

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ
José Adriano de Souza

**ANALISE DE CISALHAMENTO EM REBITES DE
JUNTAS METALICAS UTILIZANDO MÉTODO DE
ELEMENTOS FINITOS**

Taubaté – SP
2016

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ
José Adriano de Souza

**ANALISE DE CISALHAMENTO EM REBITES DE
JUNTAS METALICAS UTILIZANDO MÉTODO DE
ELEMENTOS FINITOS**

Monografia apresentada para obtenção do título de
Especialista em Engenharia Aeronáutica pela
Universidade de Taubaté.

Orientador: Prof. Dr. Frederico Rodrigues F. de Farias

Taubaté – SP
2016

José Adriano de Souza
ANALISE DE CISALHAMENTO EM REBITES DE JUNTAS METÁLICAS
UTILIZANDO MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS

Monografia apresentada para obtenção do título de Especialista em Engenharia Aeronáutica pela Universidade de Taubaté.

Orientador: Prof. Dr. Frederico Rodrigues F. de Farias

Data: 18 de junho de 2016

Resultado:

BANCA EXAMINADORA:

Prof. Dr. Frederico Rodrigues F. de Farias Instituição: Universidade de Taubaté

Assinatura: _____

Prof. Dr. Giorgio Eugenio Oscare Giacaglia Instituição: Universidade de Taubaté

Assinatura: _____

AGRADECIMENTOS

Primeiramente a Deus pelo dom da vida e pelas graças recebidas. Agradeço também ao meu orientador Prof. Dr. Frederico, que com muita disposição colaborou para realização desse trabalho. Registro também meu agradecimento à minha esposa, Bethânia, que com muita paciência me suportou durante a elaboração desse trabalho. Por fim a todos que de uma certa forma colaboraram com a realização dessa pesquisa.

*“mas aqueles que contam com o Senhor,
Renovam suas forças.”
(Isaias 40, 31)*

ANALISE DE CISALHAMENTO EM REBITES DE JUNTAS METALICAS UTILIZANDO MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS

José Adriano de Souza

RESUMO

Esse trabalho trata da análise de cisalhamento em rebites de juntas metálicas utilizadas em aviões utilizando-se da metodologia de elementos finitos. O conhecimento e a correta utilização de ferramentas de engenharia para análises pode antever resultados, ajudar a entender fenômenos e proporcionar a redução de custos em projetos. Foi feito um estudo bibliográfico sobre juntas metálicas utilizadas em estruturas de aviões, foi selecionada uma falha característica da junta metálica sobreposta e para essa junta foi estudado o comportamento do prendedor em cisalhamento. O resultado do trabalho foi a proposta de um modelamento em elementos finitos que se aproxima dos métodos de cálculos analíticos.

Palavras-chave: Cisalhamento em rebites, Elementos Finitos, Juntas metálicas

RIVET SHEAR ANALYSIS IN METALLIC JOINTS USING FINITY ELEMENTS METHOD

José Adriano de Souza

ABSTRACT

This paper brings the shear analysis of rivets in metallic joints used in aircraft using the finite element method. The knowledge and the correct use of engineering tools for analysis can predict results help to understand phenomena and provide cost savings on projects. It was made a bibliographic study on metallic joints used in aircraft structures, it was selected a characteristic failure in lap joints and for this joint it was studied the behavior of the fastener in shear. The result of the work proposes a finite element model which are near to the analytical calculations.

Key words: Shear in rivets, Finity Elements, Metallic Joints

LISTA DE TABELAS

Tabela 1: Dados matéria prima do rebite	32
Tabela 2: Dimensões do rebite	33

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Corpo submetido à carga axial	16
Figura 2: Corpo submetido à carga transversal	17
Figura 3: Parafuso submetido à cisalhamento	17
Figura 4: Barra submetida à torção	18
Figura 5: Surgimento do momento fletor	19
Figura 6: Barra submetida à flexão pura,	19
Figura 7: Distribuição de tensão na parede de um vaso de pressão	20
Figura 8: Segmentos estruturais de um avião	21
Figura 9: Eurofighter Typhoon	22
Figura 10: Elemento estrutural sob carregamento uniaxial	23
Figura 11: Tipos de juntas sobreposta	25
Figura 12: Falhas típicas em juntas sobrepostas	26
Figura 13: Tensão excessiva devido à excentricidade	28
Figura 14: Juntas sobrepostas	28
Figura 15: Junta em reforçados (revestimento contínuo)	30
Figura 16: Furo escareado (efeito faca)	31
Figura 17: Dimensões do rebite	33
Figura 18: Modelo do rebite	34
Figura 19: Condições de contorno	35
Figura 20: Distribuição do cisalhamento (0%)	35
Figura 21: Distribuição do cisalhamento (50%)	36
Figura 22: Distribuição do cisalhamento (100%)	36

LISTA DE EQUAÇÕES

Equação 1	15
Equação 2	17
Equação 3	18
Equação 4	27
Equação 5	30
Equação 6	30
Equação 7	34

LISTA DE ABREVIATURAS

FAR - Federal Aviation Regulation

CAE - Computer Aided Engineering

SUMÁRIO

1.1. Objetivos	13
1.1.1. Objetivo geral	13
1.1.2 Objetivos específicos	13
1.2. Delimitação do estudo	14
1.3. Relevância do estudo	14
1.4. Organização do trabalho	14
2. ESFORÇOS MECÂNICOS	15
2.1. Tensão de tração e compressão	15
2.2 Tensão de cisalhamento	16
2.3 Tensão de torção	17
2.4. Tensão de flexão	18
2.3 Tensões em vasos de pressão de parede fina	19
3. Estrutura do avião	20
3.1. Esforços estruturais nos aviões	21
3.2. Materiais de construção aeronáutica	23
4. Juntas metálicas	24
4.1 Tipos de juntas sobrepostas	25
4.2 Falhas em juntas sobrepostas	26
4.3 Requisitos para projeto de juntas	26
5. MÉTODO	32
5.1. Amostra	32
5.3. Tratamento dos dados	33
6. RESULTADOS E ANÁLISE DOS DADOS	34
6.1 Cálculos analíticos	34
6.2 Análises de Elementos Finitos	34
6.2 Discussão dos resultados	36
7. CONCLUSÕES	37
7.1. Proposições para trabalhos futuros	37
8. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	38
9. ANEXOS	39

1. INTRODUÇÃO

O método de elementos finitos é amplamente utilizado no desenvolvimento de aviões e a sua aplicação permite uma aproximação muito boa dos resultados reais.

A utilização de softwares permite abranger uma vasta área de análises, obter resultados confiáveis e, com isso, direcionar melhor as decisões do engenheiro.

Faz-se necessário para o engenheiro conhecer essas ferramentas e utilizar o seu potencial para o benefício da profissão.

1.1. Objetivos

1.1.1. Objetivo geral

Objetivo deste trabalho é demonstrar como é a utilização dos rebites e os tipos de juntas metálicas mais utilizadas na indústria aeronáutica e avaliar o comportamento dos rebites em juntas metálicas sobrepostas através de um software de elementos finitos.

