

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ
SILOANA OUVENEY SALES

**ANÁLISE ESTRUTURAL DE UMA ASA
RETANGULAR EM ALUMÍNIO**

Taubaté – SP
2016

SILOANA OUVERNEY SALES

ANÁLISE ESTRUTURAL DE UMA ASA RETANGULAR EM ALUMÍNIO

Monografia apresentada para obtenção do Título de Especialista em Engenharia Aeronáutica pelo Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté.

Orientador: Prof. Me. Pedro Marcelo Alves Ferreira

Universidade de Taubaté

TAUBATÉ - SP

2016

**Ficha Catalográfica elaborada pelo SIBi – Sistema Integrado
de Bibliotecas / UNITAU - Biblioteca das Engenharias**

S163a Sales, Siloana Ouverney
Análise estrutural de uma asa retangular em alumínio. /
Siloana Ouverney Sales - 2016.

57. : il; 30 cm.

Monografia (Especialização em Engenharia Aeronáutica)
– Universidade de Taubaté. Departamento de Engenharia
Mecânica e Elétrica, 2016

Orientador: Prof. Me. Pedro Marcelo Alves Ferreira Pinto,
Departamento de Engenharia Mecânica e Elétrica.

1. Aeronave cricri. 2. Rebites. 3. Leis de Paris. I. Título.

SILOANA OUVENEY SALES

ANÁLISE ESTRUTURAL DE UMA ASA RETANGULAR EM ALUMÍNIO

Monografia apresentada para obtenção do Título de Especialista em Engenharia Aeronáutica pelo Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté.

Data: 11/06/2016

Resultado: _____

BANCA EXAMINADORA

Prof. Me. Pedro Marcelo Alves Ferreira

Universidade de Taubaté

Assinatura

Prof. Dr. Giorgio Eugenio Oscare Giacaglia

Assinatura

TAUBATÉ - SP

2016

AGRADECIMENTOS

Agradeço ao meu marido Eder Sales, que esteve sempre ao meu lado me incentivando a ser uma pessoa cada vez melhor e me encorajando a vencer todos os obstáculos que a vida me propôs.

Ao Professor e mestre Pedro Marcelo e ao meu grande amigo Fabio Fontana, orientadores deste trabalho, pelos conhecimentos a mim transmitidos, pela paciência, dedicação e pela boa vontade.

Agradeço aos meus pais, Solano Ouverney e Silvana Ouverney, por serem um exemplo de vida, luta e de esperança. E também gostaria de agradecer-los por serem pais maravilhosos e presentes em toda a minha vida.

Agradeço ao meu grande amigo Plinio Nunes, pela disposição em ajudar sempre e por ser essa pessoa tão maravilhosa comigo.

"[...] Somos todos visitantes deste tempo, deste lugar. Estamos só de passagem. O nosso objetivo é observar, crescer, amar... E depois vamos pra casa. "

Provérbio Aborígene

Resumo:

Este estudo consiste em avaliar a estrutura de uma asa retangular rebitada da aeronave Cricri, estudar os tipos e formatos de asas encontradas no mercado e os materiais mais aplicados nas aeronaves e em estruturas de asas, realizando análise estrutural de uma asa rebitada em alumínio, com o objetivo de calcular a margem de segurança de todos os componentes. Também, calcular a margem de segurança de todos os prendedores e o esmagamento da chapa rebitada, usando cálculo manual. Além disso, realizar o cálculo da propagação de uma trinca, usando a lei de Paris.

Palavras chave: Aeronave Cricri, Rebites e Lei de Paris.

Abstrat:

This consists of the study to evaluate a structure of a rectangular wing of Cricri airplane. Also, the study wings types and shape found in the market and the material more applied in airplanes and wing structures. For all the components, 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.

Key-word: Cricri airplane, Fastener and Paris Law.

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1 – ESTRUTURA DE UMA AERONAVE.	2
FIGURA 2 – ESTRUTURA INTERNA DE UMA ASA.	4
FIGURA 3 – AERONAVE DE ASA ALTA.	5
FIGURA 4 – AERONAVE DE ASA MÉDIA.	5
FIGURA 5 – AERONAVE DE ASA BAIXA.	6
FIGURA 6 – ASA RETANGULAR	7
FIGURA 7 – ASA TRAPEZOIDAL	8
FIGURA 8 – ASA ELÍPTICA	9
FIGURA 9 – ASA DELTA	10
FIGURA 10 – ASA DELTA E OS VÓRTICES	10
FIGURA 11 – ASA ENFLECHADA PARA TRÁS	11
FIGURA 12 – ASA ENFLECHADA PARA FRENTE	12
FIGURA 13 – MATERIAIS PARA ESTRUTURAS METÁLICOS	13
FIGURA 14 – MATERIAIS EM COMPÓSITO	14
FIGURA 15 – MATERIAIS ESTRUTURAIIS METÁLICOS UTILIZADOS EM UMA ASA	15
FIGURA 16 – DEMONSTRAÇÃO DE BAIXO PESO DA AERONAVE.	17
FIGURA 17 – AERONAVE CRICRI, VERSÃO ALEMÃ.	17
FIGURA 18 – MONTAGEM DA ASA NA FUSELAGEM	19
FIGURA 19 – CURVA DE TENSÃO X DEFORMAÇÃO DO AL2014-T3	20
FIGURA 20: CURVA A-N DE CRESCIMENTO DO TAMANHO DE TRINCA CONTRA VIDA PARA VÁRIOS NÍVEIS DE TENSÃO CÍCLICA.	24
FIGURA 21 - REGIÕES TÍPICAS EM UM GRÁFICO $\dot{A} - \Delta K$	25
FIGURA 22 - MODELO DE ELEMENTOS FINITOS DA ASA	28
FIGURA 23 - PONTO DE FIXAÇÃO CONSIDERADO NO MODELO.	30
FIGURA 24 - DISTRIBUIÇÃO DOS CARREGAMENTOS ADOTADOS	35
FIGURA 25 - DISTRIBUIÇÃO DE CARGA NA ASA.	35
FIGURA 26 - DISTRIBUIÇÃO DE CARGA NO MODELO DE ELEMENTOS FINITOS.	36
FIGURA 27 – MÁXIMO DESLOCAMENTO DA ASA.	36
FIGURA 28 – TENSÃO DE VON MISES DA SUPERFICIE DA ASA	38
FIGURA 29 – TENSÃO DE VON MISES DA NERVURA 1	38
FIGURA 30 – TENSÃO DE VON MISES DA NERVURA 2	39
FIGURA 31 – TENSÃO DE VON MISES DA LONGARINAS 23, 24, 25 E 26	39
FIGURA 32 – TENSÃO DE VON MISES DA LONGARINA 7	40
FIGURA 33 – TENSÃO DE VON MISES DA LONGARINA 10	40
FIGURA 34 – REGIÃO DO REBITES	41
FIGURA 35 – REGIÃO DE PROPAGAÇÃO DE TRINCA	42
FIGURA 36 – RESULTADO DE PROPAGAÇÃO DE TRINCA	43

LISTA DE TABELAS

TABELA 1 – MATERIAIS PARA ESTRUTURAS METÁLICAS _____	13
TABELA 2 – MATERIAIS EMPREGADOS EM UMA ESTRUTURA DE ASA _____	15
TABELA 3 – DADOS TÉCNICOS DA AERONAVE _____	18
TABELA 4 – PROPRIEDADE MECÂNICA DO ALUMÍNIO 2014-T3 _____	19
TABELA 5 – PROPRIEDADE DO REBITE ESTRUTURAL _____	20
TABELA 6 – CÁLCULO DO FATOR DE CARGA DE RAJADA _____	32
TABELA 7 – CARREGAMENTO POSITIVO _____	33
TABELA 8 – CARREGAMENTO NEGATIVO _____	33
TABELA 9 – CARREGAMENTO POSITIVO E NEGATIVO APLICADO EM CADA ESTRUTURA DA ASA. _____	34
TABELA 10 – MARGEM DE SEGURANÇA DOS COMPONENTES DA ASA _____	37
TABELA 11 – CÁLCULO DOS PRENEDORES _____	41

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO.....	1
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	2
2.1	CARACTERIZAÇÃO ESTRUTURAL DE AERONAVES.....	2
2.2	CARACTERIZAÇÃO E CLASSIFICAÇÃO DE ASAS.....	3
2.2.1	COMPONENTES ESTRUTURAIS DE ASAS.....	3
2.2.2	CLASSIFICAÇÃO QUANTO A POSIÇÃO DA ASA.....	4
2.2.2.1	ASA ALTA.....	4
2.2.2.2	ASA MÉDIA.....	5
2.2.2.3	ASA BAIXA.....	6
2.2.3	CLASSIFICAÇÃO QUANTO A GEOMETRIA DA ASA.....	6
2.2.3.1	ASA RETANGULAR.....	6
2.2.3.2	ASA TRAPEZOIDAL.....	7
2.2.3.3	ASA ELÍPTICA.....	9
2.2.3.4	ASA DELTA.....	9
2.2.3.5	ASA COM ENFLECHAMENTO.....	11
2.3	MATERIAIS AERONAÚTICOS.....	12
2.3.1	MATERIAS APLICADOS EM AERONAVES.....	12
2.3.2	MATERIAS APLICADOS ÀS ASAS.....	14
2.4	AERONAVE CRICRI.....	16
2.4.1	HISTORIA DA AERONAVE CRICRI.....	16
2.4.2	DADOS TÉCNICOS.....	18
2.4.3	MATERIAL ESTRUTURAL DA ASA.....	19
3	METODOLOGIA.....	20
3.1	ANÁLISE ESTRUTURAL.....	21
3.1.1	ANÁLISE DE RUPTURA.....	21
3.1.2	ANÁLISE DE PRENDEDORES.....	21
3.1.3	ANÁLISE DE NUCLEAÇÃO E PROPAGAÇÃO DE TRINCA DE FADIGA.....	23
3.1.4	A CORRELAÇÃO A ΔK	24
3.2	ASPECTOS GERAIS.....	28

3.2.1	DESCRIÇÃO DO MODELAMENTO.....	28
3.2.2	REFERÊNCIA DE ELEMENTO.....	29
3.2.2.1	ELEMENTOS LINHA	29
3.2.2.2	ELEMENTO PLACA.....	29
3.2.2.3	ELEMENTO RÍGIDO.....	29
3.2.2.4	ELEMENTO SÓLIDO.....	30
3.2.3	PONTOS DE FIXAÇÃO.....	30
3.2.4	ANÁLISE DE CARGA.....	30
3.2.4.1	CÁLCULO DE CARGA DA AERONAVE.....	30
3.2.4.2	CARREGAMENTO DE RAJADA VERTICAL.....	31
3.2.4.3	DISTRIBUIÇÃO DE CARGA	34
3.2.4.4	APLICAÇÃO DA CARGA NO MODELO DE ELEMENTOS FINITOS	35
4	RESULTADOS.....	36
4.1	ANÁLISE COMPUTACIONAL.....	36
4.2	ANÁLISE DOS PRENDEDORES	41
4.3	ANÁLISE DE PROPAGAÇÃO DE TRINCA	42
5	CONCLUSÃO	43
6	TRABALHOS FUTUROS	44
7	BIBIOGRÁFIA	44

1 INTRODUÇÃO

Durante o desenvolvimento de uma aeronave existem vários fatores importantíssimos que devem ser considerados, como por exemplo, o melhor desempenho da aeronave e o menor consumo de combustível. Pensando sempre nesses fatores e buscando uma melhoria contínua do desempenho de uma aeronave foram desenvolvidos diversos tipos de estruturas de asa. Outro fator importante foi à melhoria e criação de novas ligas metálicas. Além disso, temos a utilização de compósitos em estruturas primárias das aeronaves.

Em relação à estrutura de uma asa, leva-se em consideração a geometria, aspectos de fixação à fuselagem, de montagem e desmontagem, custo de fabricação, de manutenção, a capacidade de fabricação e otimização dessa estrutura. Levando todas essas características em consideração, a aeronave chamada Cricri foi desenvolvida por um engenheiro aeronáutico Michael Colomban, com o objetivo de projetar uma aeronave de pequeno porte com desempenho de uma aeronave acrobática e que pudesse ser fabricada por qualquer pessoa.

