

ESCOLA POLITÉCNICA DA UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
PME – DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA
PME2599 – PROJETO INTEGRADO II

RELATÓRIO FINAL:
MODELAGEM DE JUNTA AERONÁUTICA

Orientador: Prof. Dr. Walter Ponge-Ferreira
Juliano Govedice Resende

SÃO PAULO

2008

ESCOLA POLITÉCNICA DA UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
PME – DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

MODELAGEM DE JUNTA AERONÁUTICA

Trabalho de formatura apresentado à Escola
Politécnica da Universidade de São Paulo para
obtenção do título de Graduação em Engenharia

Juliano Govedice Resende

Orientador: Prof. Dr. Walter Ponge-Ferreira

Área de Concentração:
Engenharia Mecânica

SÃO PAULO
2008

FICHA CATALOGRÁFICA

Resende, Juliano Govedice

Modelagem de uma junta aeronáutica / J.G. Resende. – São Paulo, 2008.

p.

Trabalho de Formatura - Escola Politécnica da Universidade de São Paulo. Departamento de Engenharia Mecânica.

1.Juntas rebitadas (Modelagem) 2.Método dos elementos finitos 3.Aeronáutica I.Universidade de São Paulo. Escola Politécnica. Departamento de Engenharia Mecânica II.t.

Dedico este trabalho aos meus pais José Roberto e Celina
e à minha namorada Rafaela, que sempre me incentivaram.

AGRADECIMENTOS

Agradeço aos meus pais, José Roberto e Celina, por me proporcionarem condições de me dedicar integralmente aos estudos, e sempre terem me apoiado em minhas escolhas.

Dedico um agradecimento especial à minha namorada Rafaela, que sem sua paciência, incentivo e compreensão não teria conseguido enfrentar as adversidades pelas quais passei.

Ao meu orientador Walter Ponge-Ferreira pelo grande apoio e ajuda na realização deste trabalho.

RESUMO

Juntas rebitadas estão presentes em grande número na indústria aeronáutica. Este trabalho é dedicado à modelagem deste tipo de junta. Com o auxílio de um software de elementos finitos foi construído um modelo sólido de uma junta sobreposta unida por quinze rebites distribuídos em três fileiras. Os rebites foram representados por dois modelos diferentes. Os modelos foram submetidos a tensões de tração e, assim, efetuadas simulações para análise de deformações. O objetivo das simulações foi reproduzir o comportamento destas juntas quando submetidas a esforços de tração. A metodologia empregada na simulação computacional é descrita a fim de se entender o modelo utilizado. Os resultados obtidos são comparados com os de trabalhos anteriores que apresentam não só modelos numéricos, mas também ensaios experimentais e discute-se a validade do modelo. Por fim é feita uma discussão dos resultados, possíveis melhorias no modelo e sugestões para trabalhos futuros.

ABSTRACT

Riveted joints are present on great number on aerospace structures. This paper presents the modeling of a typical aeronautic riveted joint with finite elements. A solid model of a lap joint with fifteen rivets distributed in three rows has been built with a commercial finite element software. The main goal of the simulation was to reproduce the actual behavior of the joint when subjected to tension stress. Results have been compared to previous numerical and experimental results of the literature, so that the present model could be validated. Finally, the results are discussed and some future improvements to the model are proposed.

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS.	I
LISTA DE TABELAS.	I
1. INTRODUÇÃO GERAL.	1
1.1 Introdução.	2
1.2 Contexto.	4
1.3 Objetivos.	6
1.4 Estrutura do Trabalho.	6
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.	7
3. FUNDAMENTOS TEÓRICOS.	10
3.1 Juntas Rebitadas.	11
3.2 Método dos Elementos Finitos.	13
3.3 Ensaio de Tração.	14
4. MODELAGEM.	15
4.1 Modelagem Numérica.	16
4.2 Modelo Sólido de uma Junta Sobreposta.	17
4.3 Definição do Material e suas Propriedades.	20
4.4 Condições de Contorno.	20
4.5 Carregamento.	20
5. RESULTADOS.	21
6. CONCLUSÕES.	25
7. ITENS A SEREM DESENVOLVIDOS.	27
REFERÊNCIAS.	29