1.1.2 Objetivos específicos

O objetivo geral pode ser dividido em objetivos específicos da seguinte forma:

- a) Propor um modelo de elementos finitos para simular a distribuição de carregamento em rebites submetidos a cisalhamento.
- b) Verificar a distribuição de tensões nos rebites.
- c) Estudar o fenômeno de deformação de um rebite submetido à tração em uma junta sobreposta.

1.2. Delimitação do estudo

Esta pesquisa ficou delimitada, especificamente, à uma revisão bibliográfica acerca de juntas metálicas utilizadas na indústria aeronáutica e à demonstração dos resultados obtidos através da simulação com o modelo de elementos finitos do rebite MS20470AD4-4.

1.3. Relevância do estudo

Esse estudo se torna relevante, pois sugere a utilização de recursos CAE para a o estudo de um fenômeno específico, que é a deformação de rebites e a distribuição da tensão de cisalhamento. De posse das avaliações de modelamentos matemáticos pode-se obter uma boa aproximação dos resultados reais dos ensaios, potencializando a redução de custos de projetos e antecipando resultados.

1.4. Organização do trabalho

O trabalho está organizado em 7 capítulos. O primeiro capítulo apresenta a motivação para a pesquisa e suas limitações. Os três capítulos seguintes trazem uma revisão bibliográfica sobre teoria geral de resistência dos materiais e os seus principais conceitos de esforços, sobre estruturas de avião e matérias utilizados para a construção desses equipamentos e por fim juntas metálicas, com algumas especificações e melhores práticas. O sexto capítulo mostra os resultados obtidos de forma analítica e com auxílio de software. Finalizando o trabalho o capítulo 7 trata das conclusões. Em adição a esses capítulos há um espaço dedicado às referências bibliográficas e o ao anexo que apresenta o requisito para juntas metálicas segundo o FAA FAR 25.

2. ESFORÇOS MECÂNICOS

O termo “tensão” é muitas vezes trocado de forma errada com a palavra “deformação”. Embora relacionados, eles não são a mesma coisa. A tensão é a resistência interna de um material ou força contrária, que se opõe à deformação. Deformação está relacionado com a variação geométrica do material após ser submetido à uma tensão. (FAA, 2012)

Os aviões são submetidos a cinco tensões principais:

- Tração
- Compressão
- Cisalhamento
- Torção
- Flexão

2.1. Tensão de tração e compressão

Para Beer et al (2012) o principal objetivo do estudo da mecânica de materiais é fornecer ao engenheiro, os meios de análise e concepção de várias máquinas e as estruturas de suporte de carga. Tanto a análise quanto a concepção de uma dada estrutura envolvem a determinação das tensões e deformações.

A força por unidade de área, ou a intensidade das forças distribuídas ao longo de uma determinada seção, é chamada tensão sobre essa seção e é representada pela letra grega σ (Sigma).

A tensão na seção transversal de área A do corpo submetido a uma carga axial P é dada dividindo-se a carga pela área:

$$\sigma = \frac{P}{A} \quad (\text{Equação 1})$$

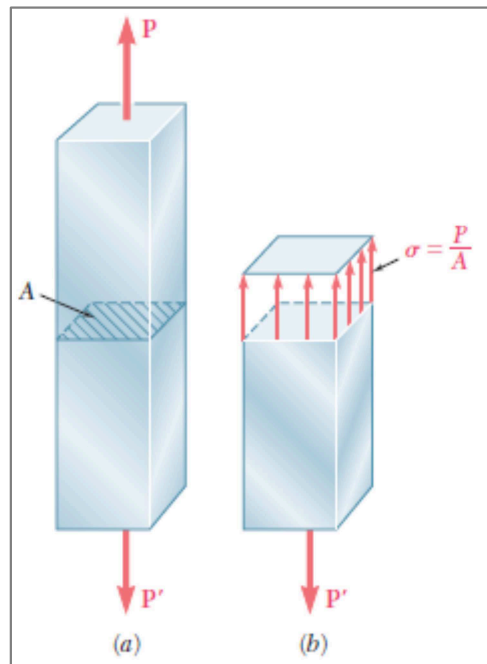


Figura 1: Corpo submetido à carga axial
Fonte: Beer et al (2012)

Beer et al (2012) complementa afirmando que um sinal positivo indica uma tensão de tração e um sinal negativo indica uma tensão de compressão.

2.2 Tensão de cisalhamento

A tensão de cisalhamento aparece quando um corpo AB é submetido a esforços transversais P e P', como representa a Figura 2(a). Analisando o corpo em uma secção (C) entre os pontos de aplicação das forças, como representado na Figura 2(b), obtém-se o diagrama da parte AC mostrado na Figura 2(c), que representa a conclusão de que as forças internas devem existir no plano da secção, e que a sua resultante é igual a P. (BEER et al, 2012)

Estas forças internas elementares são chamadas de forças de cisalhamento, e sua magnitude P resultante é o cisalhamento na secção. Dividindo o cisalhamento P pela área A da secção transversal, obtém-se a tensão média de corte na secção. Chamamos a tensão de cisalhamento pela letra grega τ (tau). (BEER et al, 2012)

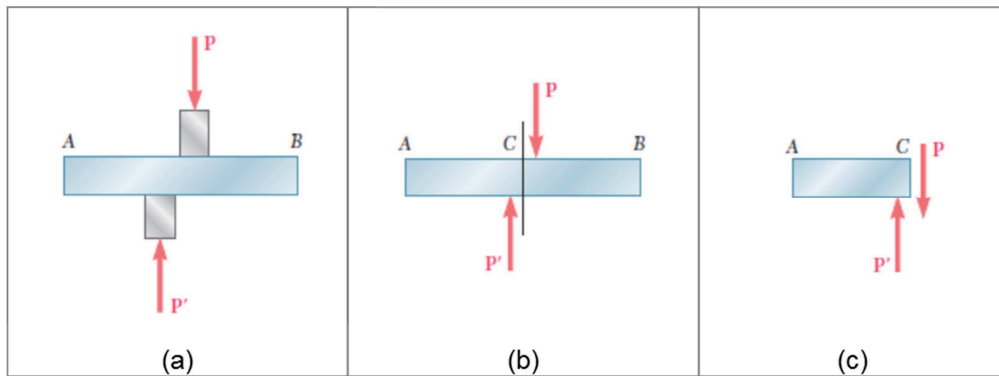


Figura 2: Corpo submetido à carga transversal
Fonte: Beer et al (2012)

A distribuição da tensão de cisalhamento ao longo as seção não é uniforme.

