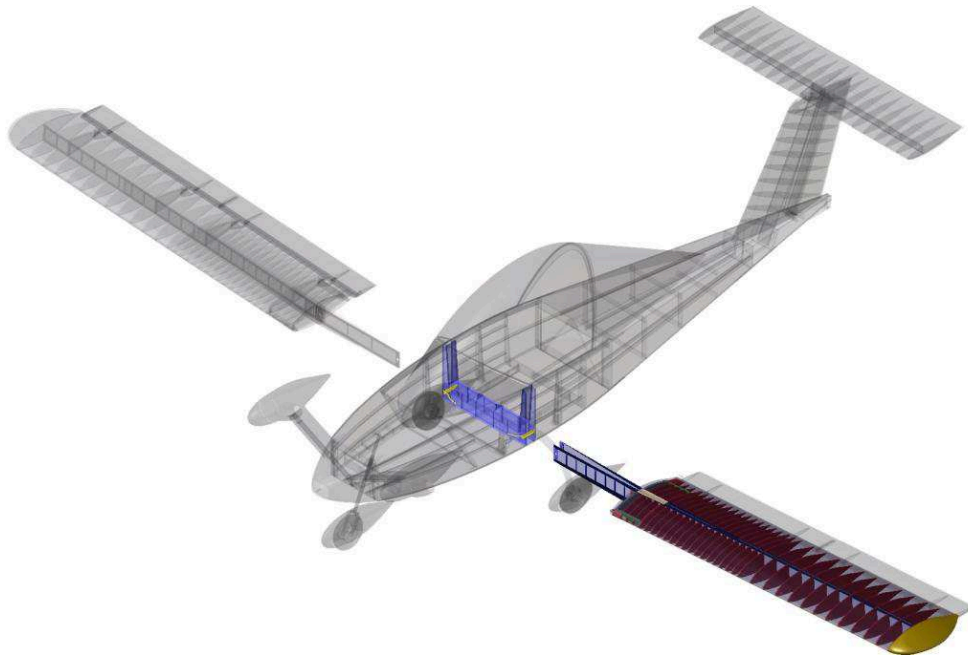


Figura 2.1. 1: Montagem da asa na fuselagem

3. DESENVOLVIMENTO

3.1. DESCRIÇÃO DA METODOLOGIA

Este item apresenta os métodos, hipóteses e limitações assumidas durante a análise estrutural de uma asa rebitada.

As estruturas metálicas foram analisadas usando procedimentos apresentados abaixo:

- Análise de ruptura;
- Análise de prendedores;
- Análise de nucleação e propagação de trinca (Lei de Paris).

3.1.1. 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 em placa ou em 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} é a tensão de ruptura do material, determinado pelo MMPDS.

F_t é a tensão encontrada.

3.1.2. Análise de Prendedores

A margem de segurança para prendedores em cisalhamento é:

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

Onde:

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

F_p é a força de cisalhamento encontrada.

A margem de segurança de esmagamento é calculada pela seguinte equação.

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

Onde:

PBRU é a força de esmagamento da chapa, que é determinada pelo MMPDS.
Fp é a força de cisalhamento encontrada.

Força de Esmagamento (*fesm*) é calculada pela seguinte equação.

$$fesm = \phi * P_{BRU} * t$$

PBRU é a força de esmagamento da chapa, que é determinada pelo MMPDS.
t é a espessura da chapa

3.1.3. Análise de Nucleação e Propagação de Trinca de Fadiga

A falha por fadiga inicia-se nos pontos mais solicitados da estrutura de uma asa, na forma de pequenas trincas que vão crescendo e reduzindo a resistência mecânica dos componentes, até que uma sobrecarga leve à ruptura final. Esse fenômeno é chamado de propagação da trinca.

A resistência à fadiga deve ser analisada de forma diferente para o período de nucleação da trinca e para o período de propagação de trinca, pois os fenômenos envolvidos são bem distintos. Na maioria dos casos, o material não pode ser considerado homogêneo em grandes dimensões, pois pode haver alguns defeitos de processo de fabricação. É nesses casos, que a vida em fadiga depende da resistência à propagação de trinca dos defeitos do material, sendo assim, a nucleação de trinca é imediata.

A previsão de resistência mecânica deve levar em conta a propagação de trinca. A vida em fadiga é calculada unicamente pela propagação do defeito desde o tamanho inicial até o correspondente tamanho crítico, que depende totalmente do material, do carregamento e da geometria.

A previsão de vida em fadiga depende diretamente da velocidade de propagação de trinca (da/dN), ou seja, é função da solitação cíclica (ΔK).

3.1.4. A correlação a ΔK

O término da vida útil de uma estrutura ou de um componente, por sua ruptura brusca, é definido pelo fator de intensidade de tensão crítico K_{IC} ou K_C , em seu estado plano de deformação ou não. A vida útil depende da velocidade do crescimento da trinca, desde tamanho microscópico até o tamanho crítico para a ruptura. A velocidade de propagação de trinca depende diretamente da solitação que esta atuando. O fator de intensidade de tensão fornece um parâmetro único, que 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, dependendo somente do estado de tensões, ou seja, o fator de intensidade de tensão pode ser utilizado para um enfoque quantitativo na interpretação do comportamento de propagação de trinca por fadiga.

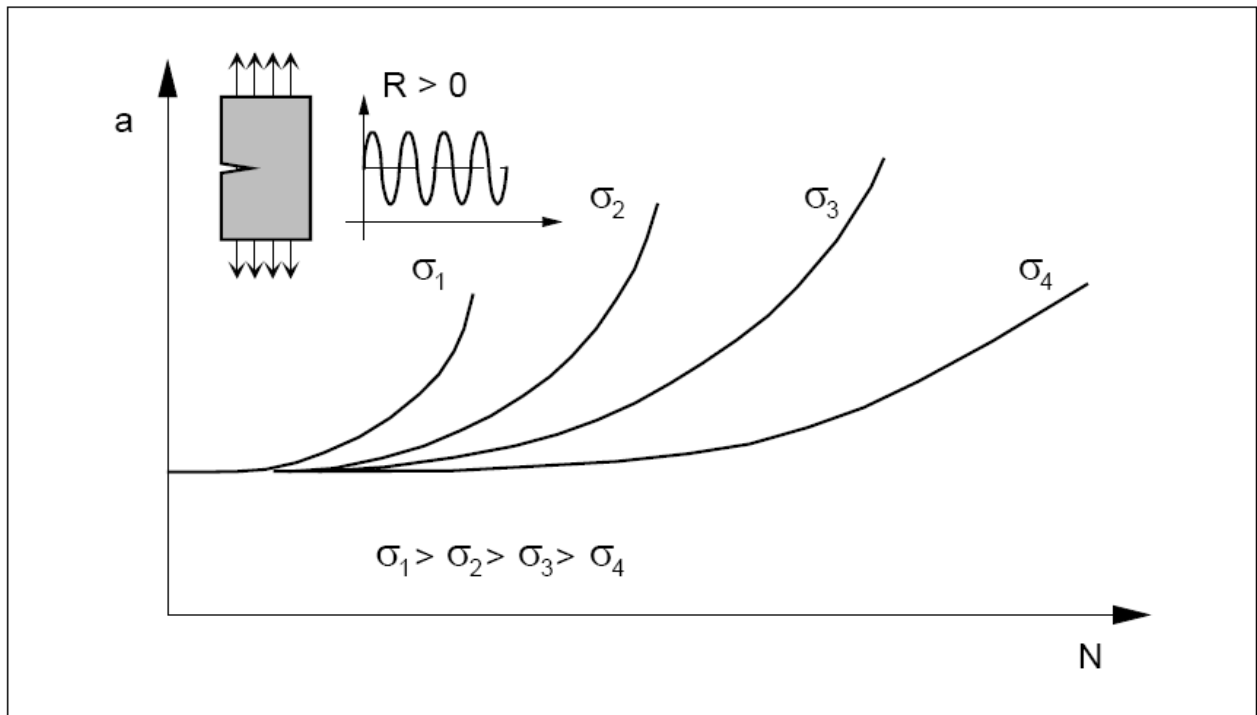


Figura 3.1.4.1: Curva a-N de crescimento do tamanho de trinca contra vida para vários níveis de tensão cíclica.

Os dados de propagação de trinca são obtidos monitorando o seu tamanho durante o ensaio ou durante a inspeção, obtendo-se a curva do crescimento. A trinca cresce lentamente no seu início, porém com seu crescimento do tamanho da trinca, velocidade cresce rapidamente, levando até a ruptura total em um pequeno espaço de tempo. A velocidade da propagação (da/dN) ou simplesmente \dot{a} , quando colocada num gráfico em termos de parcela dinâmica do fator de intensidade de tensão (ΔK) se resulta numa curva típica, como mostrado na Figura 3.1.4.2.

O valor de ΔK é calculado assumindo 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.

E no caso de tensão de compressão, o ΔK é calculado usando somente a parcela sob tração de ciclo, que solicita a frente da trinca.