LISTA DE FIGURAS

- Figura 1.1: Acidente de Aloha 1988. [11]
- Figura 3.1 – Desenho esquemático de uma junta sobreposta
- Figura 3.2 – Desenho esquemático de uma junta de topo
- Figura 4.1 – Dimensões do modelo de junta sobreposta em milímetros
- Figura 4.2 – Sistema de Coordenadas
- Figura 4.3 – Modelo de uma placa com 15 furos
- Figura 4.4 – Modelo de 2 placas sobrepostas
- Figura 4.5 – Vista inferior de 2 placas sobrepostas
- Figura 4.6 – Modelo Simplificado dos Rebites
- Figura 4.7 – Segundo Modelo do Rebite
- Figura 4.8 – Modelo completo de junta sobreposta
- Figura 4.9 – Detalhe do modelo do rebite simplificado no modelo completo
- Figura 5.1 – Modelo reduzido sem os rebites
- Figura 5.2 – Posicionamento dos extensômetros unidirecionais
- Figura 5.3 – Deformações no modelo reduzido
- Figura 5.4 – Vista lateral das deformações
- Figura 5.5 – Vista inferior das deformações

LISTA DE TABELAS

- Tabela 4.1 – Propriedades mecânicas para as ligas de alumínio 2024-T3 e 2117-T4.
- Tabela 5.1 – Tabela comparativa das deformações na junta ($\times 10^{-6}$)

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO GERAL

1.1 Introdução

O transporte aéreo vem se tornando cada vez mais importante e freqüente no cotidiano de pessoas do mundo inteiro, seja quando se necessita de um transporte rápido, seja apenas quando requer conforto. Para dar conta do aumento na procura deste tipo de transporte torna-se necessário o aumento de aeronaves em condições de voo, ou seja, diminuir ao máximo o período de manutenção e inspeção das mesmas.

Mesmo sendo considerado o segundo meio de transporte mais seguro do mundo, perdendo apenas para o elevador. Acidentes aéreos acontecem e estes, por sua natureza, causam um impacto muito forte na sociedade devido ao número elevado de vítimas, uma vez que raramente há sobreviventes. Mais um motivo para se aumentar a segurança das aeronaves.

Uma aeronave é composta por diversas estruturas que devem ser unidas de maneira eficiente e segura. Uma união é normalmente desempenhada por juntas que podem ser rebites, parafusos, solda ou adesivo. A principal finalidade destes é a de resistir e transferir esforços de maneira que não sobrecarreguem a estrutura. A estrutura de um avião está sujeita a diferentes tipos de carregamento tais como: rajadas de vento, vibrações, variações de temperatura e o carregamento próprio especificado pela estrutura da aeronave.

As estruturas aeronáuticas têm como principais elementos de junta o rebite e o parafuso. O rebite é utilizado quando se deseja transferir carga por cisalhamento e o parafuso carga axial. A principal vantagem dos parafusos é que tornam o conjunto desmontável e a do rebite é seu baixo peso. O papel das juntas nas estruturas de aeronaves é de grande importância já que com a possibilidade de seu uso torna-se possível o uso de peças intercambiáveis e de tamanho reduzido na montagem das aeronaves.

No entanto, o rebite e o parafuso apresentam uma desvantagem em relação a outros elementos de fixação como a solda e os adesivos. Estes apresentam melhor distribuição de tensões na região da colagem, melhor vedação, melhor acabamento e menor peso.

Ou seja, rebites e parafusos geram concentradores de tensão na região da união. E, devido a este fenômeno torna as juntas muitas vezes responsáveis pelas falhas estruturais. Tornando, assim, o estudo de seu comportamento e de suas propriedades de resistência estática e à fadiga indispensáveis para que as aeronaves se tornem cada vez mais seguras e livre de falhas estruturais.

Este trabalho, através dos softwares de elementos finitos comercializados pela empresa MacNeal-Schwendler Corporation, MD Patran® e MD Nastran®, se propõe a criar um modelo de uma junta para uso aeronáutico e realizar uma análise de tensões.

Este estudo é de extrema importância para a determinação da vida operacional de uma aeronave e de seus pontos críticos, ou seja, dos pontos onde ocorrem as maiores tensões e qual a região mais suscetível à ocorrência e propagação de trincas.

1.2. Contexto

Antes de falar sobre os objetivos deste trabalho não se pode deixar de mostrar como este se insere no contexto dos tópicos referentes à manutenção da integridade estrutural das aeronaves e em processo de envelhecimento. Isto será feito descrevendo dois eventos retirados de Xavier [11] que justificam estudos e desenvolvimentos direcionados para resolver o problema da segurança e integridade estrutural das aeronaves.

No ano de 1954 ocorreu a queda de um avião Comet operado pela companhia BOAC, 20 minutos após a decolagem. Iniciadas as investigações, especulou-se sobre prováveis causas do acidente tais como: vibração nas superfícies de comando, falha estrutural primária, controle de vôo, fadiga, descompressão explosiva da cabine, etc. De todas as falhas, foi assumida a falha por fadiga das asas.