A tensão de cisalhamento média é dada por:

$$\tau = \frac{P}{A} \quad (\text{Equação 2})$$

Tensões de cisalhamento são comumente encontrados em parafusos, pinos e rebites usado para conectar vários elementos. A Figura 3 ilustra um parafuso sendo submetido à cisalhamento. (BEER et al, 2012)

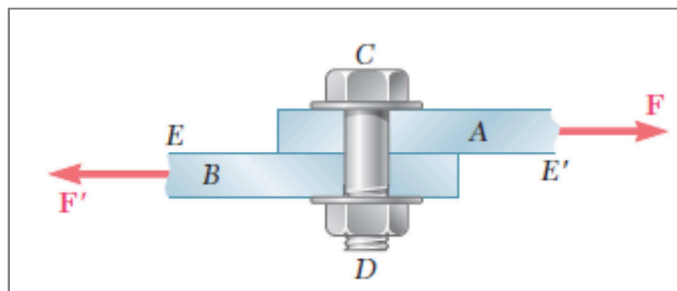


Figura 3: Parafuso submetido à cisalhamento
Fonte: Beer et al (2012))

2.3 Tensão de torção

Hibbeler (2010) define o torque, ou momento torsor, como sendo momento que tende a torcer o membro em torno do seu eixo longitudinal. Beer (2012) complementa informando que a tensão de cilhamento γ em um dado ponto de uma

barra de comprimento L em torção é proporcional ao ângulo de giro ϕ e à distância ρ . a Figura 4 apresenta uma barra submetida à torção.

A tensão de cisalhamento γ a uma distância ρ do eixo da barra é dado por:

$$\gamma = \frac{\rho\phi}{L} \text{ (Equação 3)}$$

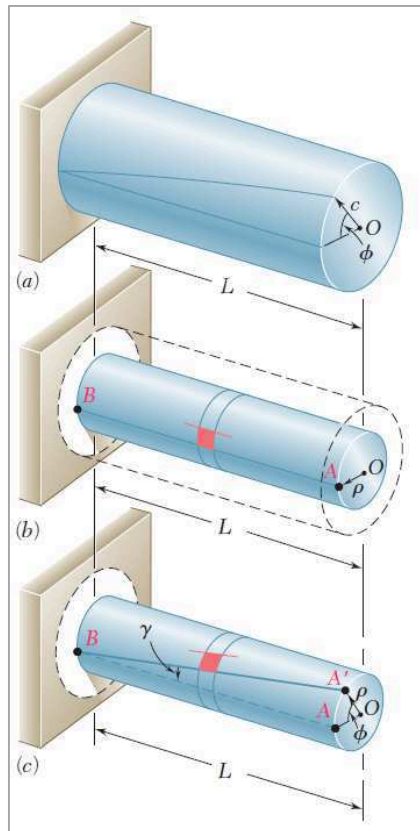


Figura 4: Barra submetida à torção
Fonte: Beer et al (2012))

2.4. Tensão de flexão

Tensão de flexão é resultante de um carregamento que tende a curvar o elemento que está resistindo a esse mesmo carregamento, pelo aparecimento de um momento, conforme apresentado na Figura 5. (BEER et al, 2012)

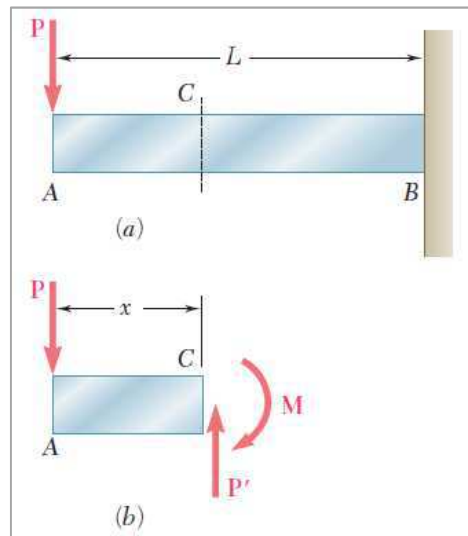


Figura 5: Surgimento do momento fletor
Fonte: Beer et al (2012))

Quando esse momento é igual e em sentido oposto a um eixo de simetria diz-se que o componente está em Flexão pura, ilustrado na Figura 6. (BEER et al, 2012)

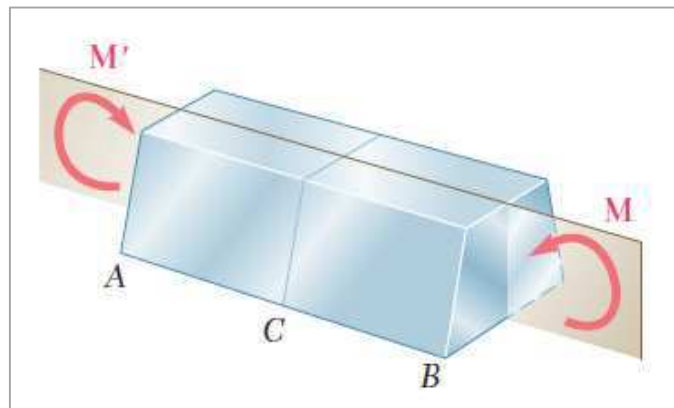


Figura 6: Barra submetida à flexão pura
Fonte: Beer et al (2012))

2.3 Tensões em vasos de pressão de parede fina

Vasos de pressão com paredes finas oferecem uma importante aplicação da análise de tensões no plano. Uma vez que as suas paredes oferecem pouca resistência à flexão, pode presumir-se que as forças internas exercidas sobre uma dada porção de parede são tangentes à superfície do vaso, como apresentado na

Figura 7. As tensões resultantes sobre um elemento de parede, assim, ser contida num plano tangente à superfície do vaso. (BEER et al, 2012)

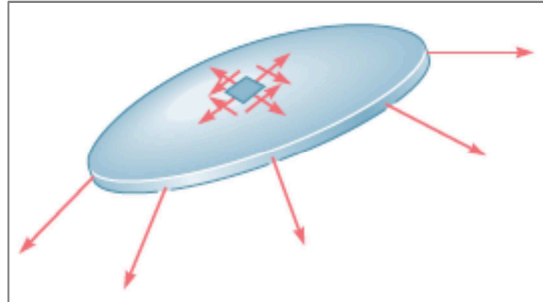


Figura 7: Distribuição de tensão na parede de um vaso de pressão.
Fonte: Beer et al (2012)

3. Estrutura do avião

Uma aeronave é um dispositivo que é usado para, ou se destina a ser utilizado para, voo no ar. As principais categorias de aeronaves são avião, helicóptero, planador e veículos mais leves que o ar. Cada uma delas pode ser dividida ainda mais pelas principais características distintivas da aeronave, como dirigíveis e balões. Ambos são mais leves do que o ar aeronaves, mas têm características diferenciadoras e são operados de forma diferente. (FAA, 2012)

A aeronave mais comum é a aeronave de asa fixa. As asas sobre este tipo de máquina de voo são anexadas à fuselagem e não se movem independentemente de uma forma que resulte na criação de sustentação. (FAA, 2012)

A estrutura de uma aeronave de asa fixa é composta por cinco unidades principais: a fuselagem, asas, estabilizadores, superfícies de controle de voo, e do trem de pouso, como ilustrado na Figura 8. (FAA, 2012)