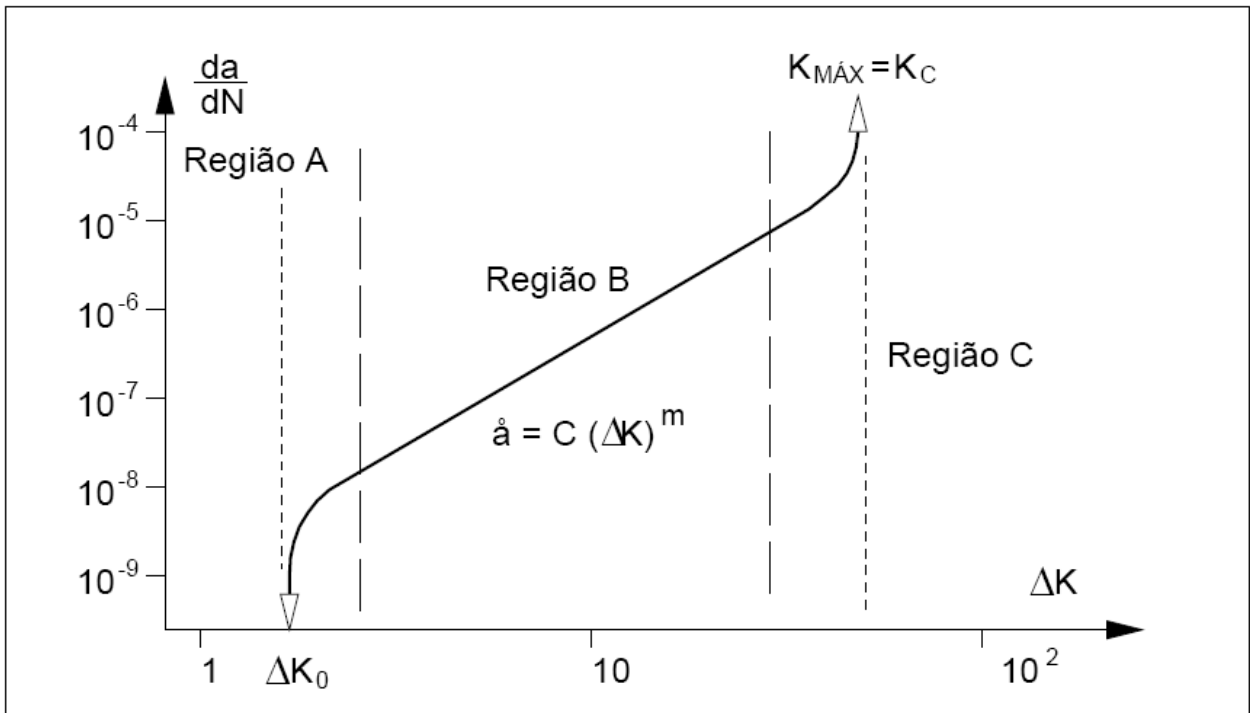


Figura 3.1.4.2: Regiões típicas em um gráfico $\dot{a} - \Delta K$

O gráfico acima é dividido em três regiões distintas.

- **REGIAO A:**

Corresponde a região próxima da nucleação de trinca (ΔK_{TH}), ou seja, o crescimento da trinca é extremamente influenciado pela microestrutura do material. A velocidade de propagação é da ordem de 10^{-9} m/ciclo.

Um fator importante nessa região é que a existência de um nível mínimo para ΔK , chamado de ΔK_0 para uma trinca passe a crescer sob ação de um carregamento cíclico, podendo levar a ocorrência de trincas estacionárias, onde elas não se propagam, logo permanecendo do mesmo tamanho. Para um $\Delta K < \Delta K_0$, a trinca não se propaga, tendendo a uma velocidade zero. Logo a propagação é controlada pela microestrutura do material, tensão média, frequência e condições ambientais.

- **REGIAO B:**

Corresponde a região de propagação estável das trincas. Esta região é caracterizada por uma relação aproximadamente linear entre $\log(da/dN)$ e $\log \Delta K$, como mostrado na equação abaixo. Essa taxa de propagação de trinca é influenciada pelas condições ambientais.

$$\dot{a} = C(\Delta K)^m$$

Onde C e m são constantes empíricas obtidas através de dados experimentais. Esta equação foi apresentada por Paris e Erdogan, que foi comprovada mais tarde por vários experimentos que mostram que o fator de intensidade de tensão é o principal parâmetro que controla a propagação de trinca em fadiga. A constante C sofre a influência das propriedades mecânicas do material, como o módulo de elasticidade (E), a tensão limite de escoamento (σ_y), a tensão de ruptura (σ_u), a deformação de ruptura (ϵ_u) e a tenacidade à fratura (K_{IC}). É nessa fase que ocorre o aumento do tamanho da trinca e a velocidade passa a ser mais sensível, logo reduzindo a vida de propagação. Isto indica que para garantir uma vida suficiente, é necessário se preocupar com os aspectos relacionados às trincas próximas ao tamanho crítico (tenacidade do material).

- **REGIAO C:**

Correspondem as taxas de propagação de trincas muito elevadas, ou seja, ocorre a aceleração do crescimento de trinca, pois o valor de fator de intensidade de tensão máxima aproxima-se do valor da tenacidade crítica do material (K_{IC}). O número de ciclos nesta região é muito reduzido. Essa taxa depende totalmente da tenacidade do material, da microestrutura, da tensão média e das condições ambientais.

Essa fase começa acontecer quando o $K_{MAX} > 0.7K_{IC}$.

A aceleração de trinca pode ser considerada por várias expressões empírica para \dot{a} , como definido pelo Forman, onde a velocidade de propagação deve tender a infinito K_{MAX} tender para K_{IC} , ou seja, na iminência da ruptura estática.

Várias leis de propagação foram propostas após a aplicação e o domínio da Lei de Paris.

$$\Delta K_I = (1-R)K_{MAX}$$

$$[(1-R)]K_{IC} - \Delta K_I \rightarrow 0 \quad \text{Quando } K_{MAX} \rightarrow K_C (*)$$

Onde $R = K_{MIN} / K_{MAX}$ (Razão de tensões).

O Forman propôs uma equação que defini as regiões B e C de propagação, como mostrado na equação abaixo.

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

3.2. Aspectos Gerais

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

3.2.1. Descrição do modelamento

O modelo analisado foi importado do software CATIA V6, com formato “parasolid”. A geometria foi reconhecida pelo FEMAP como um conjunto fechado de superfícies. A fase inicial da modelagem consistiu em modelar de forma controlada toda a superfície e principalmente os furos, aonde foram fixados os prendedores, que foram representados por beams. Esse modelamento requer uma fiscalização entre os elementos da malha. Desta forma, foi adotado um aspecto de malha 4.

Após todo modelamento, as regiões de fixação foram estabelecidas e o carregamento foi aplicado de forma homogênea ao longo da superfície correspondente.

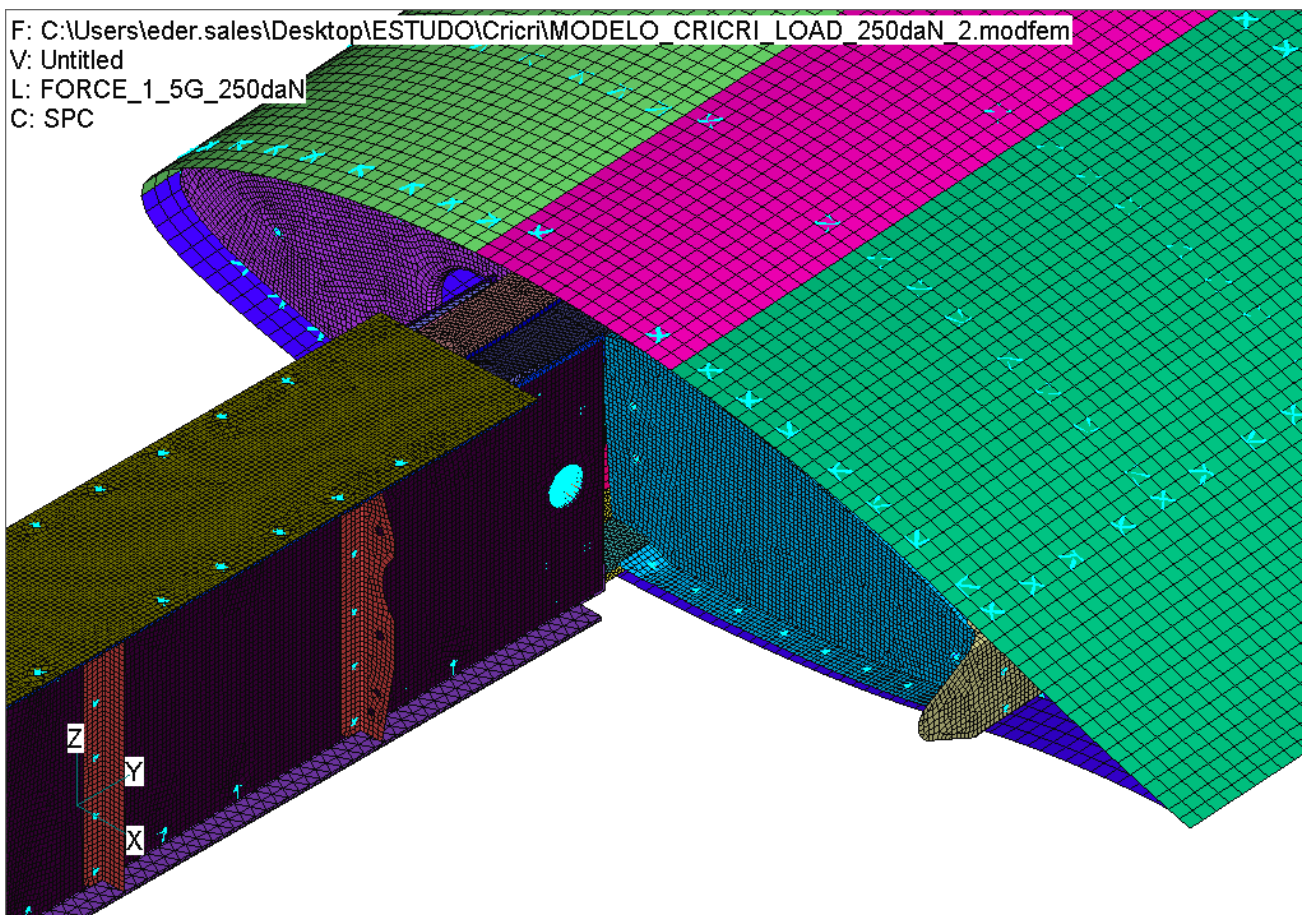


Figura 3.2.1: Modelo de Elementos Finitos da Asa

3.2.2. Referência de elemento

Os quatro tipos de elementos que foram usados na preparação do modelo de elementos finitos são:

- Elemento linha: bar, beam e Rod;
- Elemento placa: plate (CTRIA3 e CQUAD4);
- Elemento rígido: RBE2 e RBE3;
- Elemento sólido: CTETRA.

Nesta seção serão descritos o item citados anteriormente.

3.2.2.1. Elementos Linha (line elements)

CBAR é um elemento estrutural cuja linha de propriedades da área, momentos de inércia, constante de torção e zonas de corte são devidamente entrada. Os elementos de barra proporcionar rigidez em todos os seis graus de liberdade num ponto geométrico. É formulado para permitir deformações devido à carga axial, carga de flexão e a carga de torção, como mostrado na figura abaixo.

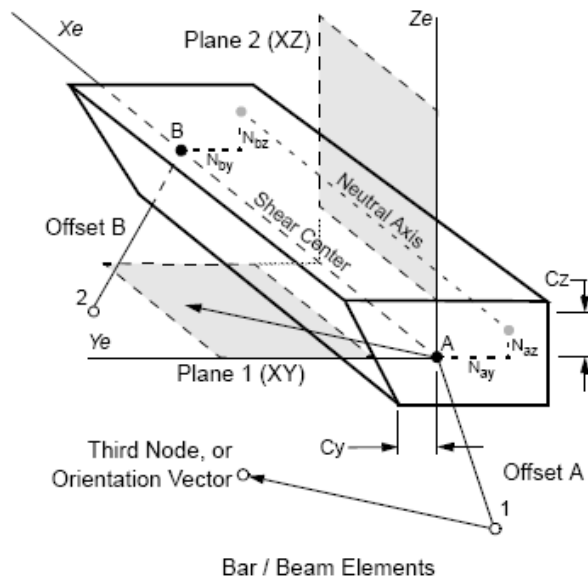


Figura 3.2.2.1: Elemento bar em coordenada local?

3.2.2.2. Elemento Placa

Os elementos CTRIA3 e o CQUAD4 são elementos planos isoparamétricos formados por três ou quatro nós, respectivamente, que suportam comportamento à flexão.

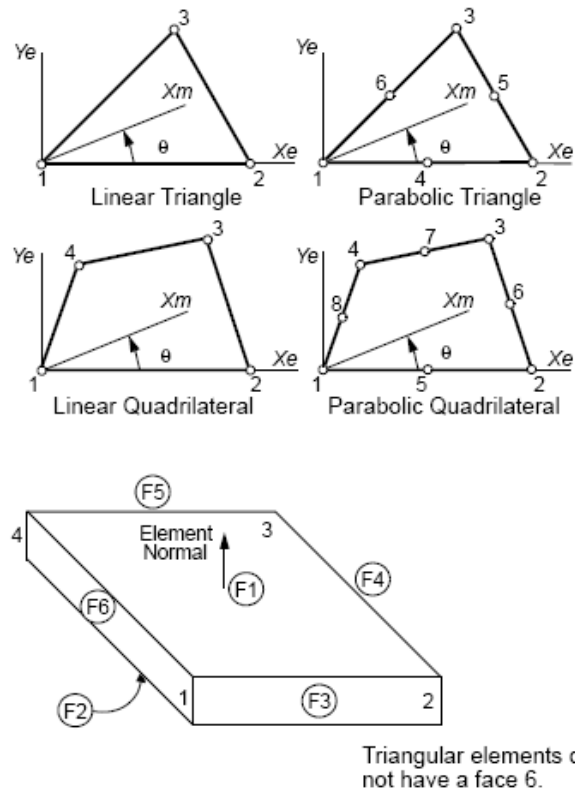


Figura 3.2.2.2: Elemento Placa

3.2.2.3. Elemento Rígido

Dois tipos de elementos rígidos são utilizados: RBE2 e RBE3. Elementos RBE2 vincula os DOFs de um ou mais dependentes nós (nós escravos) para os DOFs de um nó independente (nó mestre).

Elementos RBE3 são elementos de interpolação utilizados para distribuir as cargas. Esse dois elementos não acrescentam rigidez à estrutura.

3.2.2.4. Elemento Sólido

O elemento sólido de quatro lados (CTETRA) é um elemento tetraedro isoparamétrico com quatro nós de vértice e até seis nós laterais adicionais. A geometria de ligação do elemento é mostrada abaixo.

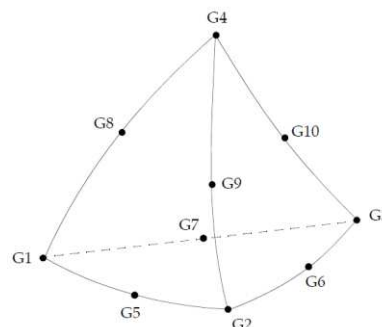


Figura 3.2.2.4: Conexão do elemento CTETRA

3.2.3. Material

Este item apresenta as matérias e as propriedades usadas no modelo de elementos finitos de uma seção de asa, como mostrado abaixo na tabela.

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	A	B	S	S	S			
Mechanical Properties:																							
$F_{0.2}$, 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			
$F_{0.2}$, 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			
$F_{0.2}$, 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			
$F_{0.2}$, ksi:																							
L	39	39	40	40	41	38	39	37	38	37	38	37	38	35	37	34	35	42	42	41			
F_{brs}^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_{brs}^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	c	...	c	...	12	...	8	...	7	...	6	...	4	...	4	...	8	9	9 ^d			
E , 10 ³ ksi	10.5						10.7														10.5		10.7
$E_{0.2}$, 10 ³ ksi	10.7						10.9														10.7		10.9
G , 10 ³ ksi	4.0						4.0														4.0		4.0
μ	0.33						0.33														0.33		0.33
Physical Properties:																							
ω , lb/in.	0.100																						
C, K, and α	See Figure 3.2.3.0																						

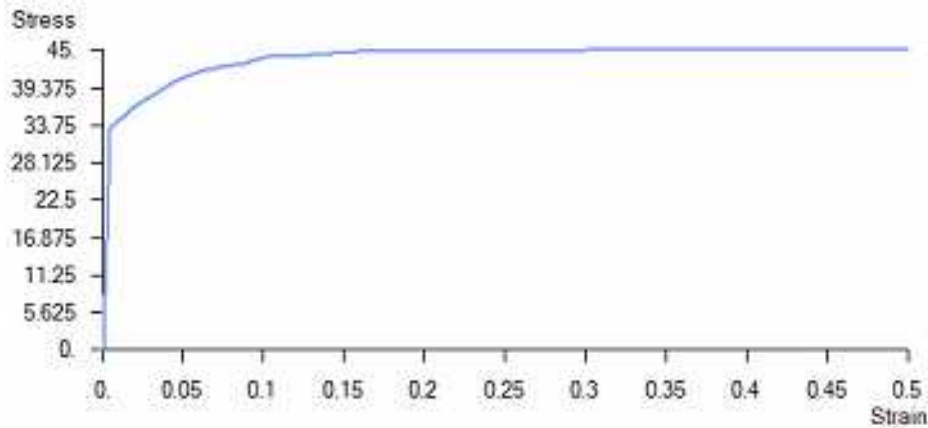
3-71

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.

A deformação plástica do material Al2014-T3 considerada na análise de deformação.

Table 3.2.3.0(c). Minimum Elongation Values for Bare 2024 Aluminum Alloy Sheet and Plate

Condition	Elongation (LT), percent	
	T3, T4, and T42	
Thickness, in.:		
0.010-0.020		12
0.021-0.249		15
0.250-0.499		12
0.500-1.000		8
1.001-1.500		7
1.501-2.000		6



Curva do Tensão x Deformação do Al2014-T3

Rebite Alumínio 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	1085	748
Tension Strength	705	486
Unit	lbs	daN

3.2.4. Pontos de Fixação

Este item apresenta os pontos de fixação adotados no modelo de elementos finitos.