Este trabalho contém a análise estrutural de uma seção da asa retangular da aeronave Cricri. Este estudo consiste em fazer o levantamento dos tipos de asas e formatos de asa encontrados no mercado atualmente e os materiais mais aplicados nas aeronaves e em estruturas de asa. Além disso, estudar o material aplicado a estrutura da asa, no caso alumínio. Este estudo tem uma grande importância, pois através dele será possível entender o comportamento mecânico e desempenho estrutural de uma asa retangular durante a aplicação de um carregamento.

O capítulo 1 será composto pela introdução. O capítulo 2 será composto pela revisão bibliográfica, tais como caracterização estrutural de aeronaves, caracterização e classificação de asas, descrição dos materiais aeronáuticos e a história da aeronave estudada. O capítulo 3 será composto pela metodologia, onde será descrita a análise estrutural dos componentes em placas e em prendedores além de introduzir o cálculo de nucleação de trinca. Após essa etapa será descrito detalhadamente o modelamento, o levantamento de carga e a sua aplicação na estrutura da asa e

consequentemente serão mostrados o resultado e o desempenho dos componentes estudados. No capítulo 4 serão apresentados os resultados e o capítulo 5 será composto pela conclusão de todo o trabalho. O capítulo 6 será composto pelos trabalhos futuros.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 CARACTERIZAÇÃO ESTRUTURAL DE AERONAVES

A maioria das estruturas de uma aeronave é composta por uma fuselagem, duas asas, uma empenagem vertical e horizontal, trem de pousos (principal e auxiliar) e um grupo de motor-propulsor, como mostrado na Figura 1 (Rodrigues, 2010).

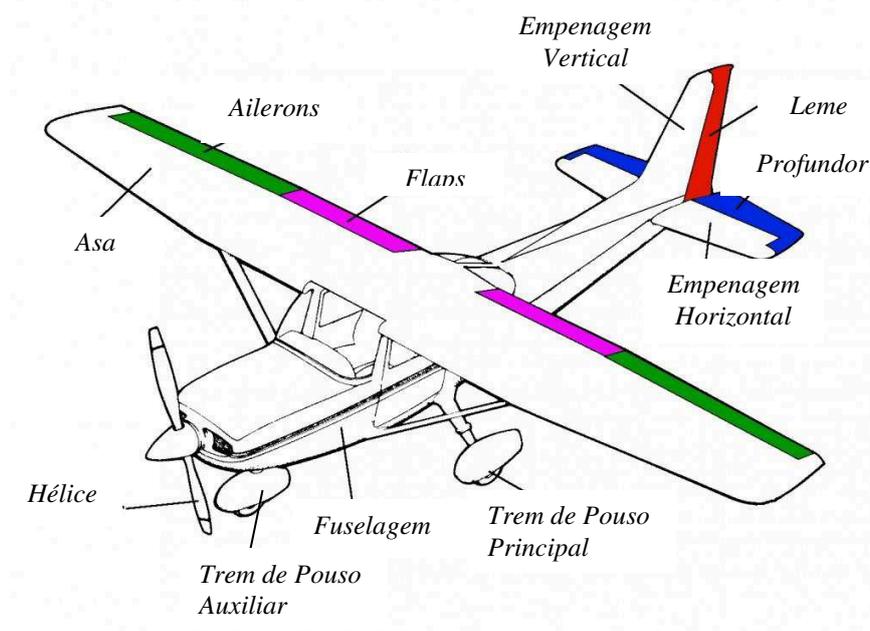


Figura 1 – Estrutura de uma aeronave.

(Fonte: picturesaviation, 2015)

As asas são superfícies sustentadoras unidas a cada lado da fuselagem e são os principais componentes que suportam o avião no voo. Existem vários projetos de tamanhos e formatos diferentes de asa que são produzidos por

vários fabricantes. Cada modelo de asa é fabricado para atender as necessidades de desempenho previsto para aeronave desejada.

2.2 CARACTERIZAÇÃO E CLASSIFICAÇÃO DE ASAS

2.2.1 COMPONENTES ESTRUTURAIS DE ASAS

A estrutura de uma asa é composta por nervuras (*ribs*), longarina (*spar*), revestimento (*skin*), reforçadores (*stringers*), borda de ataque e a borda de fuga, como mostrado na Figura 2 (Rodrigues, 2010).

- Nervuras: as nervuras têm a função de dar forma aerodinâmica à asa e de transmitir os esforços do revestimento para a longarina.
- Longarina: a longarina é o principal componente estrutural da asa, que é dimensionada para suportar os esforços de cisalhamento, flexão e torção oriundos das cargas aerodinâmicas atuantes durante o voo.
- Bordo de Ataque e Bordo de Fuga: o bordo de ataque é representado pela parte dianteira da asa e o bordo de fuga é representado pela parte traseira da asa, além de servir como berço para alojamento dos ailerons e dos flaps.
- Revestimento: superfície que cobre as longarinas e reforçadores.
- Reforçadores: tem a função de transmitir os esforços para as nervuras.

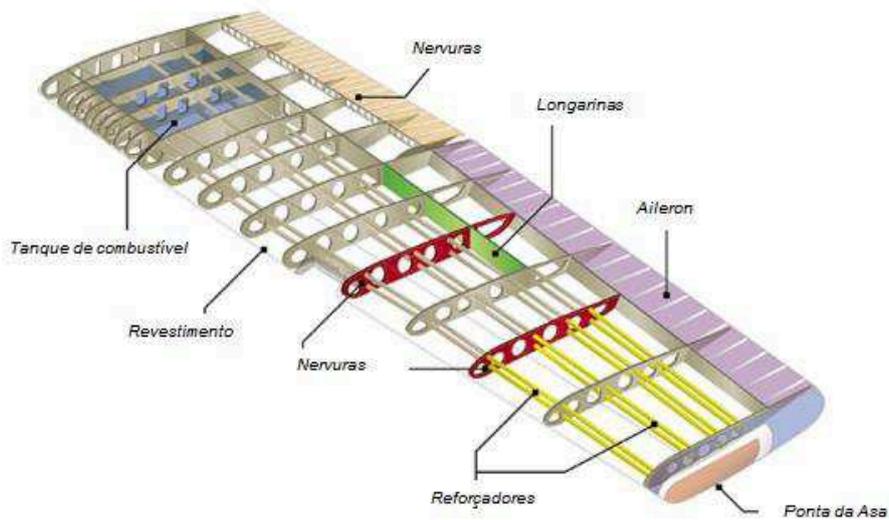


Figura 2 – Estrutura interna de uma asa.

(Fonte: rsbals.weebly, 2015)

2.2.2 CLASSIFICAÇÃO QUANTO A POSIÇÃO DA ASA

A estrutura é classificada quanto a sua fixação na fuselagem em alta, média ou baixa (Rodrigues, 2010).

2.2.2.1 ASA ALTA

As aeronaves de asa alta possuem uma maior estabilidade lateral da aeronave. Além de não necessitar de um menor comprimento de pista para o pouso, minimizando a ação do efeito do solo. Para as aeronaves de transporte, essa característica facilita no processo carregamento de retirada de carga, devido à fuselagem está mais próxima do solo, como mostrado na Figura 3.



Figura 3 – Aeronave de Asa Alta.

(Fonte: vetorial, 2015)

2.2.2.2 ASA MÉDIA

As aeronaves de asa média, como mostrado na Figura 4, necessitam de uma estrutura mais reforçada na região da fuselagem, devido ao momento fletor que é gerado na raiz da asa. Além disso, o arrasto gerado entre a asa média e a fuselagem é considerado pequeno em comparação as outras posições das asas.



Figura 4 – Aeronave de Asa Média.

(Fonte: aviacaocivilemilitar, 2015)

2.2.2.3 ASA BAIXA

A maior vantagem da asa baixa, como mostrado na Figura 5, está ligada ao projeto do trem de pouso, pois a própria estrutura da asa suporta as cargas atuantes durante o pouso e taxiamento, além de ter uma melhor manobrabilidade de rolamento da aeronave e necessitar de um menor comprimento de pista para decolagem.

O grande aspecto negativo é uma menor estabilidade lateral, para melhorar esse fator é necessário aumentar ângulo de diedro para garantir uma maior estabilidade da aeronave.



Figura 5 – Aeronave de Asa Baixa.

(Fonte: aeromagazine, 2015)

2.2.3 CLASSIFICAÇÃO QUANTO A GEOMETRIA DA ASA

Existem diversos tipos de formas geométricas de asas, as mais comuns são asa retangular, asa trapezoidal, asa elíptica e asa delta (Rodrigues, 2010).

2.2.3.1 ASA RETANGULAR

A asa retangular, como mostrado na Figura 6, possui baixa eficiência aerodinâmica, ou seja, a relação entre a força de sustentação e a força de arrasto é menor quando comparada a uma asa trapezoidal ou elíptica, isto

ocorre devido o arrasto induzido na ponta da asa ser maior que uma asa trapezoidal ou elíptica. Além disso, a separação do escoamento (estol) tende a ocorrer primeiro na raiz da asa e a região mais próxima da ponta continua em uma situação livre de estol, permitindo a recuperação do voo da aeronave fazendo-se uso dos ailerons que se encontram em uma situação de operação normal.

A vantagem é a sua maior facilidade de construção, com uma corda constante em toda a extensão da asa, resultando em um menor custo de fabricação em comparação as outras asas.

Área em planta de uma asa retangular pode ser calculada através da equação 1:

$$S = b * c \quad \text{eq.1}$$

Onde:

b: envergadura da asa.

c: a corda que para este caso é invariável.



Figura 6 – Asa Retangular

(Fonte: kitesurfmania, 2015)

2.2.3.2 ASA TRAPEZOIDAL

A asa trapezoidal, como mostrado na Figura 7, possui uma ótima eficiência aerodinâmica, devido à redução gradativa da corda entre a raiz e a

ponta da asa, resultando numa redução do arrasto induzido da asa. A separação do escoamento (estol) tende a ocorrer primeiro em uma região bem localizada entre o centro e a ponta da asa, e a sua propagação ocorre no sentido da ponta da asa, acarretando uma perda de sustentação nesta região, prejudicando a capacidade de rolamento da aeronave, uma vez que os ailerons se encontram na ponta da asa.

Essa asa sofre menores solicitações na raiz da asa do que uma retangular, entretanto, a sua fabricação é um pouco mais difícil. O processo de fabricação é um pouco mais complexo, uma vez que a corda da asa de cada nervura possui uma dimensão diferente.

Área em planta de uma asa trapezoidal pode ser calculada através da equação 2:

$$S = \frac{(c_r + c_t) * b}{2} \quad \text{eq.2}$$

Onde:

b: envergadura da asa.

cr: a corda na raiz.

ct: corda na ponta



Figura 7 – Asa Trapezoidal
(Fonte: htkitesurfmania, 2015)

2.2.3.3 ASA ELÍPTICA

A asa de forma elíptica, como mostrado na Figura 8, é considerada uma asa ideal, pois proporciona uma máxima eficiência aerodinâmica. A geometria elíptica é considerada ideal, por ter uma distribuição de carga uniforme em toda a asa. Neste caso, o arrasto induzido é o mínimo possível e o estol ocorre sobre toda a envergadura, pois o coeficiente de sustentação é o mesmo ao longo da asa. A fabricação dessa asa é a mais difícil por ter uma corda variável ao longo de toda a asa.

Área em planta de uma asa elíptica pode ser calculada através da equação 3:

$$S = \frac{\pi}{4} * b * c_r \quad \text{eq.3}$$

Onde:

b: envergadura da asa.

c_r: a corda na raiz.