Componentes estruturais de um avião são construídos a partir de uma ampla variedade de materiais. Aviões mais antigos eram construídos principalmente de madeira. Mais tarde começaram a ser utilizados tubos de aço e o alumínio. Muitos aviões certificados recentemente são construídos a partir de materiais compósitos

moldados, tais como fibra carbono. A estrutura da fuselagem de um avião é composta por revestimento, reforçadores, longarinas, nervuras, paredes de pressão e outros. (FAA, 2012)

O revestimento do avião também pode ser feito a partir de uma variedade de materiais, que varia de tecido impregnado a laminas de madeira, alumínio ou compósitos. Toda a estrutura e seus componentes são unidos por rebites, parafusos, parafusos e outros elementos de fixação. Soldagem, adesivos e técnicas especiais de ligação também são utilizadas. (FAA, 2012)

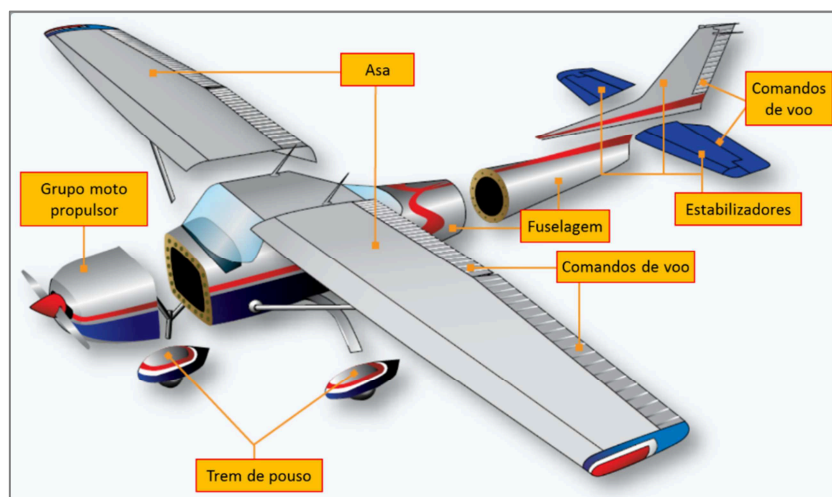


Figura 8: Segmentos estruturais de um avião
Fonte: FAA (2012)

3.1. Esforços estruturais nos aviões

Os componentes estruturais de aeronaves são projetados para distribuir as cargas ou de resistir às tensões. A determinação dessas cargas é chamada de análise de tensão. (FAA, 2012)

Aeronaves são geralmente construídas a partir de componentes básicos de asas, fuselagem, estabilizadores e superfícies de controle. Existem variações, em certos aviões, por exemplo, uma aeronave de asa delta não necessariamente possui

um estabilizador horizontal, embora esteja presente numa configuração *canard*, tal como o Eurofighter (Typhoon), mostrado na Figura 9. Cada Componente tem uma ou mais funções específicas e deve ser projetado para garantir que ele pode exercer essas funções com segurança. (MEGSON, 2007)

As funções básicas de estrutura de uma aeronave são para transmitir e resistir às cargas aplicadas; fornecer o formato aerodinâmico e proteger os passageiros, carga, sistemas, etc. das condições ambientais encontradas durante o voo. Estes requisitos, na maioria das aeronaves, resultam em estruturas de parede fina, onde a superfície externa ou o revestimento é geralmente apoiada por membros de reforço longitudinais e transversais que lhe permitam resistir à flexão, cargas de compressão e de torção, sem flambagem. Essas estruturas são conhecidas como semi-monocoque, enquanto revestimentos de paredes finas que se baseiam inteiramente em seus revestimentos para resistir a cargas são referidos como monobloco. (MEGSON, 2007)



Figura 9: Eurofighter Typhoon
Fonte: Internet (elaborado pelo autor)

Os elementos estruturais e componentes de máquinas feitas de um material dúctil são geralmente concebidos de modo a que o material não irá escoar sob as condições de carga esperadas. Quando o elemento ou componente está sob tensão uniaxial (Figura 10), o valor da tensão normal σ_x que fará com que o material escoe

pode ser obtido facilmente a partir de um ensaio de tração conduzido sobre uma amostra do mesmo material, uma vez que a amostra de teste e o elemento estrutural ou componente da máquina estão no mesmo estado de tensão. Assim, independentemente do mecanismo efetivo que faz com que o material escoar, pode-se afirmar que o elemento ou componente será seguro enquanto $\sigma_x < \sigma_y$, onde σ_y é a resistência ao escoamento da amostra. (BEER et al, 2012)

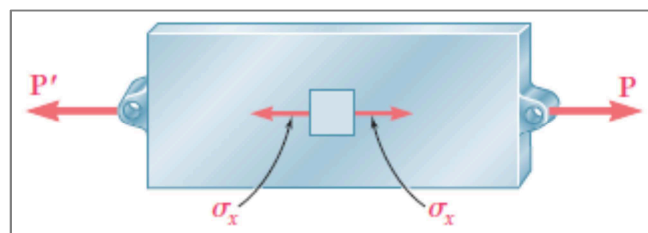


Figura 10: Elemento estrutural sob carregamento uniaxial.
Fonte: Beer et al (2012)

3.2. Materiais de construção aeronáutica

Niu (1999) afirma que os esforços admissíveis dos materiais utilizados para a construção das estruturas dos aviões são igualmente importantes às cargas nos aviões. Essas características dos materiais afetam diretamente o peso do avião. Algumas características dos materiais devem ser consideradas durante o processo de desenvolvimento do avião de forma a garantir a segurança e a vida para a qual a estrutura foi projetada. Os critérios para a seleção dos materiais são os seguintes:

- Resistência estática
- Resistência à fadiga
- Propagação de trincas
- Custo e disponibilidade
- Características de fabricação
- Corrosão
- Compatibilidade com outros materiais

- Estabilidade no ambiente

4. Juntas metálicas

A estrutura ideal seria uma única e completa unidade de um mesmo material, envolvendo uma única operação de manufatura (e isso pode ocorrer num futuro com a fabricação de estruturas e materiais compósitos). Contudo, a maioria das estruturas de avião são feitas em alumínio e são constituídas de várias partes unidas umas as outras utilizando-se de muitos rebites, parafusos, adesivo, etc. (NIU, 1999)

Por uma questão econômica, os engenheiros de análise estrutural devem ter conhecimento acerca dos processos de fabricação e operação da indústria. Os custos para a junção e montagem varia consideravelmente com o tipo de junção, forma e tolerâncias requisitadas. Certas concepções nas junções podem requerer ferramentais de montagem caros, onerando o processo fabril. (NIU, 1999)

Praticamente todos os aviões são construídos unindo-se várias partes pequenas utilizando rebites, parafusos e porcas. Uma vez que devem ser feitos furos nos componentes a serem unidos não é possível atingir a tensão admissível última na área desses mesmos componentes. (NIU, 1999)

- A redução de área tem um influencia muito pequena na rigidez, uma vez que o material removido é uma pequena porcentagem.
- Um estudo de variação de tensão em torno do furo (nas ligas de alumínio usadas comumente) mostra que no regime elástico a tensão na borda do furo chega a ser três vezes maior que a tensão média.
- No regime plástico (carga última), no entanto, a carga tende a se distribuir uniformemente ao longo do material restante.