F: C:\Users\leder.sales\Desktop\ESTUDO\Cricri\MODELO_CRICRI_LOAD_250daN_3.modfer
V: Untitled
L: FORCE_1_5G_250daN
C: SPC

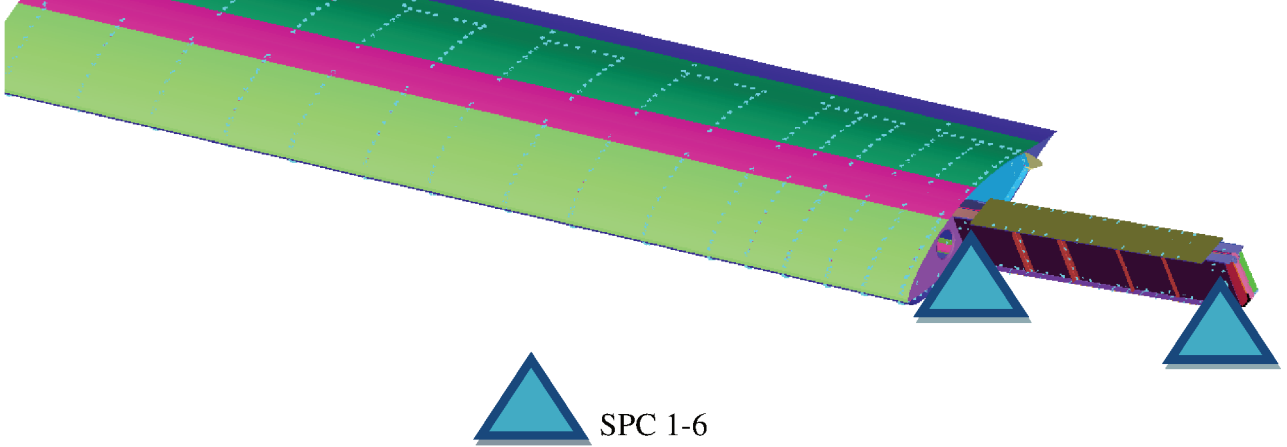


Figura 3.2.4.1: Ponto de Fixação considerado no modelo.

3.2.5. Carregamento

3.2.5.1. Fatores de carga extremos

A aeronave foi projetada para suportar um fator de carga positivo de 6G e um fator de carga negativo de -3.5G, tendo como objetivo garantir o funcionamento em uma situação extrema ou de emergência, mantendo a integridade de toda a estrutura da aeronave. Esses fatores de carga são considerados críticos e só ocorrem raramente em toda a vida útil da aeronave.

Logo, as cargas críticas foram calculadas usando os fatores de carga determinados anteriormente, como mostrado abaixo.

Peso Máximo de decolagem = 170 kgf
Fator extremo de carga (positiva) = 6 G
Fator extremo de carga (negativa) = -3.5 G

Carga extrema (positiva) = $170 \times 6 = 1020 \text{ kgf}$ (1000.3daN)
Carga extrema (negativa) = $170 \times (-3,5) = -595 \text{ kgf}$ (583.5daN)

3.2.5.2. Fatores de carga de utilização

A aeronave é submetida a esforços que equivalem a um fator de carga positivo de 1.5G e um fator de carga negativo de -0.5G em condições de utilização, logo a sustentação compensa somente o peso total da aeronave.

Logo, as cargas de utilização foram calculadas usando os fatores de carga determinados anteriormente, como mostrado abaixo.

Peso Máximo de decolagem = 170 kgf
Fator de carga de utilização (positiva) = 1.5 G
Fator de carga de utilização (negativa) = -0.5 G

Carga de utilização (positiva) = $170 \times 1.5 = 255 \text{ kgf}$ (250.1daN)
Carga de utilização (negativa) = $170 \times (-0,5) = -85 \text{ kgf}$ (83.4daN)

3.2.5.3. Distribuição de Carga

Como a distribuição de carga não ocorre homogeneamente, logo foi considerado um gradiente de pressão mais comum, sendo dividido em tres partes, de modo a se aproximar ao máximo da realidade, como mostrado nos itens abaixo.

- A primeira parte se estende entre os valores de 0 mm e 150 mm da corda da asa, o carregamento aplicado nessa região foi 25% da carga total.
- A segunda parte que se estende entre os valores de 150 mm e 250 mm da corda da asa, o carregamento aplicado nessa região foi 50% da carga total.
- A terceira parte que se estende entre os valores de 250 mm e 350 mm da corda da asa, o carregamento aplicado nessa região foi 25% da carga total, como mostrado na figura abaixo.

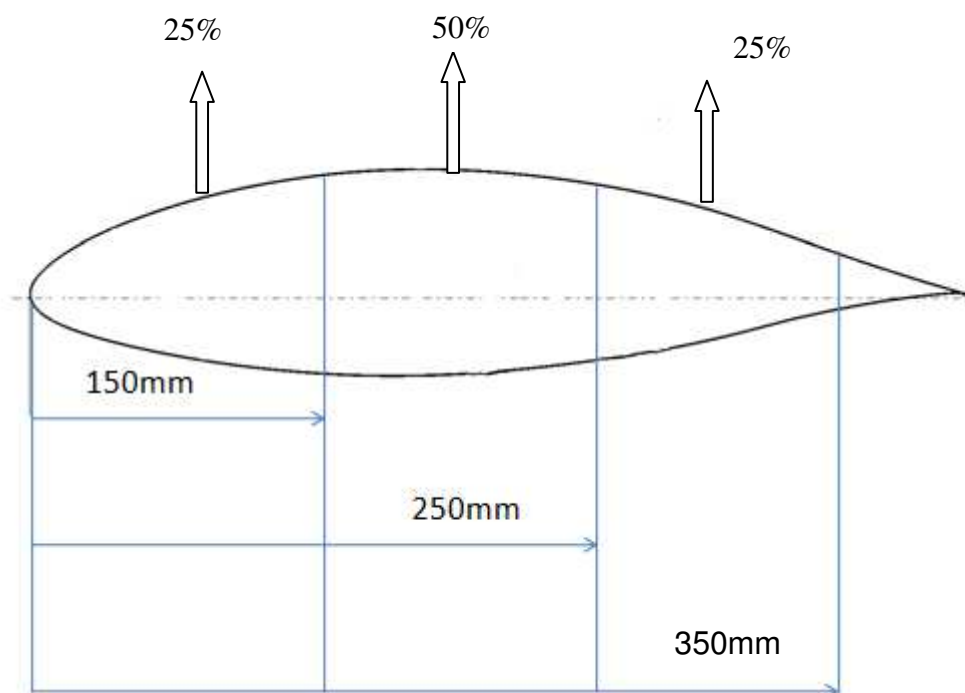


Figura: 3.2.5.3.1 Distribuição dos carregamentos adotados

3.2.5.4. Aplicação da carga no modelo de elementos finitos

Este item apresenta a carga aplicada (Carga de utilização – 1.5G) na seção de uma asa do modelo de elementos finitos.

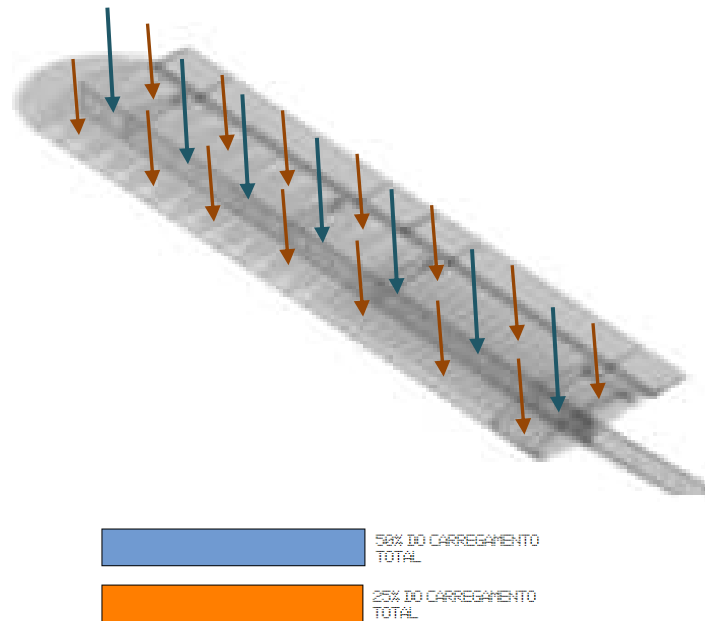


Figura 3.2.5.4.1: Distribuição de carga na asa.