Figura 8 – Asa Elíptica

(Fonte: angelfire, 2015)

2.2.3.4 ASA DELTA

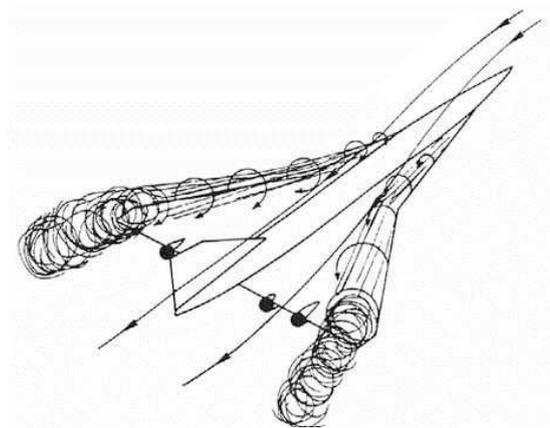
As asas delta, como mostrado na Figura 9, são mais adequadas principalmente para voos em velocidades supersônicas, pois o alto ângulo de enflechamento impede que exista contato do bordo de ataque com a onda de

choque formada no nariz da aeronave quando ela alcança velocidades transônicas ou supersônicas. Conforme o ângulo de ataque aumenta, o bordo de ataque gera vórtices que energizam o fluxo de ar, prevenindo que ocorra estol em grandes ângulos de ataque, como mostrado na Figura 10. A fabricação dessa asa é considerada simples, além de ter uma grande área disponível para o armazenamento de combustível. As suas grandes desvantagens são que esse formato de asa induz um grande arrasto e aeronaves com esse formato precisam de uma velocidade maior para pouso e decolagem.



Figura 9 – Asa Delta

(Fonte: airway, 2015)



Vórtices gerados pela asa delta

Figura 10 – Asa Delta e os vórtices

(Fonte: Modificado de Niu, 1989)

2.2.3.5 ASA COM ENFLECHAMENTO

A asa com enflechamento para trás, como mostrado na Figura 11, são usadas por aviões acrobáticos. Esse tipo de asa é usado para obter maior estabilidade, por exemplo, em aviões com pouca cauda, porque puxam o centro aerodinâmico para trás. Grandes enflechamentos aumentam a sustentação máxima da asa e o arrasto induzido, aumentando também a possibilidade de estol na ponta da asa.



Figura 11 – Asa enflechada para trás
(Fonte: aviacaocivilemilitar, 2015)

Já asas com enflechamento para frente, como mostrado na Figura 12, ajudam no controle do avião em pequenas velocidades atrasando o estol da ponta da asa, tendendo a estolar primeiro na raiz, porém desestabilizam lateralmente o avião.



Figura 12 – Asa enflechada para frente
(Fonte: forum.plastibrasil, 2015)

2.3 MATERIAIS AERONÁUTICOS

2.3.1 MATERIAS APLICADOS EM AERONAVES

Com os avanços tecnológicos e uma busca incansável por materiais leves e com altas propriedades mecânicas, tendo como objetivo de obter como produto final uma aeronave mais eficiente, econômica e mais barata, foram criados diversos tipos de materiais ao longo de toda a história de desenvolvimento das aeronaves. A Tabela 1 mostra os principais materiais estruturais metálicos utilizados atualmente e suas aplicabilidades (Rimoldi, 2010).

Tabela 1 – Materiais para estruturas metálicas

Principais Ligas de Alumínio	Aplicações
AA 7050, 7475, 7175	Revestimento de asa; longarinas; molduras de janelas.
AA 2524, 2024	Revestimento de fuselagem; bordos de ataque e pilone; estruturas secundárias.
AA 2219, 2124	Aplicações em altas temperaturas; cavernas do pilone.
Principais Ligas de Titânio	Aplicações
Ti, Ti-6Al-4V, Ti-10V-2F e 2Al	Cavernas; hastes e fixações do pilone; Trilho do flap; estruturas secundárias.
Principais Ligas de Aços	Aplicações
PH 13-8Mo, 15-5 PH, Série 300M e 4340	Longarinas; nervuras; revestimento do pilone ; estruturas secundárias.

(Fonte: Rimoldi, 2010)

A Figura 13 mostra a aplicação desses materiais estruturais em uma aeronave.

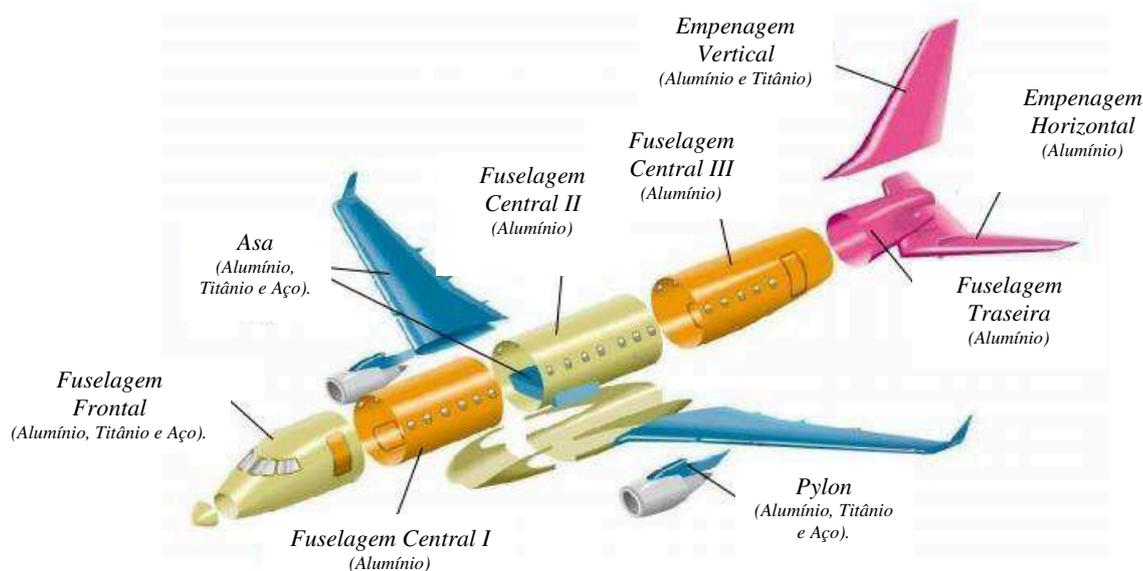


Figura 13 – Materiais para estruturas metálicas

(Fonte: Rimoldi, 2010)

Além dos materiais metálicos também foram desenvolvidos materiais com altas propriedades mecânicas, como por exemplo, compósitos. A Figura 14 mostra a utilização de materiais compostos em uma aeronave.

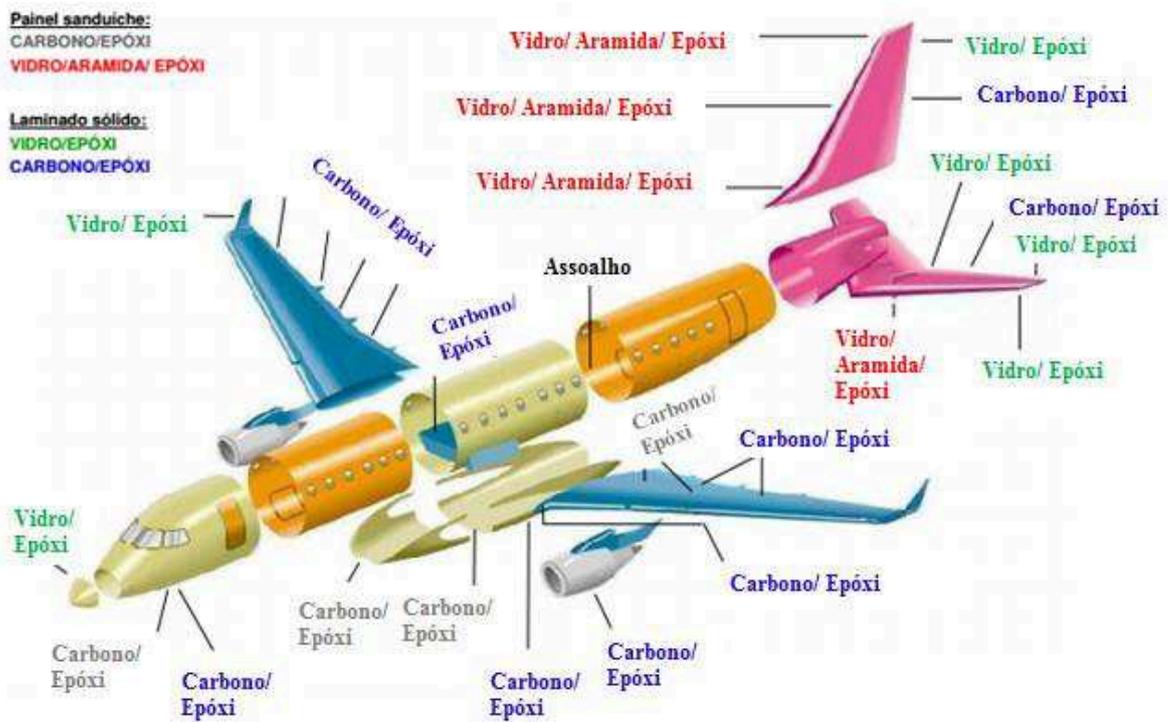


Figura 14 – Materiais em compósito

(Fonte: Rimoldi, 2010)

2.3.2 MATERIAIS APLICADOS ÀS ASAS

Esta seção apresenta os materiais empregados em cada componente da asa. A Tabela 2 mostra detalhadamente os materiais mais aplicados nesses tipos de estruturas (Rimoldi, 2010).

Tabela 2 – Materiais empregados em uma estrutura de asa

Componentes	Materiais Empregados
Nervuras	Al 2024
Longarinas	Al 7050; Al 7475; Al7175
Reforçadores	Al 2024
Revestimento	Al 7050; Al 7475; Al7175
Bordo de Ataque	Al 2024
Bordo de Fuga	Al 2024

(Fonte: Rimoldi, 2010)

A Figura 15 mostra a aplicação desses materiais estruturais em uma asa.

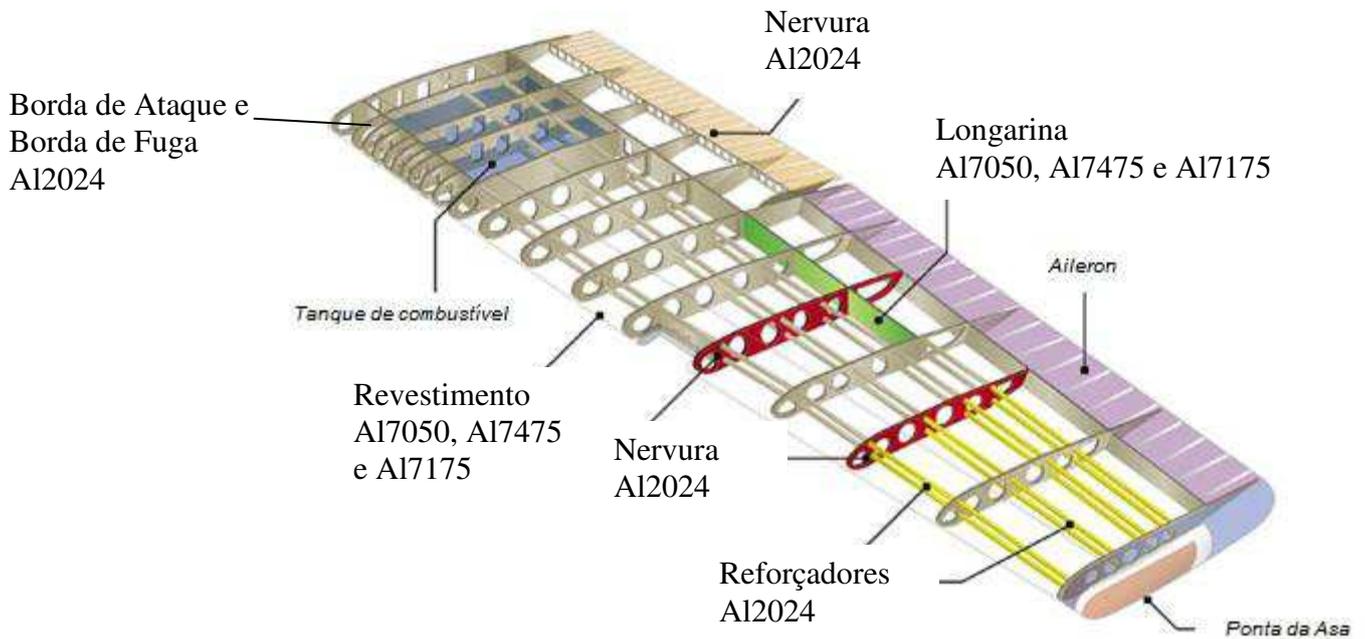


Figura 15 – Materiais estruturais metálicos utilizados em uma asa

(Fonte: rsbals.weebly, 2015)

2.4 AERONAVE CRICRI

2.4.1 HISTORIA DA AERONAVE CRICRI

No final de 1950, o engenheiro aeronáutico francês, Michael Colomban começou a desenvolver uma aeronave de porte pequeno, devido a sua enorme paixão por aeronaves dessa categoria. Ele 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. Além disso, ele queria desenvolver uma aeronave econômica e com desempenho acrobático. Após muitos estudos, ele percebeu que seria viável uma área de asa de 4 m², com um peso máximo decolagem de até 180 kg, usando um motor de 20HP (Colomban, 1973).