4.1 Tipos de juntas sobrepostas

A Figura 11 apresenta os tipos de juntas sobrepostas. Na junta com rebaixo entre chapas ou placas de diferentes espessuras o rebaixo deve ser feito no material mais resistente. Para a junta de topo simples com chapa sobreposta, a chapa de sobreposição deve ser igual à mais fina entre as duas chapas que estão sendo sobrepostas e da mesma forma nas juntas de topo com dupla chapa de sobreposição a espessura da chapa de sobreposição devem ser da mesma espessura e devem ser iguais à chapa mais fina que está sendo unida. (BRUHN, 1973)

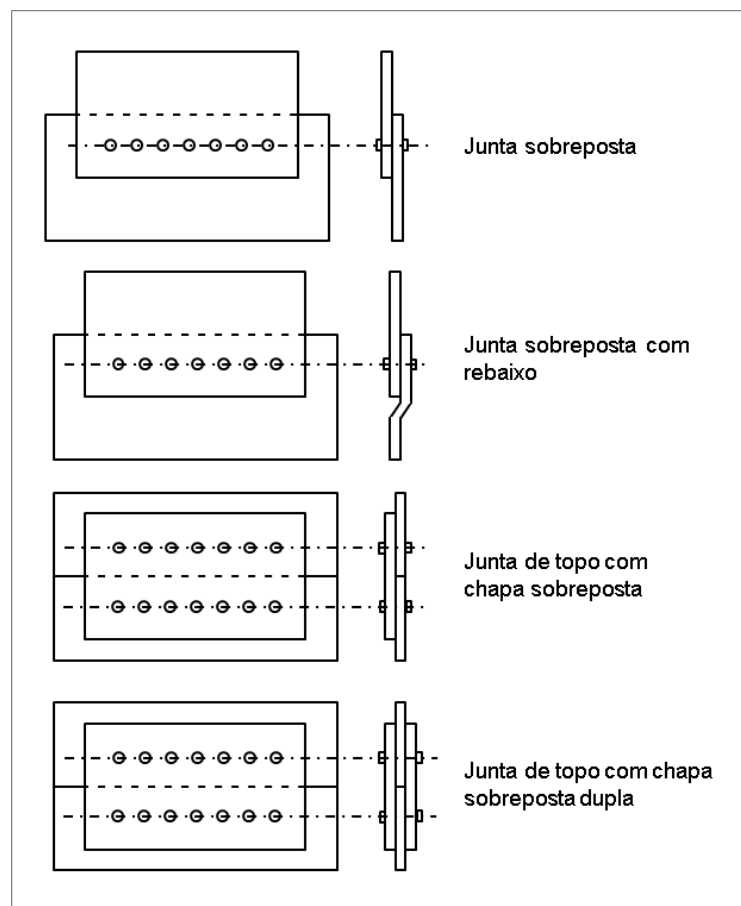


Figura 11: Tipos de juntas sobreposta.
Fonte: Bruhn (1973)

4.2 Falhas em juntas sobrepostas

Juntas são as mais comuns causas de falhas nas estruturas de aviões, e essas falhas podem acontecer devido a vários fatores, sendo que em todos existe dificuldades em avaliar exatamente as causas. Esses fatores não só afetam a resistência estática e rigidez, como tem grande influência na vida em fadiga da junta e na região adjacente. Juntas sobrepostas geralmente falham em um dos modos apresentados na Figura 12 (NIU, 1999).

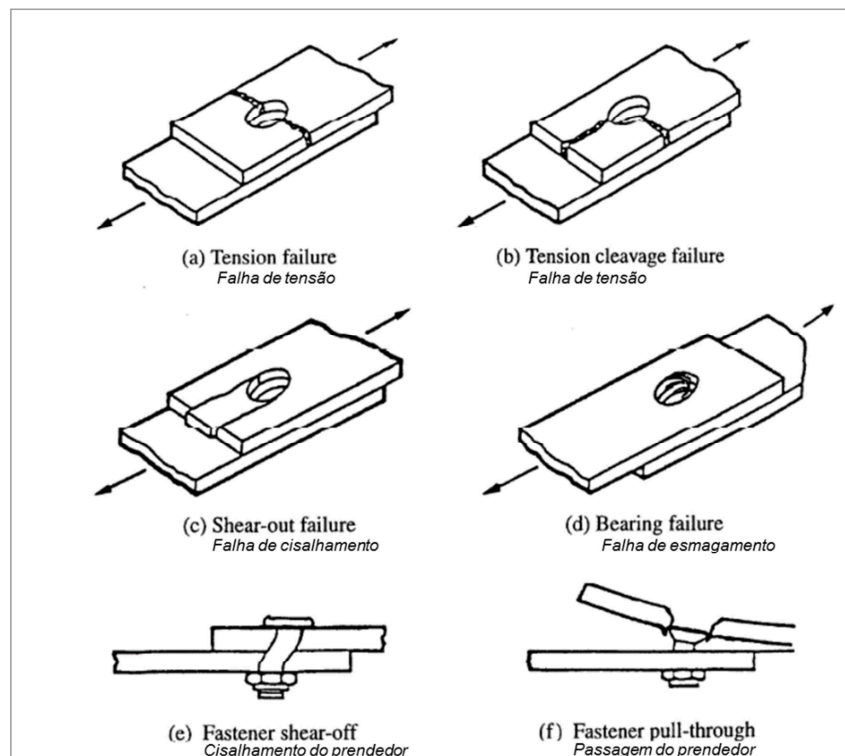


Figura 12: Falhas típicas em juntas sobrepostas.
Fonte: NIU (1999)

4.3 Requisitos para projeto de juntas

Niu (1999) apresenta os requisitos gerais de projeto para juntas:

a) Fator de ajuste

Um fator de ajuste último de 1,15 (de acordo com FAR 25.625) deverá ser utilizado na análise da junta:

- Este fator de 1,15 deve ser aplicado a todas as partes da junta, inclusive na fixação e esmagamento (ou “*bearing*”) dos componentes da junta.
- Para cada ajuste integral, a peça deve ser tratada como um ajuste até o ponto em que as propriedades da seção torna-se típica do membro

Nenhum fator de ajuste precisa ser usado:

- Para as juntas feitas sob práticas aprovadas e com base em amplos dados de teste.
- Em relação a quaisquer outros fatores de projeto para qual um fator especial maior é usado.

b) a eficiência global da junta

É uma consideração primária que a eficiência da articulação vai ser igual ou maior do que a da estrutura-mãe. Um dos lados da junta não deve ser concebido para a máxima eficiência, à custa de uma penalidade de custo de fabricação e de peso. A junta deve ser localizada em estruturas de apoio, como reforçadores, cavernas, etc, para melhorar a eficiência da junta, como mostrado na Figura 13.

c) excentricidade (junta não suportada)