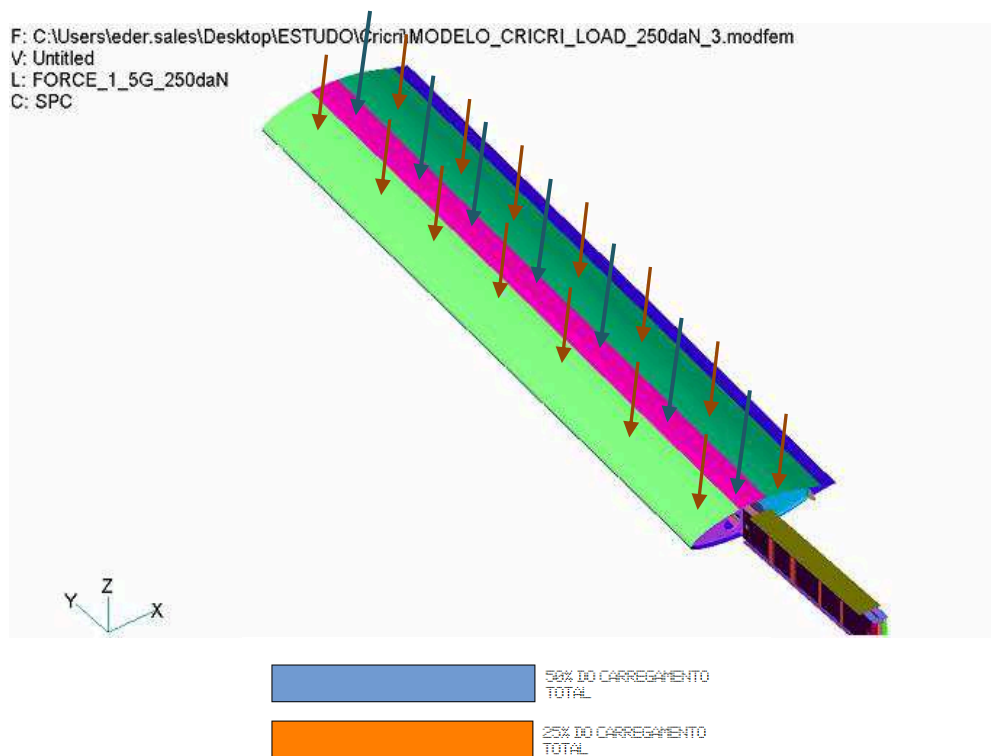


Figura 3.2.5.4.2: Distribuição de carga no modelo de elementos finitos.

4. RESULTADOS

4.1. RESULTADOS DO MODELO DE ELEMENTOS FINITOS

Este item apresenta o deslocamento total de todo o conjunto da asa e os resultados de tensão de Von Mises dos componentes mais críticos para uma carga aplicada de 1.5G (carga de utilização). E também, a margem de segurança de todos os componentes da asa estudada.

Deslocamento

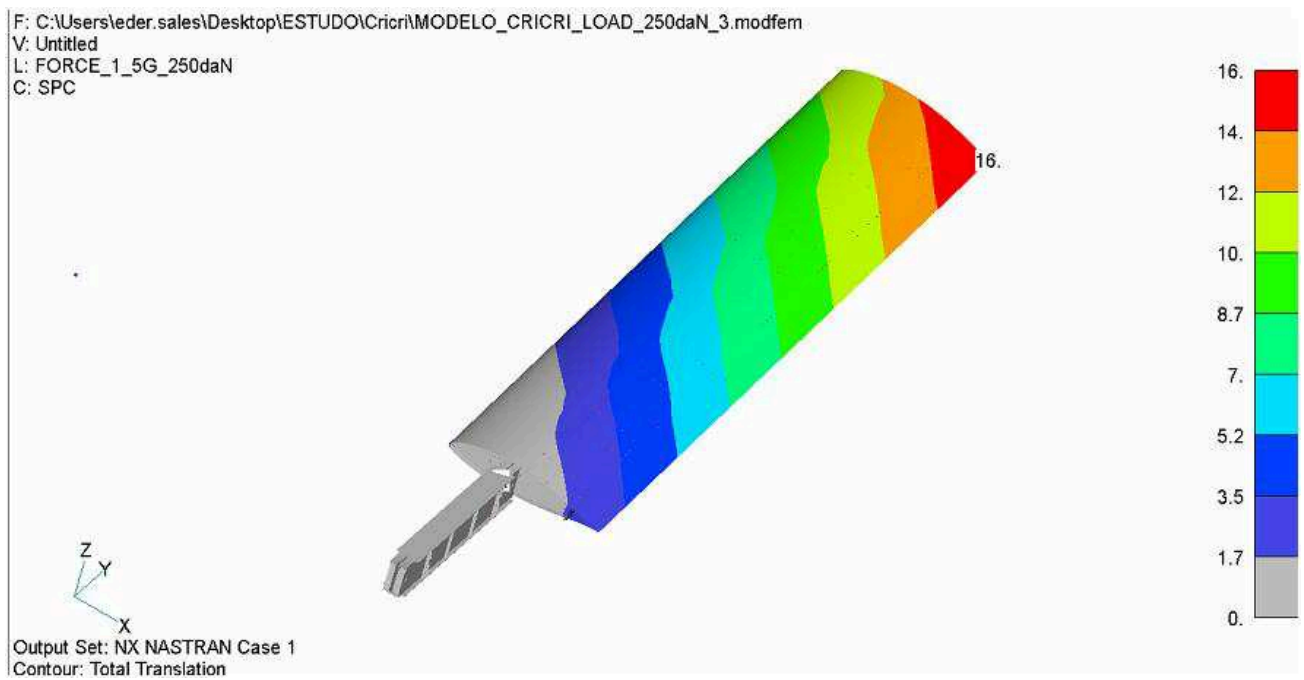
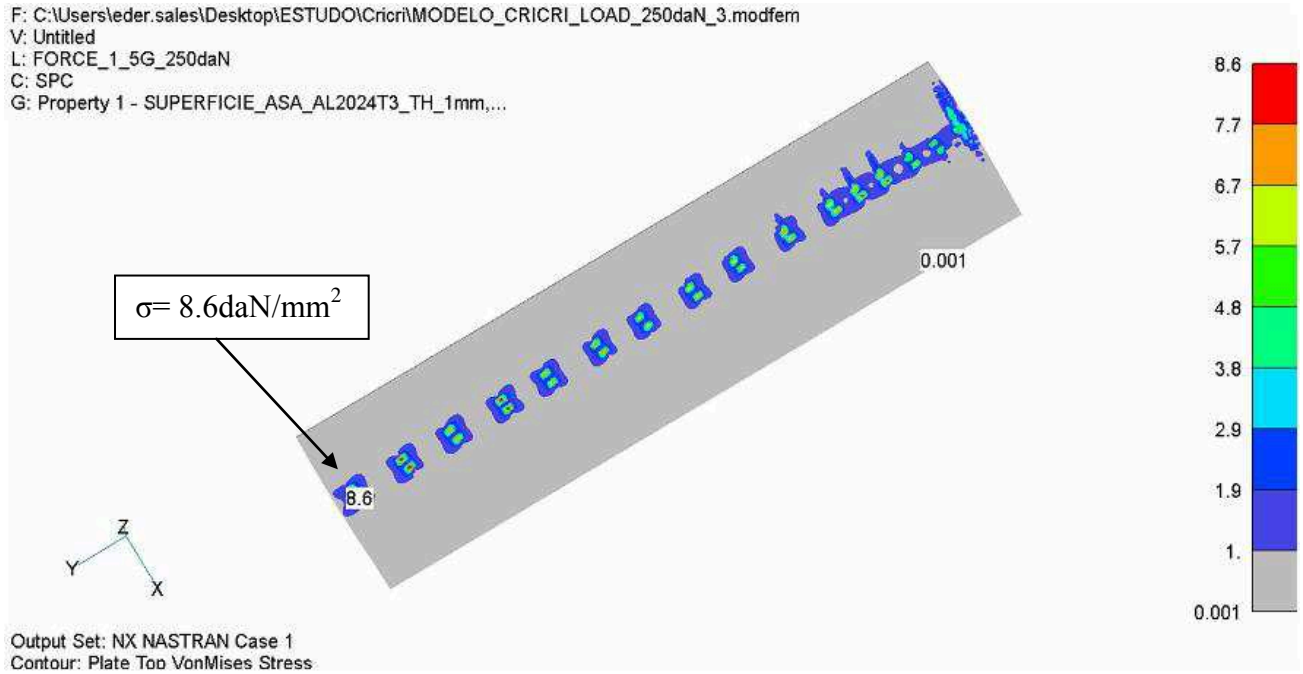