O projeto dessa aeronave foi desenvolvido por mais de uma década, devido aos compromissos profissionais do engenheiro. Em 1971, o engenheiro conseguiu finalizar o design do avião. 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 m² para 3.1 m² e também substituir o motor de 20HP por dois motores de motosserra Stihl de 8HP cada, reduzindo o peso total da aeronave. Foi necessário instalar hélices de menor diâmetro sem que perdesse a eficiência do motor em altas velocidades.

O primeiro protótipo foi construído entre 1971 a 1973, levando 1500 horas. Como já foi dito, o objetivo era desenvolver uma aeronave acrobática, Colomban realizou diversos testes estáticos de carga estrutural para garantir que a estrutura da aeronave suportaria manobras acrobáticas, como mostrado na Figura 16.



Figura 16 – Demonstração de baixo peso da aeronave.

(Fonte: culturaaeronautica, 2015)

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 aeródromo 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 à complexidade do projeto, como tamanho da aeronave, afinação e sincronização dos dois motores.

A Figura 17 mostra a aeronave na versão e fabricação alemã.



Figura 17 – Aeronave Cricri, versão alemã.

(Fonte: culturaaeronautica, 2015)

Foi necessário que o engenheiro Colamban fizesse melhorias no projeto da aeronave e nos manuais para facilitar a construção do avião. Após essas alterações, a aeronave tornou-se um sucesso entre as aeronaves experimentais.

2.4.2 DADOS TÉCNICOS

Esta seção apresenta algumas características dimensionais, de peso, desempenho e fatores de carga da aeronave que está sendo estudada, como mostrado na Tabela 3 e na Figura 18.

Tabela 3 – 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

(Fonte: Colombam, 1973)

Desenho esquemático da aeronave.

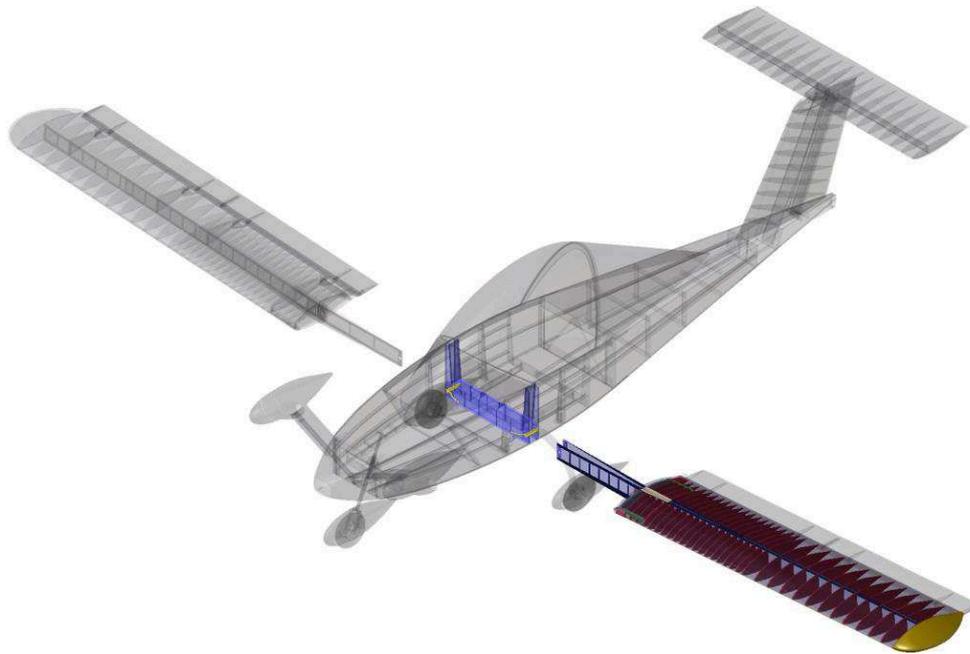


Figura 18 – Montagem da asa na fuselagem
(Fonte: Santos, 2009)

2.4.3 MATERIAL ESTRUTURAL DA ASA

Esta seção apresenta os materiais e as propriedades mecânicas de uma seção de asa, como mostrado na Tabela 4. A estrutura da asa que está sendo estudada utiliza o material Alumínio 2024-T3 com uma alta resistência mecânica, além disso, o material foi trabalhado a frio para obter propriedades mecânicas superiores.

Tabela 4 – Propriedade Mecânica do Alumínio 2014-T3

Material	Alumínio 2024 – T3
Densidade	0.100lb/in
Módulo de Elasticidade	10.7*10 ³ ksi
Tensão de Escoamento	47 ksi
Tensão de Ruptura	64 ksi
Deformação Plástica	7%

(Fonte: Rice, R.C.; Jackson, J.L.; Bakuckas, J. & Thompson, S.,2003)

A curva do Al2014-T3, como mostrado na Figura 19, foi considerada no modelo de elementos finitos.

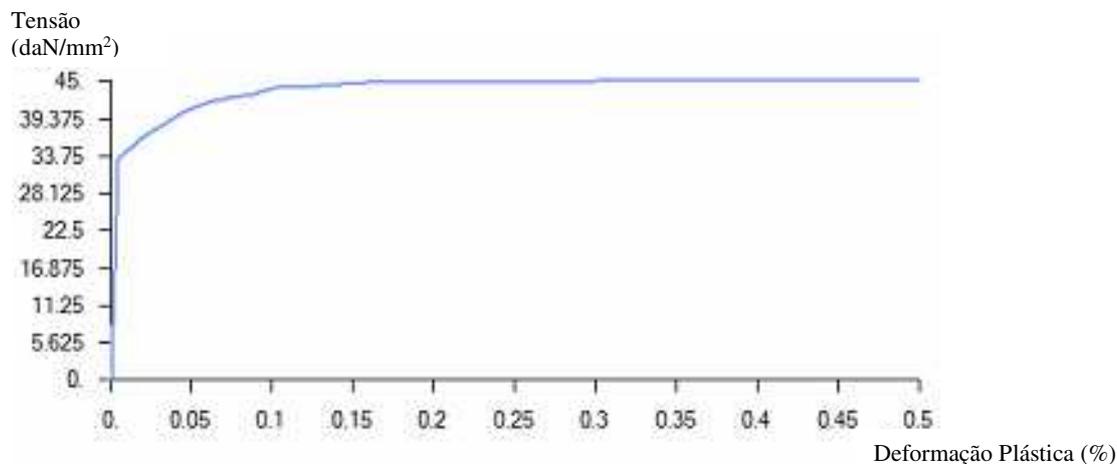


Figura 19 – Curva de Tensão x Deformação do Al2014-T3

(Fonte: Rice, R.C.; Jackson, J.L.; Bakuckas, J. & Thompson, S.,2003)

As propriedades do Rebite de Alumínio 2017-T4, como mostrado na Tabela 5, foram consideradas no modelo de elementos finitos,

Tabela 5 – Propriedade do Rebite Estrutural

Rebite	MS20426 D (Al2017-T4)
	Força de Cisalhamento Máximo: 30ksi
Diâmetro	3/16"
Força de Cisalhamento	1085 (748)
Força Axial	705 (486)
Unidade	Lbs (daN)

(Fonte: Rice, R.C.; Jackson, J.L.; Bakuckas, J. & Thompson, S.,2003)

3 METODOLOGIA

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

As estruturas metálicas foram analisadas usando os procedimentos apresentados abaixo:

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

3.1 ANÁLISE ESTRUTURAL

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 na equação 4 (Bruhn, 1973).

$$MS_{TU} = \left(\frac{F_{TU}}{F_t} - 1 \right) \quad \text{eq.4}$$

Onde:

F_{TU} é a tensão de ruptura do material, determinado pelo MMPDS (ksi).

F_t é a tensão encontrada no modelo de elementos finitos (ksi).

3.1.2 ANÁLISE DE PRENEDEDORES

A margem de segurança para prendedores em cisalhamento é calculada usando a força de cisalhamento, como mostrado na equação 5 (Bruhn, 1973).

$$MS_{Shear} = \left(\frac{F_s}{F_p} - 1 \right) \quad \text{eq.5}$$

Onde:

F_s é a força de cisalhamento para o prendedor especificado, determinado pelo MMPDS (lb).

F_p é a força de cisalhamento encontrada no modelo de elementos finitos (lb).

A margem de segurança para prendedores em tração é calculada usando a força axial, como mostrado na equação 6.

$$MS_{Tensile} = \left(\frac{F_t}{F_{tp}} - 1 \right) \quad \text{eq.6}$$

Onde:

F_t é a força de tração para o prendedor especificado, determinado pelo MMPDS (lb).

F_{tp} é a força axial encontrada no modelo de elementos finitos (lb).

A Força de Esmagamento (f_{esm}) é calculada usando a tensão de ruptura de esmagamento, a espessura da chapa e o diâmetro do furo, como mostrado na equação 7.

$$f_{esm} = \phi * P_{BRU} * t \quad \text{eq.7}$$

Onde:

P_{BRU} é a tensão de ruptura de esmagamento da chapa, que é determinada pelo MMPDS (ksi).

t é a espessura da chapa (mm).

A margem de segurança de esmagamento é calculada usando a força de esmagamento, como mostrado na equação 8.

$$MS_{BRU} = \left(\frac{fesm}{Fp} - 1 \right) \quad \text{eq.8}$$

Onde:

$fesm$ é a força de esmagamento da chapa calculada pela equação 7 (lb).

Fp é a força de cisalhamento encontrada no modelo de elementos finitos (lb).

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 (Rosa, 2002).

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 sollicitação 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_{Ic} , em seu estado plano de deformação ou não. A vida útil depende da velocidade do crescimento da trinca, desde o tamanho microscópico até o tamanho crítico para a ruptura. A velocidade de propagação de trinca depende diretamente da solicitação que está 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. A propagação da trinca é um fenômeno único e localizado, dependendo somente do estado de tensão, como mostrado na Figura 20.

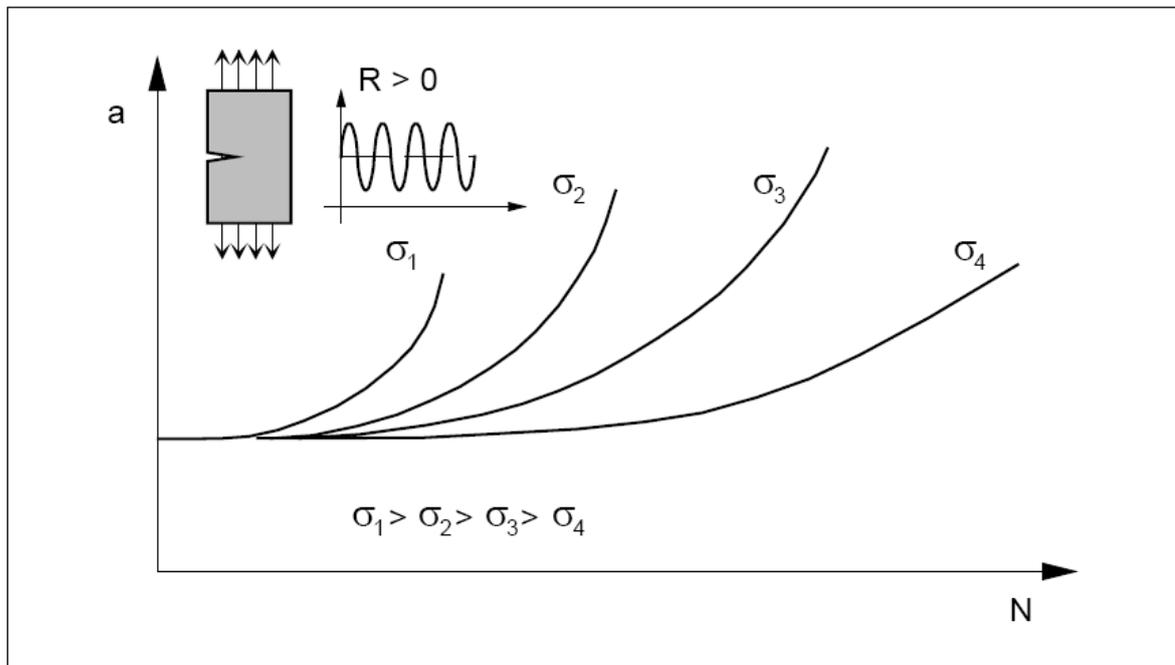


Figura 20: Curva a-N de crescimento do tamanho de trinca contra vida para vários níveis de tensão cíclica.