Momento produzido pela excentricidade em uma junta, especialmente em juntas sobrepostas, como apresentado na Figura 12 irão induzir um carregamento excessivo e uma tensão secundária na extremidade dos prendedores. A tensão na placa não é uniforme e a máxima tensão no regime elástico (crítica para considerações de fadiga) é:

$$F = \frac{P}{t} + \left(\frac{Pt}{2}\right) \left(\frac{6}{t^2}\right) = \frac{4P}{t} \quad (\text{Equação 4})$$

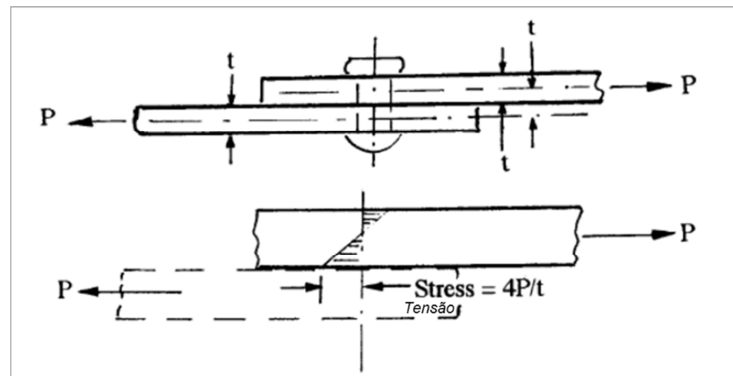


Figura 13: Tensão excessiva devido à excentricidade
Fonte: NIU (1999)

d) Juntas suportadas

Todas as juntas estruturais em aviões são juntas suportadas, como apresentado na Figura 13, isso confere integridade estrutural de forma a reduzir significativamente a concentração de tensão devido a excentricidade. As juntas suportadas são localizadas nos reforçadores, cavernas, etc e são sempre utilizadas duplicações ou fileiras intercaladas de prendedores para os tanques de combustível das asas.

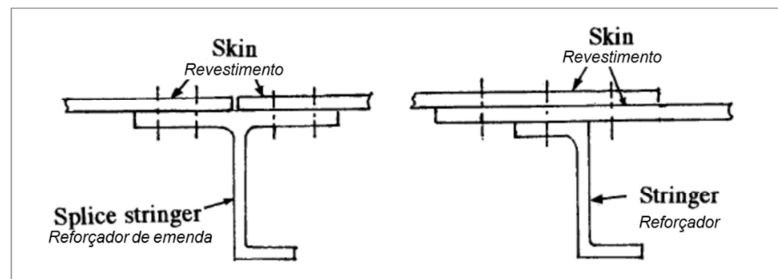


Figura 14: Juntas sobrepostas
Fonte: NIU (1999)

e) Rigidez da junta

Rigidez insuficiente ou excessiva no entorno da estrutura pode ocasionar deflexão excessiva sob altas concentrações de tensão e conseqüentemente podem mudar a direção e a magnitude das cargas nas juntas, a exemplo as áreas de suporte estrutural do pilones, trens de pouso, flaps, etc.

f) Mistura de tipos de prendedores

Geralmente não é uma boa prática usar uma mistura de prendedores em uma mesma junta, uma vez que os furos mais justos irão começar a absorver a carga mais cedo e os furos mais largos apenas após a junta começar a se defletir. Isto irá causar falha prematura na vida estrutural.

g) Mistura de materiais das camadas adicionais

As deformações das juntas devem ser analisadas baseado nos dados de tensão-deformação do material da camada adicional e do material principal de forma a evitar problemas de rigidez excessiva ou insuficiente.

h) Juntas cravadas e coladas

E difícil determinar a distribuição de cargas em uma junta cravada e colada, sendo que a área colada irá absorver a maior parte da carga.

- Esse recurso confere mais vida em fadiga e melhora a resistência a corrosão.

i) Emenda (*splice*) adjacente a membros contínuos

Essa junta deve ser projetada para ser tão rígida quanto a geometria permita usando amplo material e interferência ou prendedores ajustados com interferência de forma a minimizar o deslizamento da junta, o que pode acarretar em sobrecarga no membro contínuo, levando a sua falha prematura. Um exemplo é mostrado na Figura 14, que detalha uma emenda reforçada, o qual é anexado ao revestimento, que é o membro contínuo (frequentemente usada em reparos de reforçadores quebrados).

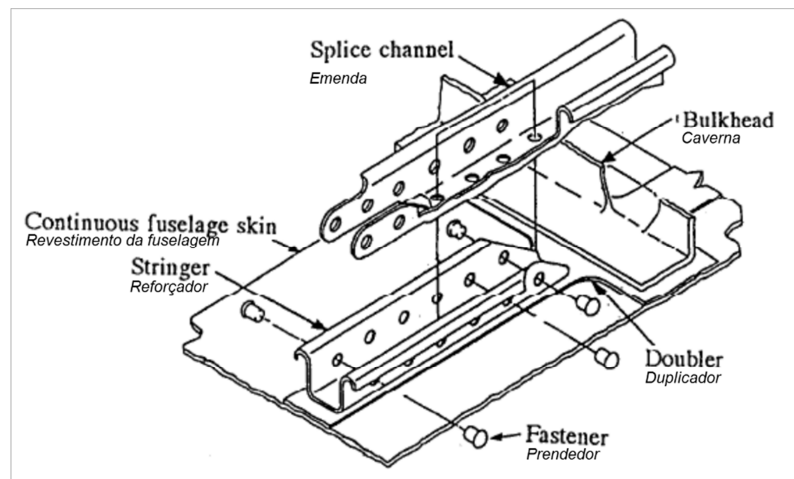


Figura 15: Junta em reforçados (revestimento contínuo)
Fonte: NIU (1999)

i) Distância entre prendedores e distancia de borda

Normalmente o espaçamento mínimo entre os prendedores é de $4D$ e a distancia de borda na direção da carga é dada por:

$$\frac{e}{D} = 2,0 \quad (\text{equação 5})$$

Onde D é o diâmetro do prendedore e e é a distância do centro do prendedor até a borda da peça mais uma margem de $0,03''$ de tolerância ou erro de furação, como mostrado na Figura 15.

Uma distância mínima de borda de $\frac{e}{D} = 1,5$ pode ser usada, desde que os seguintes critérios sejam atendidos:

- Baixa transferencia de carga
- Assumir revestimento não flambante

j) Furos escariados

Uma vez que o efeito faca não é permitido nos projetos de estruturas de aviões devido a vida em fadiga a espessura minima das placas são:

$$t \cong 1,5 \cdot t_d \quad (\text{Equação 6})$$

Onde t é a espessura da placa e t_d é a altura da cabeça do prendedor.