Tabela de Margem de Segurança de todos os componentes

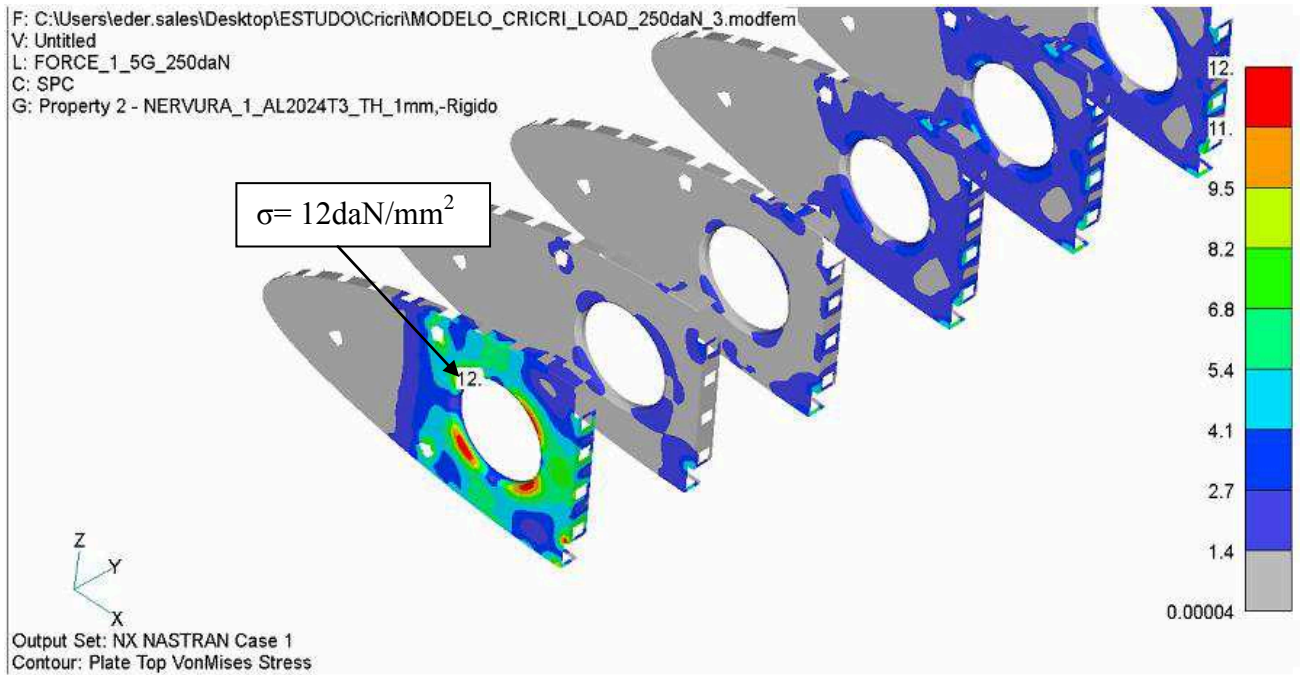
MARGEM DE SEGURANÇA						
#	Material	Ftu [daN/mm ²]	Carregamento	f [daN/mm ²]	MS%	Obs.
Superfície asa	Al 2024-T3	43.4	1.5G (250daN)	8.6	HMS	
Nervura 1	Al 2024-T3	43.4		12.0	HMS	
Nervura 2	Al 2024-T3	43.4		5.3	HMS	
Bracket 1	Al 2024-T3	43.4		0.5	HMS	
Bracket 2	Al 2024-T3	43.4		0.2	HMS	
Long 1	Al 2024-T3	43.4		0.7	HMS	
Long 2	Al 2024-T3	43.4		0.7	HMS	
Long 3	Al 2024-T3	43.4		4.6	HMS	
Long 4	Al 2024-T3	43.4		0.2	HMS	
Long 6	Al 2024-T3	43.4		0.8	HMS	
Long 7	Al 2024-T3	43.4		25.0	73.6	
Long 8	Al 2024-T3	43.4		0.1	HMS	
Long 9	Al 2024-T3	43.4		8.7	HMS	
Long 10	Al 2024-T3	43.4		30.0	44.7	
Long 11	Al 2024-T3	43.4		1.9	HMS	
Long 12	Al 2024-T3	43.4		5.3	HMS	
Long 14	Al 2024-T3	43.4		3.9	HMS	
Long 15	Al 2024-T3	43.4		1.1	HMS	
Long 16	Al 2024-T3	43.4		0.6	HMS	
Long 17	Al 2024-T3	43.4		0.0	HMS	
Long 18	Al 2024-T3	43.4		0.0	HMS	
Long 19	Al 2024-T3	43.4		1.3	HMS	
Long 20	Al 2024-T3	43.4		0.0	HMS	
Long 23	Al 2024-T3	43.4		10.0	HMS	
Long 24	Al 2024-T3	43.4		10.0	HMS	
Long 25	Al 2024-T3	43.4		8.6	HMS	
Long 26	Al 2024-T3	43.4		9.5	HMS	
Long 27	Al 2024-T3	43.4		0.0	HMS	
Long 28	Al 2024-T3	43.4		0.0	HMS	
Long 29	Al 2024-T3	43.4		5.9	HMS	
Long 30	Al 2024-T3	43.4		5.5	HMS	
Long 31	Al 2024-T3	43.4		1.1	HMS	
Long 32	Al 2024-T3	43.4		1.2	HMS	
Long 33	Al 2024-T3	43.4		0.8	HMS	
Long 34	Al 2024-T3	43.4		3.0	HMS	
Long 35	Al 2024-T3	43.4		2.7	HMS	
Long 36	Al 2024-T3	43.4		3.0	HMS	
Long 37	Al 2024-T3	43.4		2.6	HMS	
Long 38	Al 2024-T3	43.4		3.9	HMS	
Long 39	Al 2024-T3	43.4		3.9	HMS	
Long 40	Al 2024-T3	43.4		4.0	HMS	
Long 41	Al 2024-T3	43.4	3.8	HMS		