(Fonte: Rosa, 2002)

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 20.

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 ($\sigma_{\min} > 0$), como mostrado na equação 9

$$\Delta K = Y\Delta\sigma\sqrt{\pi a} \quad \text{eq.9}$$

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 sollicita a frente da trinca.

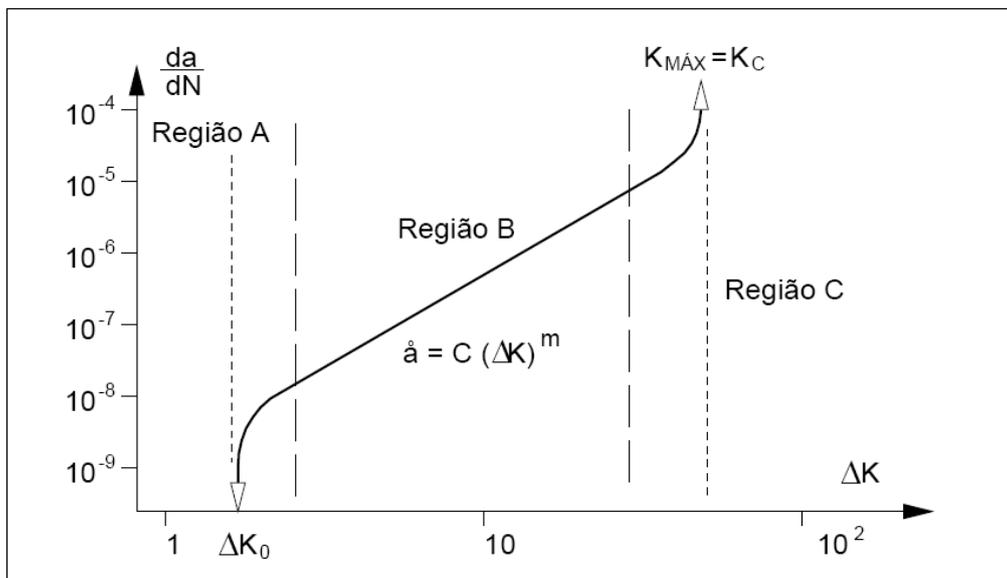


Figura 21 - Regiões típicas em um gráfico \dot{a} – ΔK
(Fonte: Rosa, 2002)

A Figura 21 é dividida em três regiões distintas, como mostrado abaixo.

- **REGIÃO A:**

Corresponde a região próxima da nucleação de trinca, 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.

- **REGIÃO 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, como mostrado na equação 10.

$$\dot{a} = C(\Delta K)^m \quad \text{eq.10}$$

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 mostra 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).

- **REGIÃO 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 a acontecer quando o $K_{IMAX} > 0.7K_{IC}$.

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_{IMAX} 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, como mostrado na equação 11.

$$\Delta K_I = (1 - R)K_{IMAX} \quad \text{eq.11}$$

$$[(1 - R)]K_{IC} - \Delta K_I \rightarrow 0 \quad \text{Quando } K_{IMAX} \rightarrow K_C (*) \quad \text{eq.12}$$

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

O Forman propôs uma equação que define as regiões B e C de propagação, como mostrado na equação 13.

$$\dot{a} = \frac{C(\Delta K_I)^m}{(1 - R)K_{IC} - \Delta K_I} \quad \text{eq.13}$$

3.2 ASPECTOS GERAIS

Esta seção 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 da Dassault, com formato “*parasolid*”. A geometria, como mostrado na Figura 22, foi reconhecida pelo FEMAP da Siemens como um conjunto fechado de superfícies. A fase inicial da modelagem consistiu em modelar de forma controlada toda a superfície e principalmente os furos, onde foram fixados os prendedores, representados por *beams*. Esse modelamento requer um padrão de modelagem. 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.

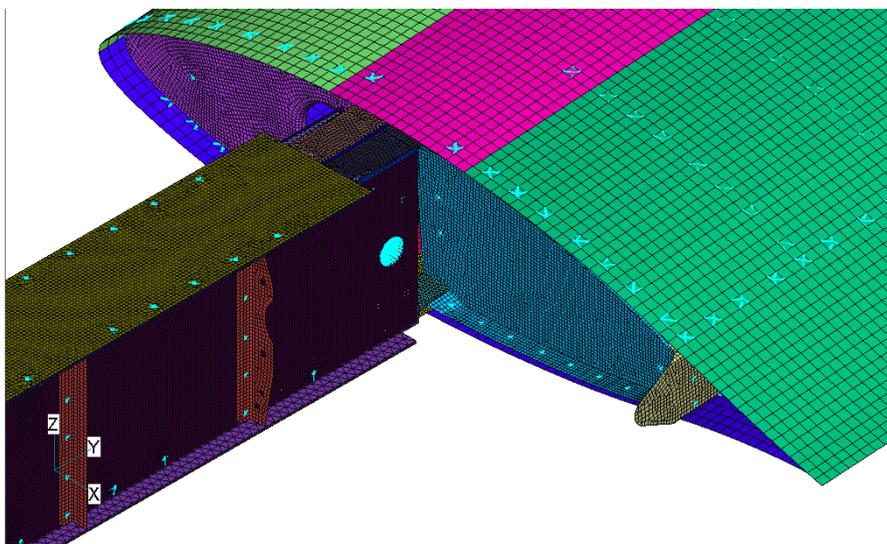


Figura 22 - Modelo de Elementos Finitos da Asa
(Fonte: do autor)

3.2.2 REFERÊNCIA DE ELEMENTO

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

- Elemento linha: CBAR, CBEAM e CROD;
- Elemento placa: CTRIA3 e CQUAD4;
- Elemento rígido: RBE2 e RBE3;
- Elemento solido: CTETRA.

Nesta seção os itens citados anteriormente serão descritos.

3.2.2.1 ELEMENTOS LINHA

CBAR é um elemento estrutural que tem como entrada as propriedades geométricas e mecânicas, por exemplo, área, momento de inercia, constante de torção. Os elementos de barra proporcionam 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.

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.

3.2.2.3 ELEMENTO RÍGIDO

Dois tipos de elementos rígidos são utilizados: RBE2 e RBE3. Elementos RBE2 vincula os DOFs (graus de liberdade) 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, não acrescentando 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.

3.2.3 PONTOS DE FIXAÇÃO

Esta seção apresenta os pontos de fixação adotados no modelo de elementos finitos, como mostrado na Figura 23.

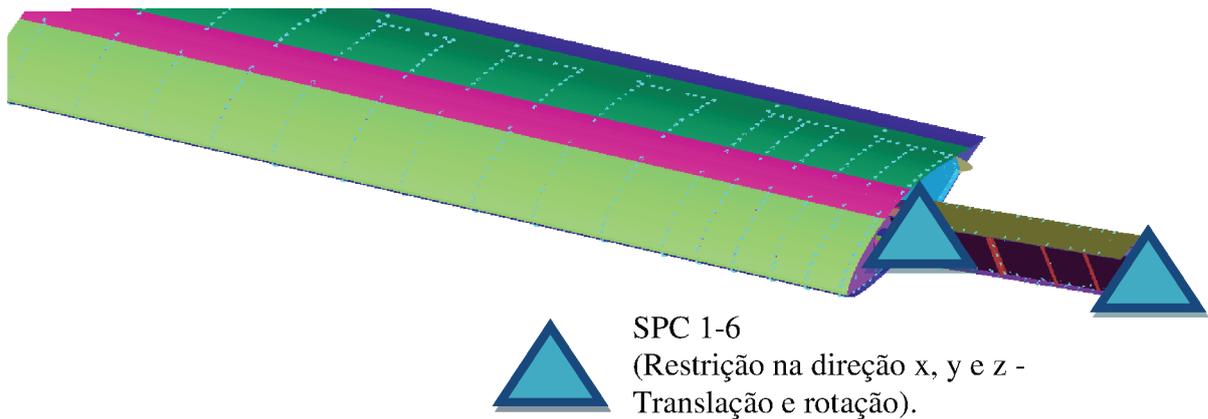


Figura 23 - Ponto de Fixação considerado no modelo.

(Fonte: do autor)

3.2.4 ANÁLISE DE CARGA

3.2.4.1 CÁLCULO DE CARGA DA AERONAVE

O cálculo de cargas apresentado neste relatório visa obter os esforços a serem aplicados no modelo estrutural da asa da aeronave Cricri. Os itens a

seguir apresentam essas condições de carregamento e se referem a (RBAC, 2013):

- Condições de rajada vertical
- Condição de 1G (Reação do Peso na estrutura da Asa)

3.2.4.2 CARREGAMENTO DE RAJADA VERTICAL

As condições de rajada vertical são obtidas da seção 23.425 e 23.443 da 14 CFR PART 23. Através destas seções é possível calcular o fator de carga vertical a ser aplicado sobre a massa dos componentes da fuselagem, da empenagem, e das asas.

O fator de carga de rajada é calculado pela equação 14.

$$nG = 1 + \frac{k_g + U_{de} + V * a}{498 * \left(\frac{W}{S}\right)} \quad \text{eq.14}$$

(ou seja, = 1g mais um incremento de Dn)

Fator de alívio de rajada é calculado pela equação 15.

$$K_g = \frac{0.88\mu_g}{5.3 + \mu_g} \quad \text{eq.15}$$

Razão de massa da aeronave é calculado pela equação 16.

$$\mu_g = \frac{2(W/S)}{\rho C a g} \quad \text{eq.16}$$

O fator de carga de rajada foi calculado para o peso máximo de decolagem e o peso da aeronave vazio + piloto, como mostrado na Tabela 6.

Tabela 6 – Cálculo do Fator de Carga de Rajada

Dados	Descrição	Unid.	Peso da Aeronave	
			MTOW	BEW + Piloto
U _{DE (Vc)}	Velocidade de rajada na Vc	fps	50	50
U _{DE (Vd)}	Velocidade de rajada na Vd	fps	25	25
Vc	Velocidade da aeronave VNO	knots	119,24	119,24
Vd	Velocidade da aeronave VNE	knots	140,4	140,4
a	Inclinação da curva do coef. de força normal C _{NA}	rad	0,50	0,50
W	Peso da aeronave	lbs	374,8	313,1
S	Área da asa	sq.ft	33,37	33,37
ρ	Densidade do ar	slugs/cub.ft	0,002377	0,002377
C	Corda geométrica média da asa	ft	2,36	2,36
g	Aceleração devido à gravidade	ft/s ²	32,20	32,20
μ _g	Airplane mass ratio $\mu_g = \frac{2*(W/S)}{\rho * C * a * g} =$		248,5	207,6
K _g	Gust alleviation factor $K_g = \frac{0.88 * \mu_g}{5.3 + \mu_g} =$		0,86	0,86
Δn	Varição do fator de carga $\frac{K_g * U_{de} * V * a}{498 * (W/S)}$	(na Vc)	0,46	0,55
Δn	Varição do fator de carga $\frac{K_g * U_{de} * V * a}{498 * (W/S)}$	(na Vd)	0,27	0,32
n (Vc +)	Fator de carga positivo (para cima) na Vc	Δn +1	1,459	1,55
n (Vc -)	Fator de carga negativo (para baixo na Vc)	Δn -1	-0,541	-0,45
n (Vd +)	Fator de carga positivo (para cima) na Vd	Δn -1	1,270	1,32
n (Vd -)	Fator de carga negativo (para baixo na Vd)	Δn -1	-0,73	-0,68

(Fonte: do autor)

De acordo com a 14 CFR PART 23, um fator de segurança de 1,5 deve ser considerado e aplicado aos valores de fatores de carga calculados anteriormente. Nesse caso, o maior fator de carga calculado foi o fator para um peso básico da aeronave (BEW + Piloto), pois é o valor mais conservativo:

$$nG(+) = +1.55g * 1,5 = +2.23g \text{ vertical para cima.}$$

$$nG(-) = -0.45g * 1,5 = -0.68 \text{ vertical para baixo.}$$

Após o cálculo do fator de carga para a condição de rajada, foi calculado o carregamento vertical para cima e para baixo. Essa carga será aplicada distribuída ao longo de todo o revestimento da asa.