Feitas as análises e definidos os reforços, as alterações estruturais foram incorporadas nos aviões remanescentes e liberados para vôo. Decorridas duas semanas, um novo acidente colocou toda a frota confinada no solo, e após extensa campanha de teste observou-se a presença de pequenas trincas na fuselagem e deduziu-se que, por esta ser pressurizada, a existência de trincas pôde levar à ocorrência de descompressão explosiva.

A causa dos acidentes com o Comet foi dada como falha estrutural por fadiga na região da janela localizada no topo da fuselagem. O elevado fator de concentração associado ao ciclo de pressurização, causou a nucleação e propagação de trincas por fadiga.

Em abril de 1988 um Boeing 737 da Aloha Airlines, com muitos ciclos de vôo, sofreu uma desintegração parcial do topo da fuselagem em pleno vôo deixando à mostra extensa porção da fuselagem. A investigação posterior da agência federal do governo dos Estados Unidos da América, responsável pela investigação e emissão de

recomendações de segurança para prevenção de acidentes dos meios de transporte – National Transportation Safety Board (NTSB), e da agência federal do governo dos Estados Unidos da América, responsável pela administração da aviação comercial – Federal Aviation Administration (FAA) revelou a presença de trincas em vários locais em uma junta descolada. O deslocamento da junta afetou o mecanismo de transferência de carga e reduziu a transferência por atrito entre as chapas e, assim aumentando a carga nos rebites. O aumento da tensão de cisalhamento nos rebites ocasionou falha, redistribuição da carga, aumento da tensão de esmagamento nos furos da junta provocando a nucleação e propagação de trincas em vários pontos da mesma junta.

A Figura 1.1 mostra os danos ocorridos no acidente de Aloha.



Figura 1.1: Acidente de Aloha 1988. [11]

Na maioria dos casos, as juntas são responsáveis pelas falhas estruturais já que na região da união ocorre grande concentração de tensão. A excentricidade em uma junta ocorre quando o eixo de aplicação do carregamento não coincide como eixo neutro da junta causando o aparecimento do momento secundário. O surgimento deste momento provoca deslocamentos fora do plano médio da junta que se somam às tensões residuais desenvolvidas na rebiteagem. Esta soma afeta consideravelmente o comportamento da junta e a transferência de carga pelas carreiras de rebites. O momento secundário provoca uma maior concentração de tensão na última carreira de rebites através da transferência assimétrica de carga. Concluindo, representar

corretamente estes fenômenos e conhecer sua resistência estática, à fadiga, tolerância a dano é primordial ao seu desenvolvimento.

1.3. Objetivos:

O presente trabalho teve os seguintes objetivos:

- Modelar uma junta para uso aeronáutico através de um software de elementos finitos.
- Pelo método dos elementos finitos realizar uma análise de tensões na junta modelada. Comparar os resultados com a literatura e propor melhorias no modelo.

1.4 Estrutura do Trabalho

Este trabalho é composto por 7 capítulos. O capítulo 1 faz uma breve introdução ao assunto e apresenta os objetivos. No segundo é feita uma revisão bibliográfica da literatura estudada e que fornecem as principais informações essenciais ao desenvolvimento deste trabalho. Os fundamentos teóricos são apresentados no capítulo 3. A modelagem é abordada no quarto capítulo apresentando alguns detalhes da modelagem no software de MEF. Os resultados obtidos e conclusões estão nos capítulos 5 e 6 respectivamente. E, por fim, o capítulo 7 lista sugestões para trabalhos futuros.

CAPÍTULO 2

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo é apresentada uma revisão bibliográfica referente aos assuntos mais relevantes discutidos neste trabalho.

Terada [10] atribui falhas estruturais em aeronaves à degradação das juntas, pois a descontinuidade de rigidez e a concentração de tensão na região da junta a torna um ponto que favorece o início e a propagação de trincas. Em seu estudo realiza vários testes tais como: sobrecarga, baixo carregamento, alteração na fileira de juntas e os efeitos da corrosão. No teste de sobrecarga conclui que não há indução ao afrouxamento das juntas, mas pelo contrário, induz a uma deformação plástica na região do furo e produz um campo de tensão residual de compressão ao redor do furo. No teste dos efeitos de fileira dos prendedores observa que a carga transferida pelos prendedores não são iguais por todas as carreiras sendo as carreiras extremas as que absorvem mais carga, tornando a região crítica quando analisado o caso de fadiga. Conclui que a vida à fadiga do prendedor depende do aperto da junta, quanto mais frouxo ela se torna, mais a sua vida diminui devido à diferença de transmissão de carga.