Tensão de Von Mises dos componentes mais críticos

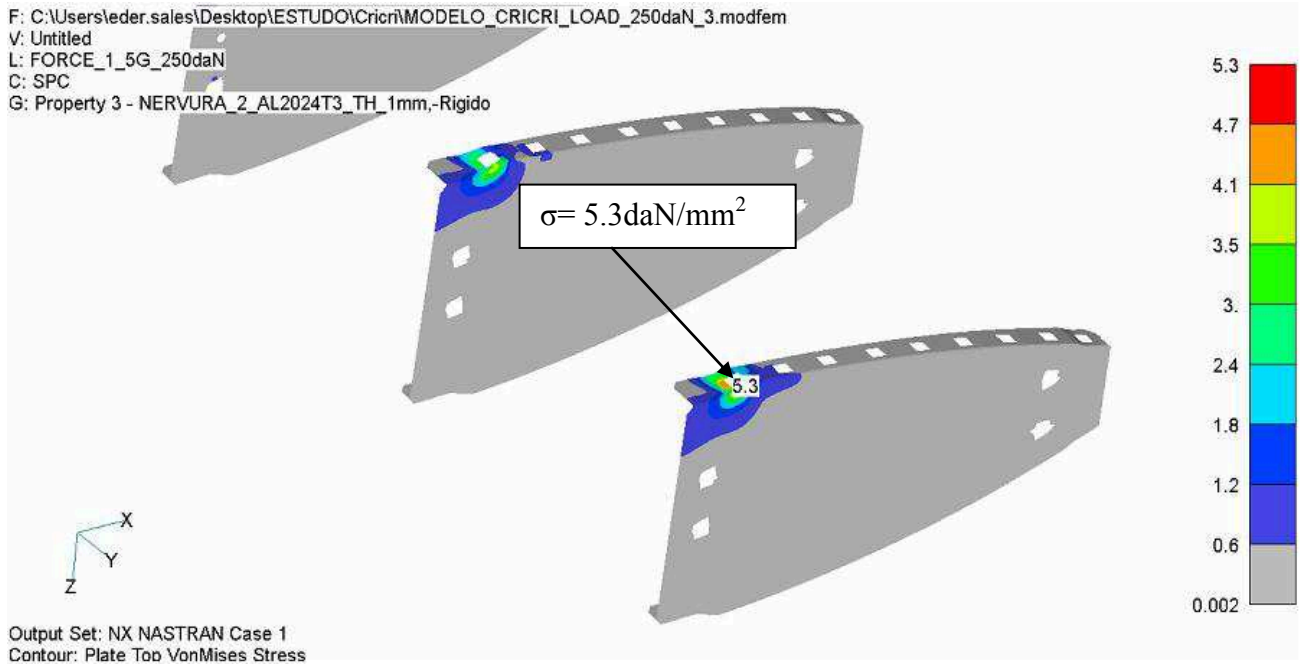
Superfície da Asa



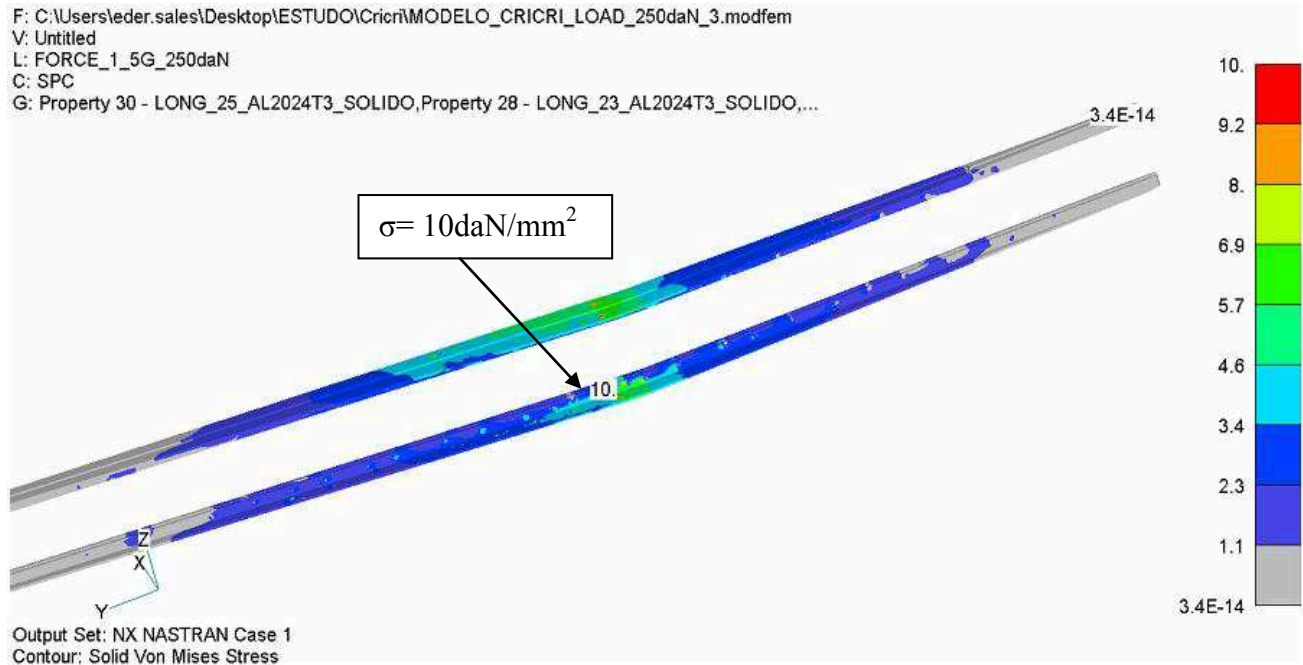
Nervura 1



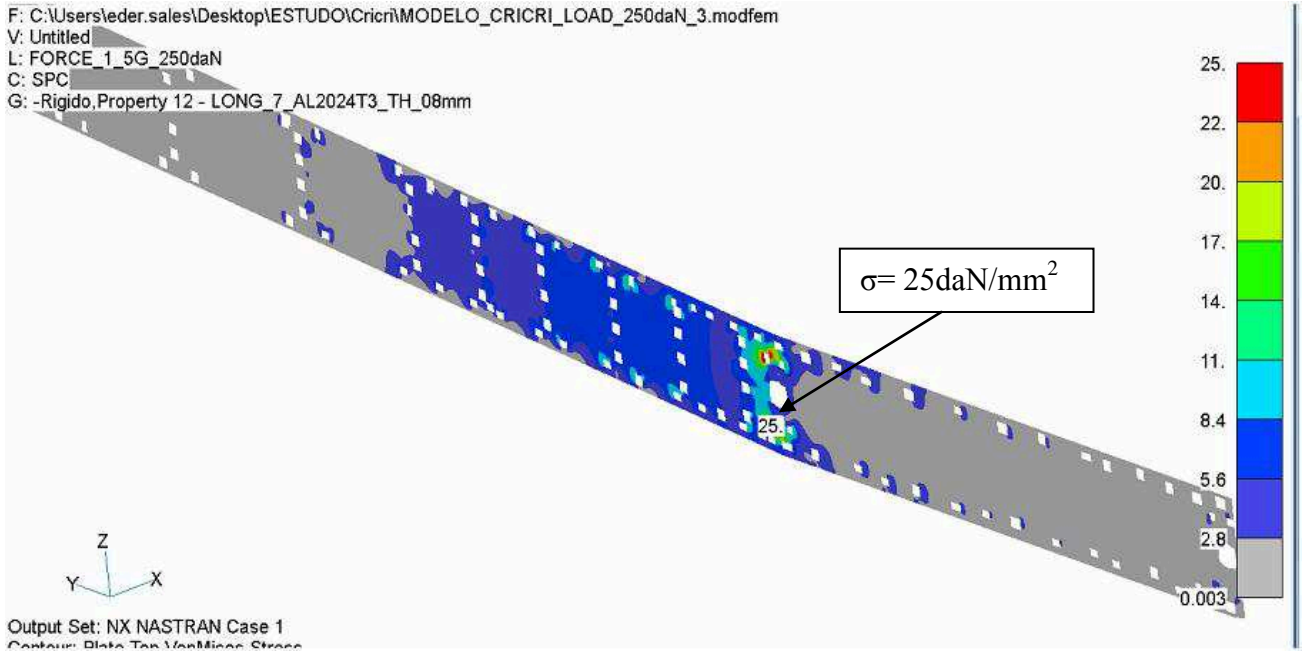
Nervura 2



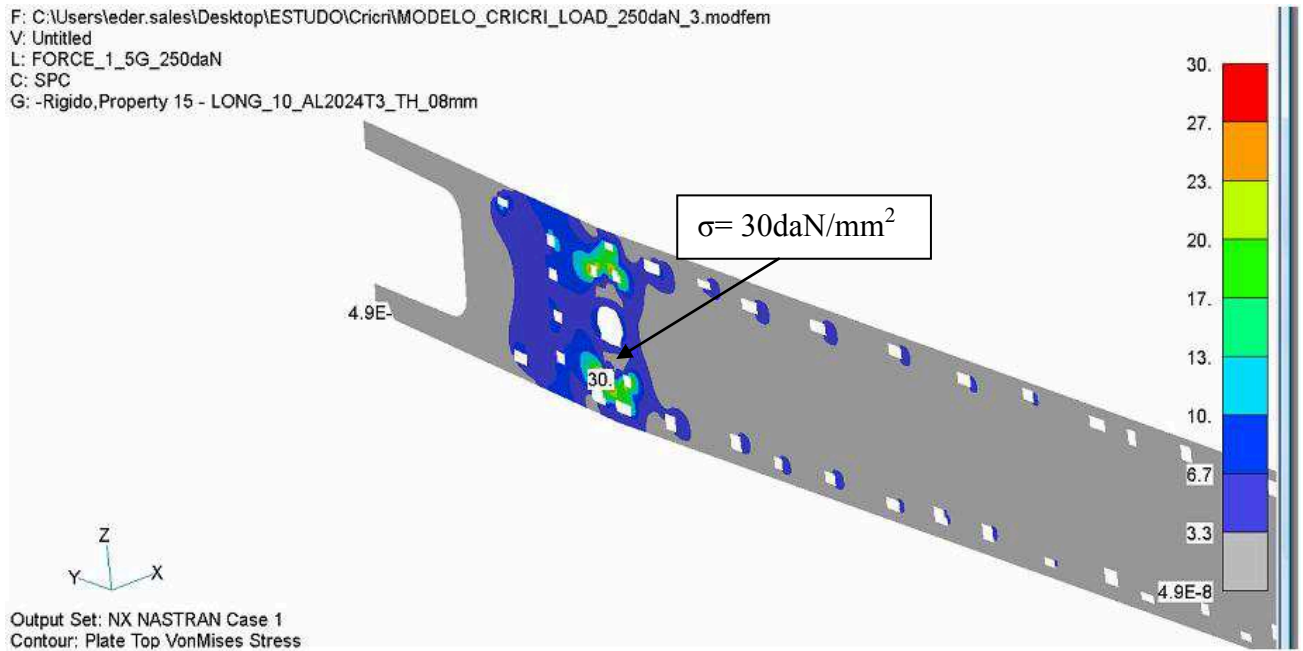
Longarinas (long 23, long 24, long 25 2 long 26)



Longarina (long 7)



Longarina (long 10)



4.2. RESULTADOS DE PRENDEDORES

Este item apresenta a margem de segurança e cálculo de esmagamento para os prendedores com uma carga aplicada de 1.5G (carga de utilização).

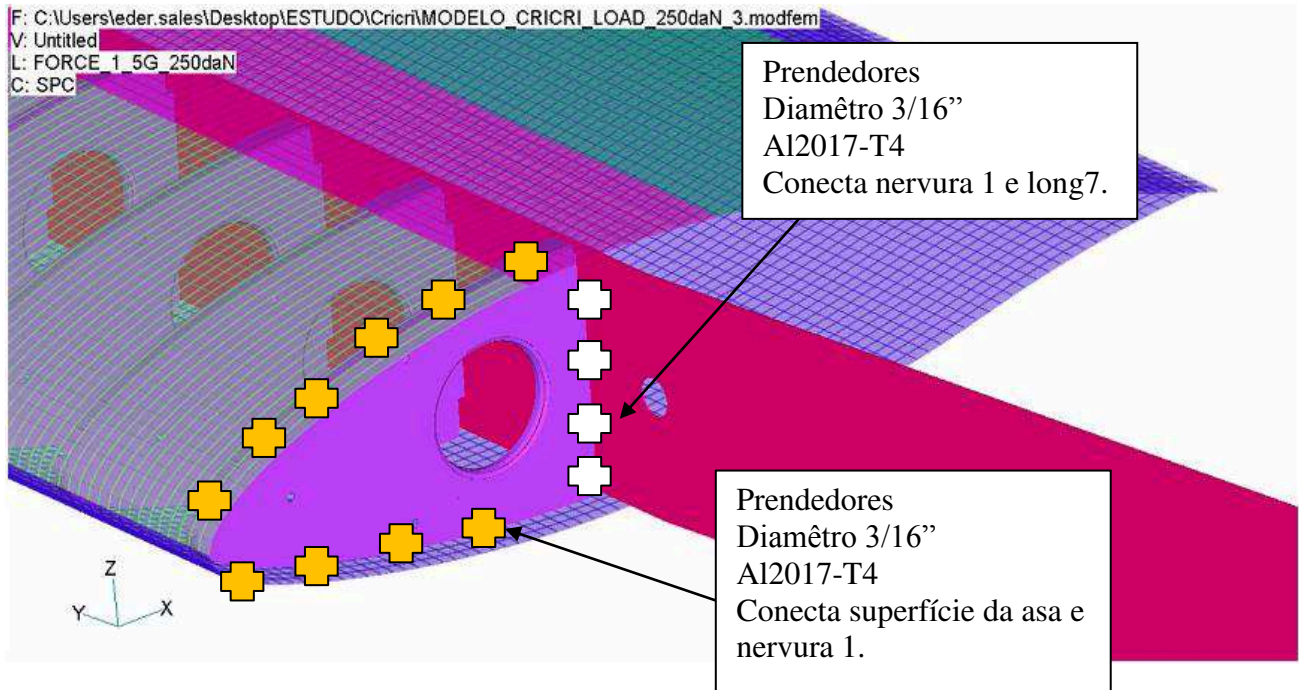
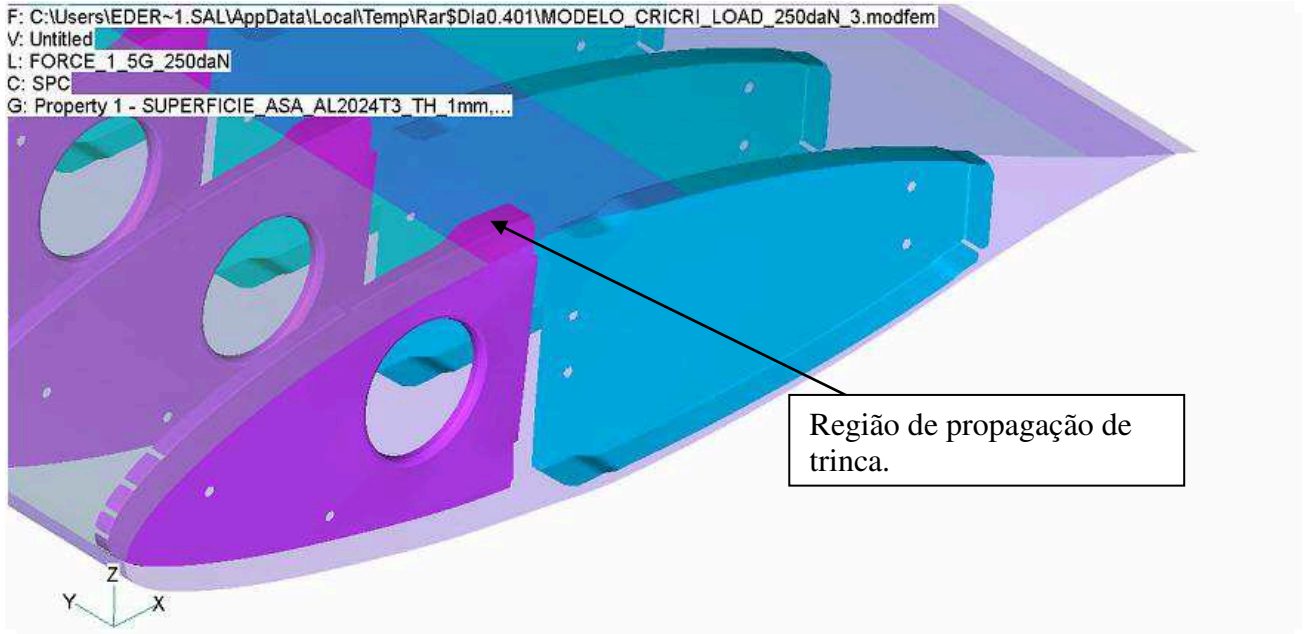