A carga de rajada para a asa é calculada pela equação 17:

$$FG = n * G * MTOW$$

eq.17

Logo, os casos de carregamento estão apresentados na Tabela 7 e na Tabela 8.

Tabela 7 – Carregamento Positivo

Carregamento Vertical Positiva	
Peso da Aeronave MTOW (kg)	170
Gravidade (m/s ²)	9,81
n(+)	2,32
Carregamento da Asa (N)	3871,1
Carregamento da Asa (daN)	387,1

(Fonte: do autor)

Tabela 8 – Carregamento Negativo

Carregamento Vertical Negativa	
Peso da Aeronave MTOW (kg)	170
Gravidade (m/s ²)	9,81
n(-)	0,68
Carregamento da Asa (N)	1132,0
Carregamento da Asa (daN)	113,2

(Fonte: do autor)

Os carregamentos calculados acima foram aplicados de acordo com a próxima secção onde mostra a distribuição do carregamento em toda a estrutura da asa. As asas devem suportar todos os esforços provocados por esses carregamentos que estão relacionados ao peso de toda a aeronave. Como o modelo de elementos finito foi representado por uma asa, os carregamentos determinados acima devem ser divididos por 2, pois cada aeronave possui um conjunto de asa. Logo, cada estrutura de asa deve ser aplicada os seguintes carregamentos, como mostrado na Tabela 9.

Tabela 9 – Carregamento Positivo e Negativo aplicado em cada estrutura da asa.

Carregamento Vertical Positiva	
Carregamento da Asa (daN)	193,6
Carregamento Vertical Negativa	
Carregamento da Asa (daN)	56,6

(Fonte: do autor)

3.2.4.3 DISTRIBUIÇÃO DE CARGA

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

- A primeira parte se estende entre os valores de 0mm e 150mm 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 250mm da corda da asa, o carregamento aplicado nessa região foi 50% da carga total.
- A terceira parte que se estende entre os valores de 250mm e 350mm da corda da asa, o carregamento aplicado nessa região foi 25% da carga total, como mostrado na Figura 24.

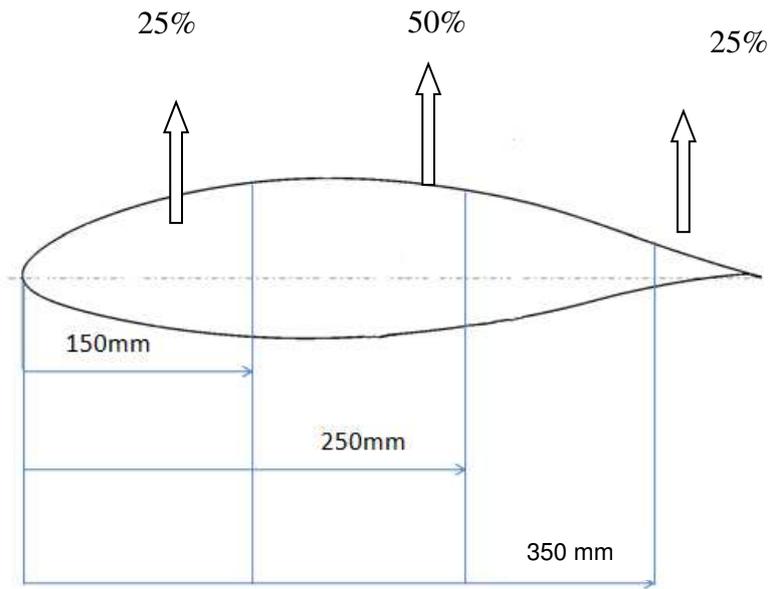


Figura 24 - Distribuição dos carregamentos adotados
(Fonte: do autor)

3.2.4.4 APLICAÇÃO DA CARGA NO MODELO DE ELEMENTOS FINITOS

Esta seção apresenta a carga aplicada na seção de uma asa do modelo de elementos finitos, como mostrado na Figura 25 e Figura 26.

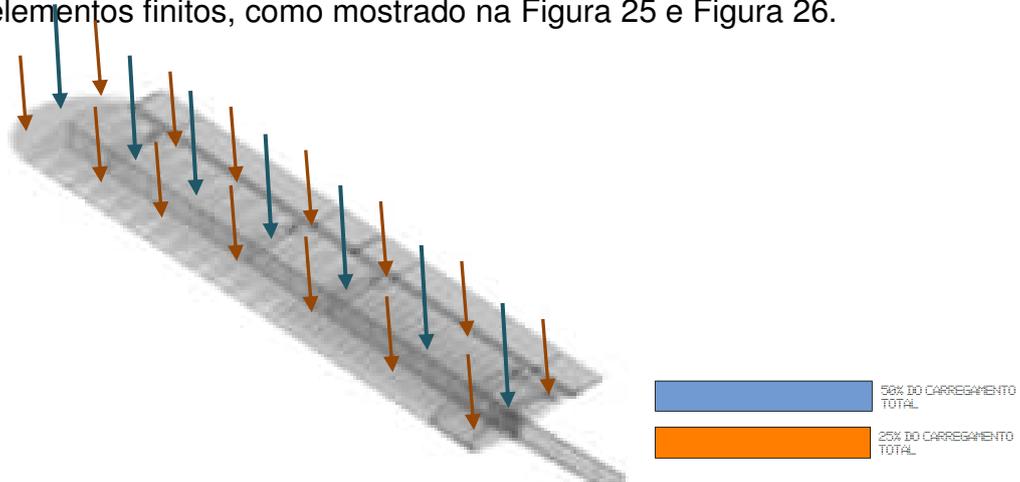


Figura 25 - Distribuição de carga na asa.
(Fonte: do autor)

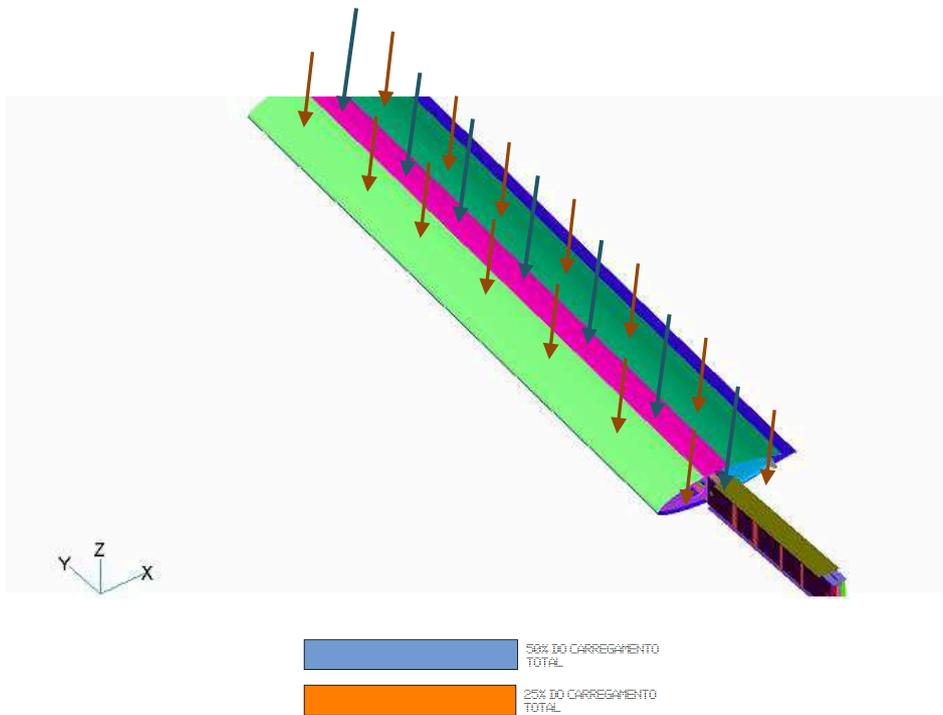


Figura 26 - Distribuição de carga no modelo de elementos finitos.
(Fonte: do autor)

4 RESULTADOS

4.1 ANÁLISE COMPUTACIONAL

Esta seção apresenta o deslocamento total de todo o conjunto da asa durante aplicação do carregamento de 193,6 daN, como mostrado na Figura 27.

Deslocamento

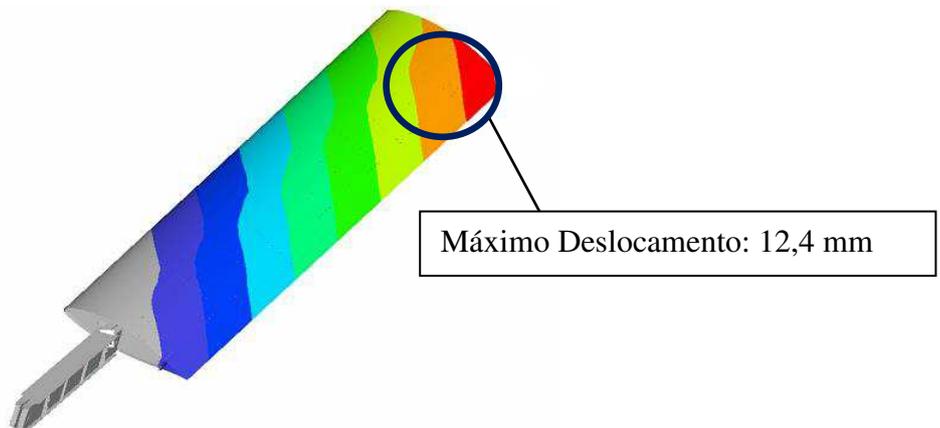


Figura 27 – Máximo Deslocamento da asa.
(Fonte: do autor)

A Tabela 10 apresenta os resultados de tensão de von Mises dos componentes mais críticos para uma carga aplicada de 193,6 daN. Além disso, apresenta a margem de segurança dos componentes estudados.

Margem de Segurança dos componentes da Asa Rebitada

Tabela 10 – Margem de Segurança dos componentes da asa

MARGEM DE SEGURANÇA						
#	Material	Ftu [daN/mm ²]	Carregamento	f [daN/mm ²]	MS%	Obs.
Superfície asa	Al 2024-T3	43,4	193.6 daN	6,7	HMS	
Nervura 1	Al 2024-T3	43,4		9,3	HMS	
Nervura 2	Al 2024-T3	43,4		4,1	HMS	
Bracket 1	Al 2024-T3	43,4		0,4	HMS	
Bracket 2	Al 2024-T3	43,4		0,2	HMS	
Long 1	Al 2024-T3	43,4		0,5	HMS	
Long 2	Al 2024-T3	43,4		0,5	HMS	
Long 3	Al 2024-T3	43,4		3,6	HMS	
Long 4	Al 2024-T3	43,4		0,2	HMS	
Long 6	Al 2024-T3	43,4		0,6	HMS	
Long 7	Al 2024-T3	43,4		19,4	124,2	
Long 8	Al 2024-T3	43,4		0,1	HMS	
Long 9	Al 2024-T3	43,4		6,7	HMS	
Long 10	Al 2024-T3	43,4		23,2	86,8	
Long 11	Al 2024-T3	43,4		1,5	HMS	
Long 12	Al 2024-T3	43,4		4,1	HMS	
Long 14	Al 2024-T3	43,4		3,0	HMS	
Long 15	Al 2024-T3	43,4		0,9	HMS	
Long 16	Al 2024-T3	43,4		0,5	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		1,0	HMS	
Long 20	Al 2024-T3	43,4		0,0	HMS	
Long 23	Al 2024-T3	43,4		7,7	HMS	
Long 24	Al 2024-T3	43,4		7,7	HMS	
Long 25	Al 2024-T3	43,4		6,7	HMS	
Long 26	Al 2024-T3	43,4		7,4	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		4,6	HMS	
Long 30	Al 2024-T3	43,4		4,3	HMS	
Long 31	Al 2024-T3	43,4		0,9	HMS	
Long 32	Al 2024-T3	43,4		0,9	HMS	
Long 33	Al 2024-T3	43,4		0,6	HMS	
Long 34	Al 2024-T3	43,4		2,3	HMS	
Long 35	Al 2024-T3	43,4		2,1	HMS	
Long 36	Al 2024-T3	43,4		2,3	HMS	
Long 37	Al 2024-T3	43,4		2,0	HMS	
Long 38	Al 2024-T3	43,4		3,0	HMS	
Long 39	Al 2024-T3	43,4		3,0	HMS	
Long 40	Al 2024-T3	43,4		3,1	HMS	
Long 41	Al 2024-T3	43,4	2,9	HMS		

(Fonte: do autor)

Revestimento da Asa

A Figura 28 apresenta a tensão de von Mises encontrada no revestimento da asa.