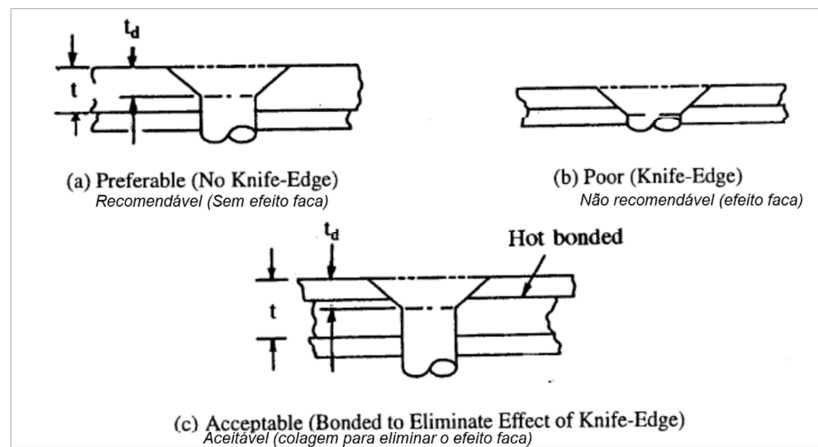


Figura 16: Furo escareado (efeito faca)
Fonte: NIU (1999)

5. MÉTODO

Utilizou-se de métodos analíticos de cálculos para se obter a tensão admissível de cisalhamento do rebite selecionado, sendo que essa tensão foi usada para compor a condição de carregamento do rebite no modelo de elementos finitos.

5.1. Amostra

Esse trabalho utilizou como amostra o rebite MS20470AD4-4, amplamente empregado na fabricação de aviões.

A série desse rebite é produzida em ligas de alumínio. O rebite selecionada é AL 2117-T4.

As propriedades mecânicas do rebite são apresentadas na Tabela 1 e suas dimensões são representadas pela Figura 16 e pela Tabela 2.

Rebite	Módulo de Elasticidade	Coefficiente de Poisson	τ_{adm} (psi)
MS20470AD4-4	71,7 GPa	0,33	26.000

Tabela 1: Dados matéria prima do rebite
Fonte: Balbudhe e Zaveri (2013)

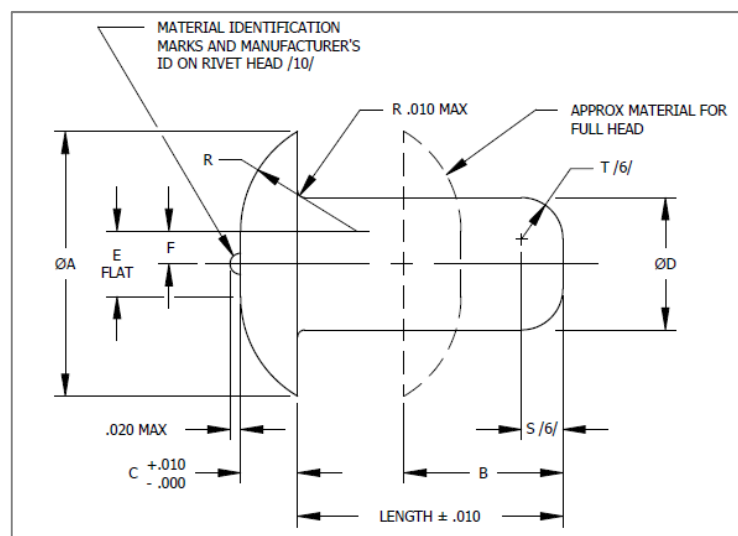


Figura 17: Dimensões do rebite
Fonte: NAS (2013)

Variável	Dimensão (mm)
A	6,35
B	4,78
C	1,37
D	3,18

Tabela 2: Dimensões do rebite
Fonte: NAS (2013)

5.3. Tratamento dos dados

As análises estruturais do rebite foram feitas utilizando o software de análise de elementos finitos ANSYS Workbench, versão 16.2.

6. RESULTADOS E ANÁLISE DOS DADOS

6.1 Cálculos analíticos

a) Tensão de cisalhamento admissível no rebite:

$$\tau_{adm} = 26.000psi = 179,3 \frac{N}{mm^2}$$

b) Máxima força suportada

$$\tau_{adm} = \frac{F_{max}}{A_{rebite}} \text{ (Equação 7)}$$

$$179,3 \frac{N}{mm^2} \cdot 7,94mm^2 = F_{max}$$

$$F_{max} = 1,4kN$$

6.2 Análises de Elementos Finitos

As Figuras 17 até 21 mostram o modelo, as condições de contorno e os resultados obtidos no ANSYS Workbench.

a) Modelo do rebite e malha de elementos finitos:

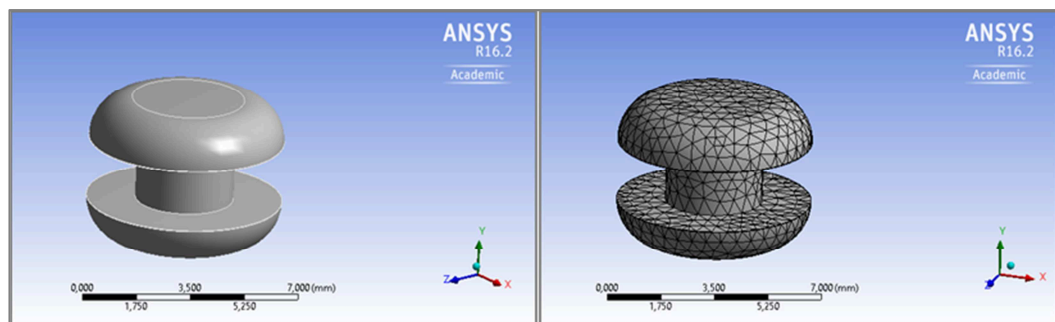


Figura 18: Modelo do rebite
Fonte: Elaborado pelo autor

b) Condições de contorno

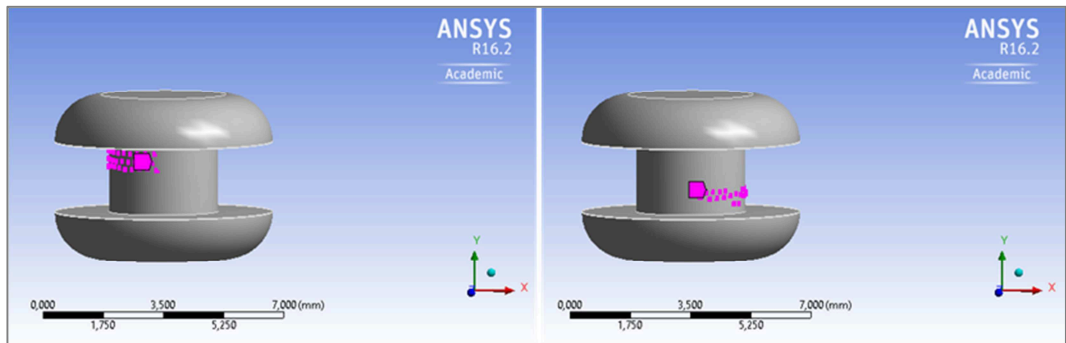


Figura 19: Condições de contorno
Fonte: Elaborado pelo autor

c) Carregamento

Foi aplicado um carregamento de 50% da força máxima admissível no eixo x, na direção positiva e os outros 50% na mesma direção, porém em sentido oposto a esse primeiro.