Tabela de Margem de Segurança e Cálculo de Esmagamento dos prendedores.

Região	MARGEM DE SEGURANÇA DOS PRENDEDORES														MS%
	Elementos	Diâmetro	Material 1	Fbru	Espessura	Material 2	Fbru	Espessura	Força [daN]				Força [daN]		
				[daN/mm ²]	[mm]		[daN/mm ²]	[mm]	Axial	Cisalhamento	Esmagamento MAT1	Esmagamento MAT2	Axial	Cisalhamento	
Superfície Asa Nervura 1 (Perto da Raiz da Asa)	1208605	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	3	23	HMS
	1208606	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	1	40	HMS
	1208607	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	1	37	HMS
	1208608	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	4	14	HMS
	1208609	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	2	20	HMS
	1208610	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	1	8	HMS
	1208611	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	1	3	HMS
	1208612	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	1	0	HMS
	1208614	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	0	0	HMS
	1208615	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	1	0	HMS
	1208616	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	0	1	HMS
	1208617	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	0	0	HMS
	1208618	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	0	1	HMS
	1208619	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	0	2	HMS
	1208620	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	0	3	HMS
	1208621	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	0	6	HMS
	1208622	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	1	10	HMS
	1208623	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	3	8	HMS
	1208624	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	5	20	HMS
	1208625	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	3	34	HMS
1208626	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	0	33	HMS	
1208627	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	2	24	HMS	
1208628	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	1.0	486	748	429	429	3	21	HMS	
Nervura 1 Long 7 (Perto da Raiz da Asa)	1208598	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	0.8	486	748	214	171	6	48	HMS
	1208600	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	0.8	486	748	214	171	1	40	HMS
	1208602	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	0.8	486	748	214	171	1	38	HMS
	1208603	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	0.8	486	748	214	171	0	39	HMS
	1208604	3/16"	AL 2024-T3	90.0	1.00	AL 2024-T3	90.0	0.8	486	748	214	171	4	38	HMS

4.3. RESULTADOS DE PROPAGACAO DE TRINCA

Este item apresenta o cálculo de propagação de trinca entre a superfície da asa com a nervura 1.



Considerações:

- O painel (superfície da asa) não possui reforçadores.
- Não foi considerado no cálculo o encruamento do material nas regiões do rebite.
- A geometria do painel foi considerada como se fosse uma painel infinito, logo o $y=1$.
- As constante C e n para calcular o (da) vieram da tabela ESDU 83007 (Al2024-T3 – sheet).
- Foi considerado um carregamento constante durante a ciclagem, tornando muito mais crítico que um carregamento variável.
- Foi considerada também uma ciclagem constante.
- $K_{IC} = 29.7 \text{ MNm}^{-3/2}$ (K crítico do material Al2024-T3 - MMPDS)

Todos os fatores descritos acima tornam o caso muito mais crítico.

Equações consideradas no cálculo

Propagação de Trincas

Geometria

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

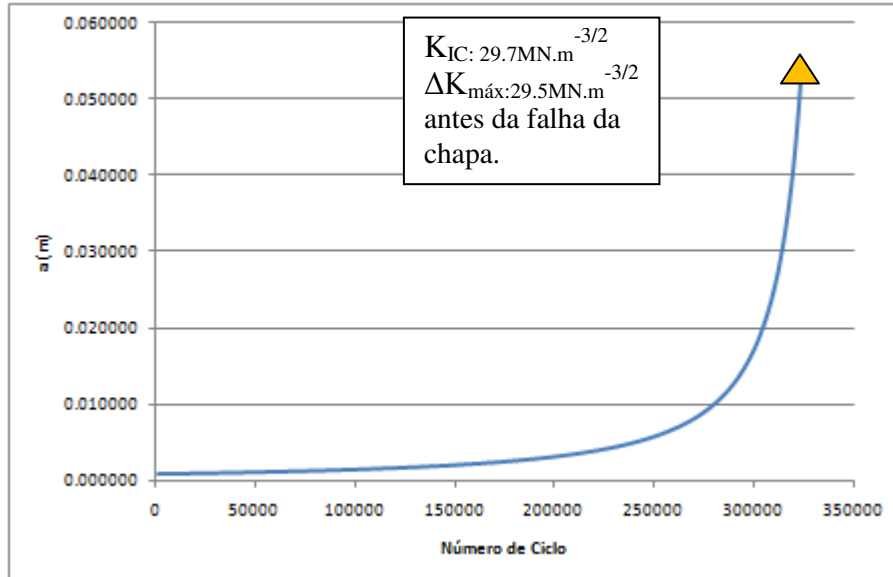
Lei de Paris

$$da/dN = C [\Delta K]^n$$

Fator geométrico para placas com duas trincas a partir de um furo

l/r	0.1	0.2	0.4	0.6	1	2
y	0.82	0.8	1.05	1.05	1.02	1

Gráfico de Propagação de Trinca



5. CONCLUSÃO

Para uma trinca inicial com (a) 1 mm de tamanho inicial e um carregamento constante (1.5G) ao longo de toda a vida de uma chapa de 1 mm de espessura e sem nenhum reforço, há uma pequena propagação da trinca. Pode-se perceber que para haver a ruptura dessa chapa ou atingir o K crítico ($k_{IC} = 29.7MNm^{-3/2}$) do material, a trinca atingiu um tamanho de 4,94 cm durante uma ciclagem de 323.000 ciclos. Logo, para ter controle do crescimento dessa trinca e evitar uma falha por fadiga, é necessário realizar 3 inspeções de ensaios não destrutivo a cada 107.667 ciclos. O ensaio não destrutivo mais indicado para o início da trinca seria o Eddy Currents, que é sensível à trincas e tendo a capacidade de detectar defeitos superficiais. Quando essa trinca atingir, um tamanho de 1 polegada, a inspeção seria visual.

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) – Do Technical Report DOT/FAA/AR-MMPDS-01.
- 4 Edison Rosa - Análise de Resistência Mecânica.
- 5 <http://culturaaeronautica.blogspot.com.br/2012/04/colomban-cri-cri-o-inacreditavel-menor.html>

Abstrat:

This technical work consists to evaluate a structure of riveted wing, using finite elements model. For all the components, and also demonstrate that this tool can be used as non-destructive testing (NDT) maintenance predictive, the safety margin was calculated. Also, the safety margin of fasteners and bearing were calculated. Furthermore, it was studied, the crack propagation of riveted structure, using the Paris Law and identifying the most appropriate non-destructive testing.

Key-word: Wing, Stress, Axial Force, Finite Elements, Rivet and Paris Law.