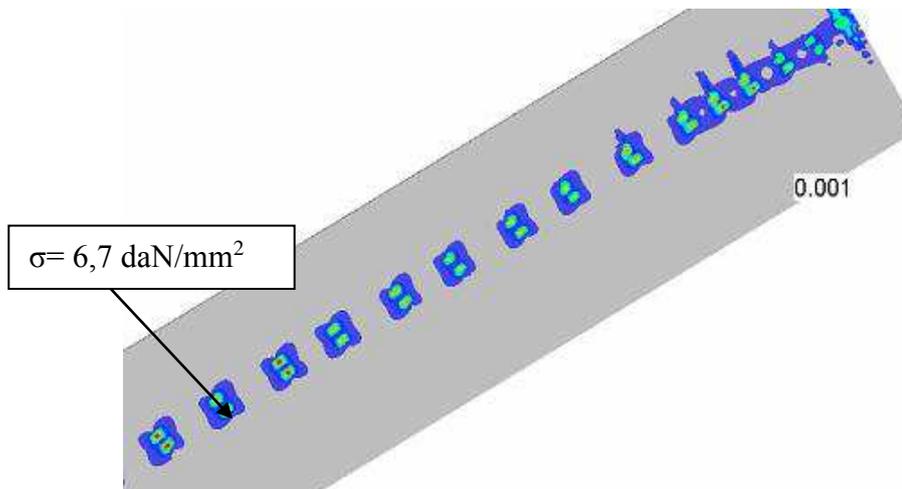


Figura 28 – Tensão de von Mises da Superfície da asa
(Fonte: do autor)

Nervura 1

A Figura 29 apresenta a tensão de von Mises encontrada na nervura 1 da asa.

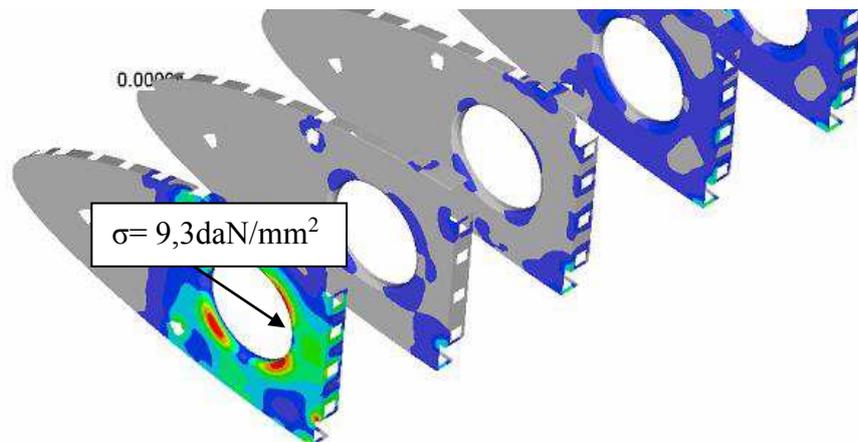


Figura 29 – Tensão de von Mises da Nervura 1
(Fonte: do autor)

Nervura 2

A Figura 30 apresenta a tensão de von Mises encontrada na nervura 2 da asa.

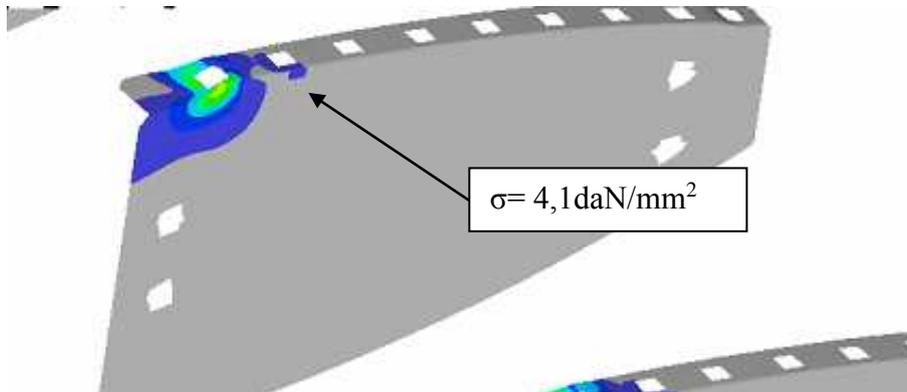


Figura 30 – Tensão de von Mises da Nervura 2

(Fonte: do autor)

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

A Figura 31 apresenta a tensão de von Mises encontrada nas longarinas 23, 24, 25 e 26 da asa.

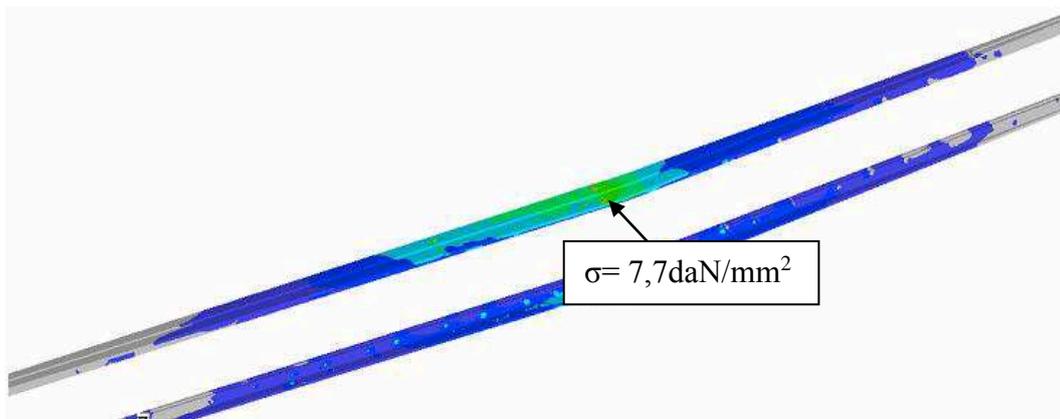


Figura 31 – Tensão de von Mises da Longarinas 23, 24, 25 e 26

(Fonte: do autor)

Longarina (long 7)

A Figura 32 apresenta a tensão de von Mises encontrada na longarina 7 da asa.

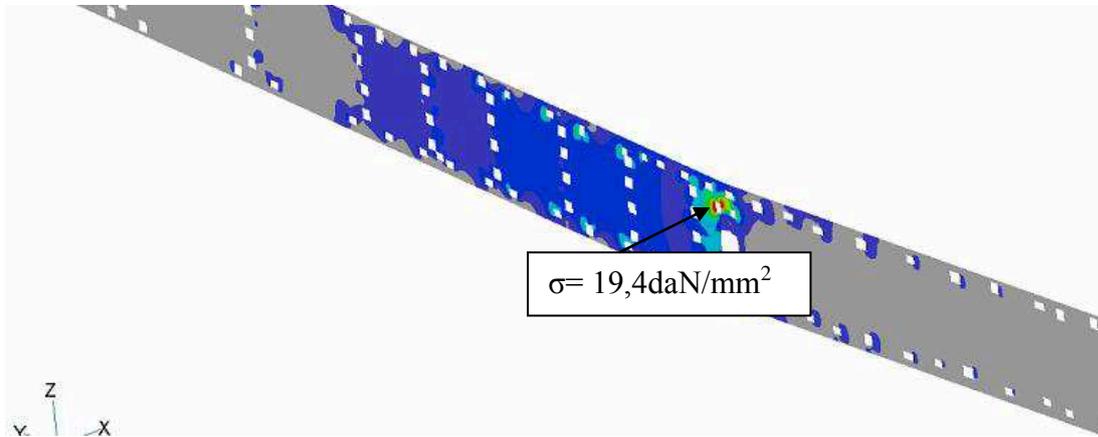


Figura 32 – Tensão de von Mises da Longarina 7

(Fonte: do autor)

Longarina (long 10)

A Figura 33 apresenta a tensão de von Mises encontrada na longarina 10 da asa.

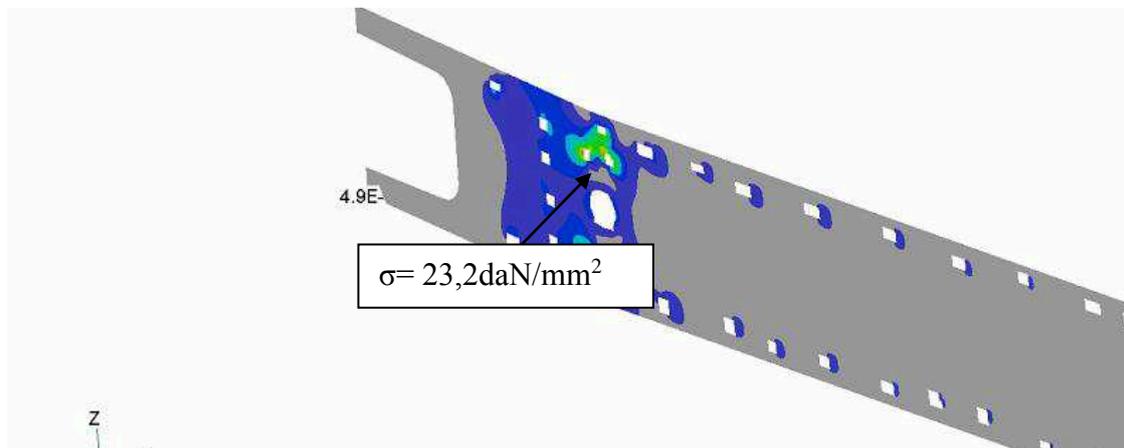


Figura 33 – Tensão de von Mises da Longarina 10

(Fonte: do autor)

4.2 ANÁLISE DOS PRENDEDORES

Esta seção apresenta a margem de segurança e cálculo de esmagamento para os prendedores com uma carga aplicada de 193,6daN, como mostrado na Figura 34 e Tabela 11.