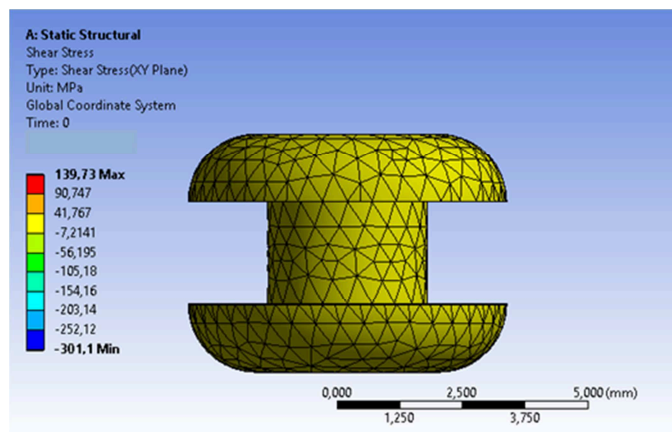


Figura 20: Distribuição do cisalhamento (0%)
Fonte: Elaborado pelo autor

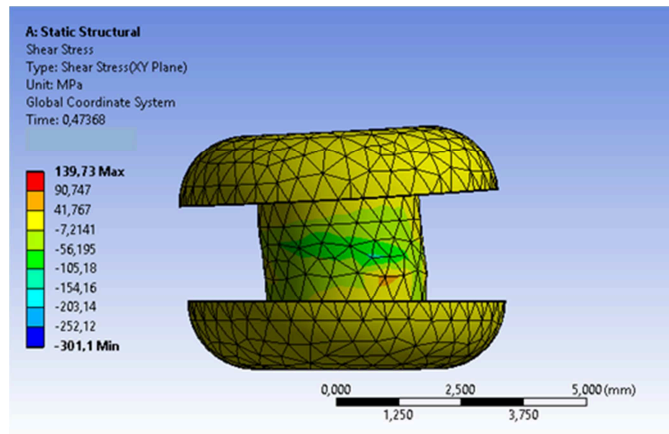


Figura 21: Distribuição do cisalhamento (50%)
 Fonte: Elaborado pelo autor

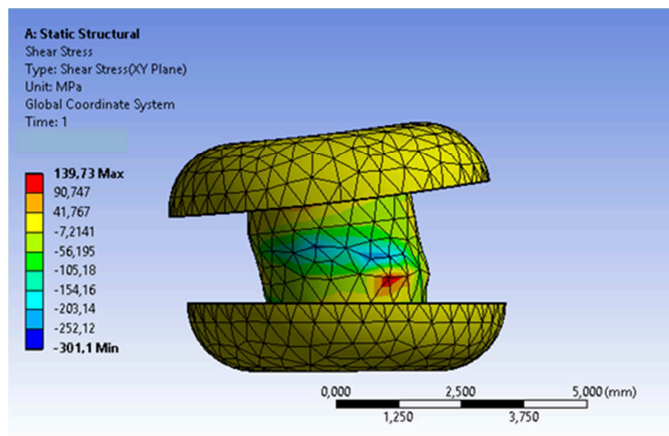


Figura 22: Distribuição do cisalhamento (100%)
 Fonte: Elaborado pelo autor

6.2 Discussão dos resultados

Nos cálculos analíticos chegou-se à uma força máxima de tração (geradora de cisalhamento) de 1,4kN. Com o modelo elementos finitos proposto, carregado com essa força máxima, pode-se notar que a tensão de cisalhamento máxima ficou próxima da admissível do material, sendo que a admissível é de $179,3 \text{ N/mm}^2$ e a solução do ANSYS Workbench apresentou uma tensão máxima de cisalhamento de $140,0 \text{ N/mm}^2$.

7. CONCLUSÕES

Referenciando os objetivos desse trabalho a conclusão pode ser dividida em três partes:

a) Proposta do modelo de elementos finitos:

Conclui-se que foi satisfatório o modelo proposto, uma vez que pode-se observar o comportamento do rebite em cisalhamento.

b) Distribuições das tensões:

Conclui-se que foi satisfatória a distribuição das tensões de cisalhamento no rebite, pois pode observar uma concentração de cisalhamento próxima a tensão admissível do material do rebite.

c) Fenômeno de deformação do rebite:

Conclui-se que a deformação do rebite resulta em tensão de compressão, uma vez que o material escoar e encontrará o material da junta metálica. Esses tópicos foram abordados na revisão de literatura, uma vez que foi citado as tensões de esmagamento (ou *bearing*) e também os tipos de juntas. Um ponto que essa conclusão traz é que, a análise do esmagamento na região das placas que estão sendo unidas pelo rebite seria de grande importância para o engenheiro.

7.1. Proposições para trabalhos futuros

O objetivo desse trabalho não foi de encerrar as discussões sobre o assunto, mas sim de apresentar de maneira acadêmica a análise dos esforços atuantes num rebite, bem como o seu comportamento em questão de deformação e cisalhamento.

Como sugestão para novos trabalhos, poderia ser modelado tipos de juntas metálicas que, posteriormente, possam ser comparadas com ensaios reais de forma a validar os modelos com dados reais de ensaio.

8. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

FAA - Federal Aviation Administration. **Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe**. Oklahoma City: United States Department of Transportation, 2012

FAA - Federal Aviation Administration. **ELECTRONIC CODE OF FEDERAL REGULATIONS**. Disponível em: <http://www.ecfr.gov/>

BEER, P. F.; JOHNSTON, E. R.; DEWOLF, J. T.; MAZUREK, D.F. **Mechanics of materials**. 6 ed. New York: Mc Graw Hill, 2012.

NIU, M. C. Y. **Airframe stress analysis and sizing**. 2 ed. Hong Kong: Technical Book Company, 1999

HIBBLELER, R. C. **Resistencia dos materiais**. 5 ed. Pearson Prentice Hall, 2010.

MEGSON, T. H. G. **Aircraft structures for engineering students**. 4 ed. Massachusetts: Elsevier, 2007.

BRUHN, E. F. **Analysis and design of flight vehicle structures**. USA: Tri-state Offset Company: 1973

9. ANEXOS

Anexo A – Requisito FAR 25.625

§25.625 Fitting factors.

For each fitting (a part or terminal used to join one structural member to another), the following apply:

(a) For each fitting whose strength is not proven by limit and ultimate load tests in which actual stress conditions are simulated in the fitting and surrounding structures, a fitting factor of at least 1.15 must be applied to each part of—

- (1) The fitting;
- (2) The means of attachment; and
- (3) The bearing on the joined members.

(b) No fitting factor need be used—

- (1) For joints made under approved practices and based on comprehensive test data (such as continuous joints in metal plating, welded joints, and scarf joints in wood); or
- (2) With respect to any bearing surface for which a larger special factor is used.

(c) For each integral fitting, the part must be treated as a fitting up to the point at which the section properties become typical of the member.

(d) For each seat, berth, safety belt, and harness, the fitting factor specified in §25.785(f)(3) applies.