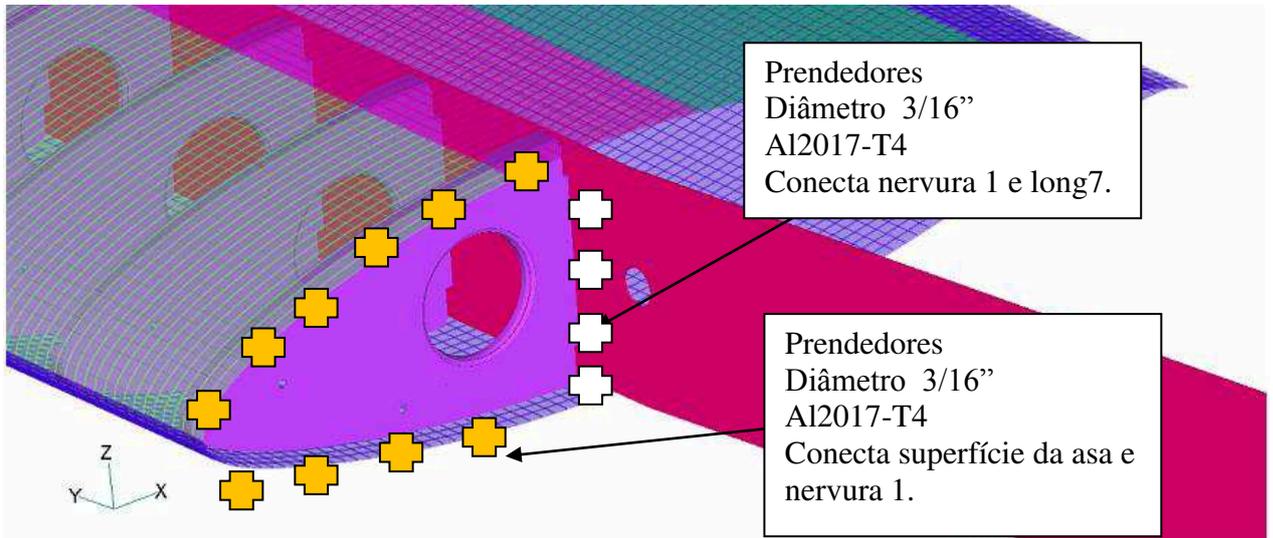


Figura 34 – Região do Rebites
(Fonte: do autor)

Margem de Segurança e Cálculo de Esmagamento dos prendedores.

Tabela 11 – Cálculo dos Prendedores

Região	Elementos	Diâmetro	Material 1	MARGEM DE SEGURANÇA DOS PRENDEDORES												M5%
				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	749	429	429	2	18	HMS	
	1208606	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	1	31	HMS	
	1208607	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	1	29	HMS	
	1208608	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	3	11	HMS	
	1208609	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	2	15	HMS	
	1208610	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	1	6	HMS	
	1208611	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	0	3	HMS	
	1208612	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	0	0	HMS	
	1208614	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	0	0	HMS	
	1208615	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	0	0	HMS	
	1208616	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	0	0	HMS	
	1208617	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	0	0	HMS	
	1208618	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	0	0	HMS	
	1208619	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	0	1	HMS	
	1208620	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	0	2	HMS	
	1208621	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	0	4	HMS	
	1208622	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	0	7	HMS	
	1208623	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	2	7	HMS	
	1208624	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	4	15	HMS	
	1208625	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	2	26	HMS	
1208626	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	0	25	HMS		
1208627	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	2	18	HMS		
1208628	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	1,0	486	749	429	429	2	17	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	749	214	171	5	37	HMS	
	1208600	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	0,8	486	749	214	171	1	31	HMS	
	1208602	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	0,8	486	749	214	171	1	30	HMS	
	1208603	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	0,8	486	749	214	171	0	30	HMS	
	1208604	3/16"	AL 2024-T3	90,0	1,00	AL 2024-T3	90,0	0,8	486	749	214	171	3	30	HMS	

(Fonte: do autor)

4.3 ANÁLISE DE PROPAGAÇÃO DE TRINCA

Esta seção apresenta o cálculo de propagação de trinca entre a superfície da asa (revestimento) com a nervura 1, como mostrado na Figura 35 .

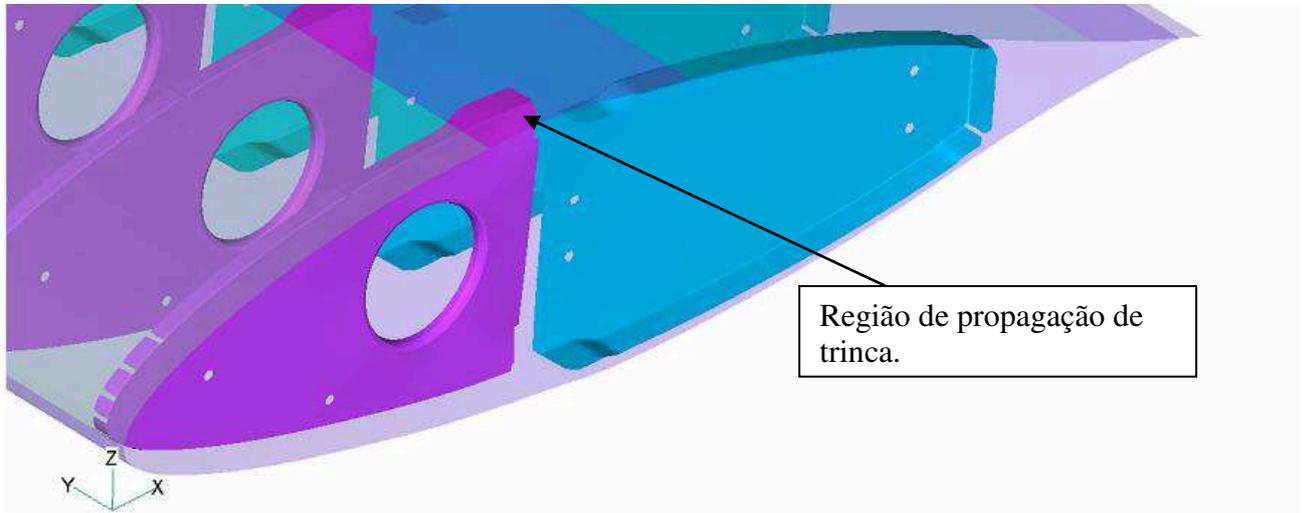


Figura 35 – Região de Propagação de Trinca
(Fonte: do autor)

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 um painel infinito, logo $y=1$.
- As constantes 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.

A Figura 36 apresenta o cálculo de propagação de trinca no revestimento com a nervura 1.

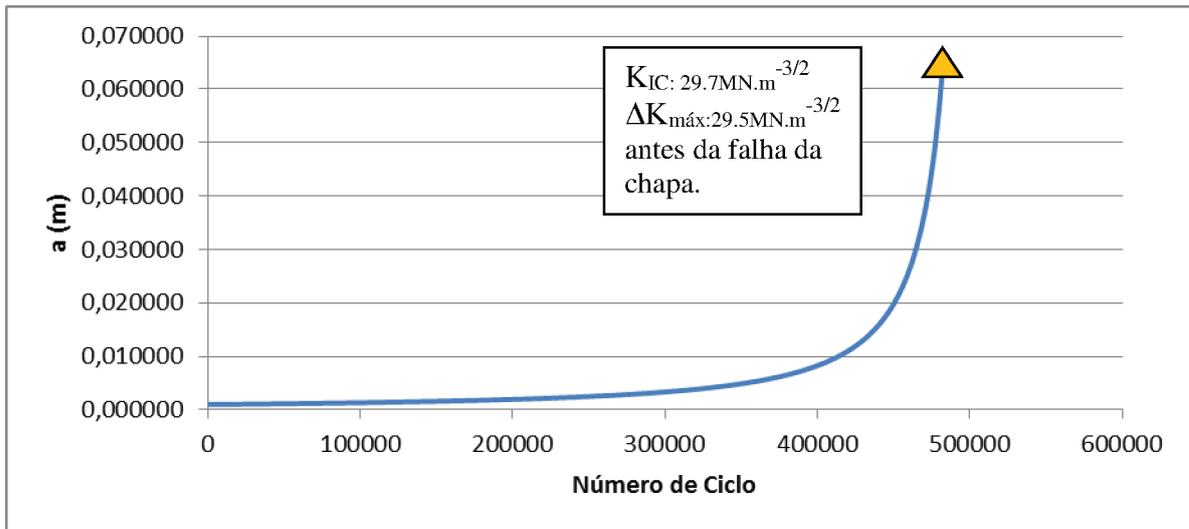


Figura 36 – Resultado de Propagação de Trinca
(Fonte: do autor)

5 CONCLUSÃO

Este relatório teve como objetivo estudar a aeronave. E também, foi possível estudar as estruturas de asas, tais como tipos de fixação, geometrias e formatos de asa encontrados no mercado. Além disso, foi realizada a análise estrutural de uma asa rebitada em alumínio, calculando a margem de segurança de todos os componentes e de todos os prendedores. Também, foi possível calcular a propagação de trinca de uma chapa rebitada, usando a lei de Paris.

Para uma trinca inicial com 1mm de tamanho inicial e um carregamento constante (193.6daN) ao longo de toda a vida de uma chapa de 1mm 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 5.98cm durante uma ciclagem de 481000ciclos. 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 160333 ciclos. O ensaio não destrutivo mais indicado para o início da trinca seria o Eddy Currents (inspeção) 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 TRABALHOS FUTUROS

Esta seção apresenta as futuras etapas para dar continuidade ao estudo de uma asa retangular rebitada, como mostrado nos itens descritos abaixo.

- Realizar otimização dos cálculos para a aeronave estudada, mantendo o mesmo desempenho, podendo reduzir o peso da aeronave.
- Realizar um levantamento de aeronaves experimentais, nas quais possuem as mesmas características geométricas.
- Realizar um estudo de desempenho das aeronaves e compara-las.
- Realizar o levantamento do carregamento das aeronaves, tais como carregamento de manobra, rajada vertical e pouso de emergência, usando a 14 CFR PART 23.
- e compara-las.
- Realizar um estudo de otimização das aeronaves, usando o método de elementos finitos, após a aplicação dos carregamentos calculados.

7 BIBIOGRÁFIA

Rodrigues, Luiz Eduardo Miranda José – Fundamentos da Engenharia Aeronáutica Aplicações de Projetos Sae-Aerodesign, 2010.

Rimoldi, Luiz Eduardo – Materiais na Industria, Junho, 2010.

Colomban, Michel – Manuel de Vol et D`entretien Cricri MC15, 1973.

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, Usa, 2003.

Santos, Plinio José dos Santos – Cálculo Estrutural Por Elementos Finitos Em Uma Asa De Aeronave Ultraleve, Brazil, 2009.

Bruhn, E.F. – Analysis and Design of Flight Vehicle Structures, Usa, 1973.

Rosa Edison - Análise de Resistência Mecânica, Outubro, 2002.

RBAC nº 23 Emenda nº 61, “Requisitos de Aeronavegabilidade: Aviões Categoria Normal, Utilidade, Acrobática e Transporte Regional”, 2013.

Niu, M.C.Y – Airframe Stress Analysis and Sizing, Usa, 1989.

Colomban Cricri: o inacreditável menor bimotor do mundo. Disponível em: <<http://culturaaeronautica.blogspot.com.br/2012/04/colomban-cri-cri-o-inacreditavel-menor.html>> Acesso em: 20 out. 2015

Componentes básicos de uma aeronave. Disponível em: <<http://picturesaviation.blogspot.com.br/2012/06/componentes-de-uma-aeronave.html>> Acesso em: 20 out. 2015

Asas. Disponível em: <<http://rsbals.weebly.com/asas.html>> Acesso em: 20 out. 2015

Cessna 150 Commuter. Disponível em: <<http://www.vetorial.net/~hammes/c150.html>> Acesso em: 20 out. 2015

Guerra Fria. Disponível em: <<https://aviacaocivilemilitar.wordpress.com/tag/guerra-fria/>> Acesso em: 20 out. 2015

100 aeronaves que marcaram a virada do século 20 para o 21. Disponível em: <http://aeromagazine.uol.com.br/artigo/100-aeronaves-para-celebrar-os-19-anos-de-aero-magazine_968.html> Acesso em: 20 out. 2015

Aerodinâmica. Disponível em:

<http://www.kitesurfmania.com.br/school_det.asp?id_article=383&id_category=10> Acesso em: 20 out. 2015

Aviões - Spitfire. Disponível em:

<<http://www.angelfire.com/vt/italeskov/eu/aviao/spit.html>> Acesso em: 20 out. 2015

Nasa anuncia investimento em aviões supersônicos. Disponível em:

<<http://airway.uol.com.br/nasa-anuncia-investimento-em-avioes-supersonicos/>> Acesso em: 20 out. 2015

Tempos de glória da aviação. Disponível em:

<<https://aviacaocivilemilitar.wordpress.com/2013/04/23/tempos-de-gloria-da-aviacao/>> Acesso em: 20 out. 2015

Su-47 Berkut. Disponível em:

<<http://www.plastibrasil.com/viewtopic.php?t=4390>> Acesso em: 20 out. 2015