O estudo de Park e Grandt [6] é baseado no efeito da transferência de carga no prendedor. Um estudo qualitativo 3-D usando análise por elementos finitos revelou que a intensidade de transferência do carregamento aplicado, seja abaixo do especificado ou muito acima, tem grande influência, ambos induzem a ocorrência de trincas em diferentes pontos do furo.

Duprat, Campassens, Balzano e Boudett [2] propõem uma metodologia para estimar a vida em fadiga de prendedores usados com ajuste de interferência. O método usa modelos computacionais de elementos finitos e tem sua base fundada na determinação da tensão local. Os resultados apresentam boa concordância quando comparados com testes experimentais realizados em componentes de aviões civis.

Szolwinski e Farris [9] estudam o processo de rebitagem controlando a força de esmagamento e através de modelo de elementos finitos obtém o campo de tensões residuais resultantes de tal processo numa junta sobreposta. O modelo apresenta resultados que associam uma zona de tensão circunferencial próxima à área do furo a altos valores da força de esmagamento. Concluem que esta zona de tensão tem grande influência na propagação de trincas na interface rebite – furo e ou na superfície das chapas em contato.

Xavier [11] compara resultados experimentais de vários modelos numéricos construídos utilizando-se softwares de elementos finitos a fim de se reproduzir uma junta sobreposta unida por quinze rebites distribuídos em 3 carreiras. Criou modelos numéricos 2D utilizando-se de vários tipos de elementos para representar os rebites e as chapas. O melhor resultado obtido foi o elemento de chapas (CQUAD8) e uma combinação de elementos de barra com mola para a representação dos rebites. Já o modelo 3D utiliza elementos sólidos e considera contato e atrito entre as chapas e os rebites. Este modelo apresentou os melhores resultados quando comparados com os resultados experimentais. Validou seus modelos mediante um ensaio de tração.

Spinelli [7] estuda o comportamento juntas sobrepostas e de topo simples quando submetidas a esforços de tração monotônica. O estudo foi realizado modelando-as no software de elementos finitos ANSYS. Concluiu que o modelo sólido apresenta maior fidelidade ao comportamento real, pois apresentou boa correlação com os resultados experimentais. Para o modelo bidimensional verifica que a melhor configuração para a simulação dos rebites é uma combinação entre elementos de viga e de mola assim como Xavier [11]. Seus modelos também foram validados comparando os resultados a um ensaio de tração.

CAPÍTULO 3

FUNDAMENTOS TEÓRICOS

3.1 Juntas Rebitadas

Os componentes estruturais de uma aeronave são em sua maioria unidos através de juntas mecânicas. Estas juntas devem ser usadas de maneira tal que garantam maior vida em fadiga e impeçam ao máximo a formação e propagação de trincas.

Os dois tipos de juntas mais comuns são a sobreposta (*lap joint*) e de topo (*butt joint*). Como se pode observar na figura 3.1, a junta sobreposta é formada pela união de duas chapas nas quais as pontas e bordas são sobrepostas produzindo uma superfície contínua. Já a junta de topo é caracterizada pela união de três ou quatro chapas sendo duas delas alocadas frente a frente e as demais desempenham a função de adesão mostrada na figura 3.2.

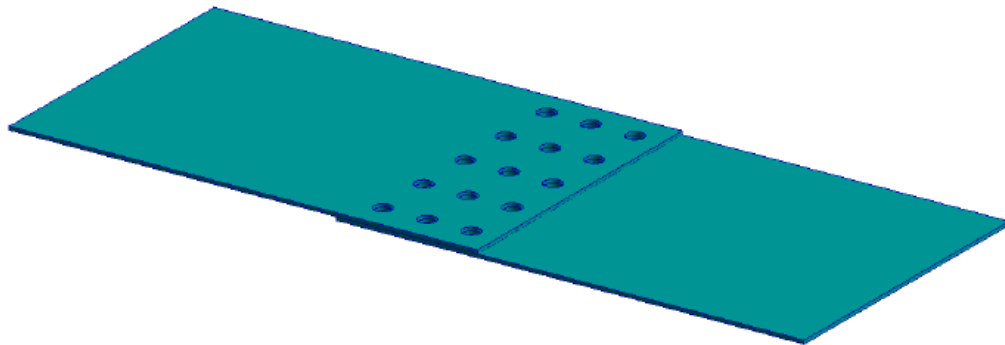


Figura 3.1 – Desenho esquemático de uma junta sobreposta

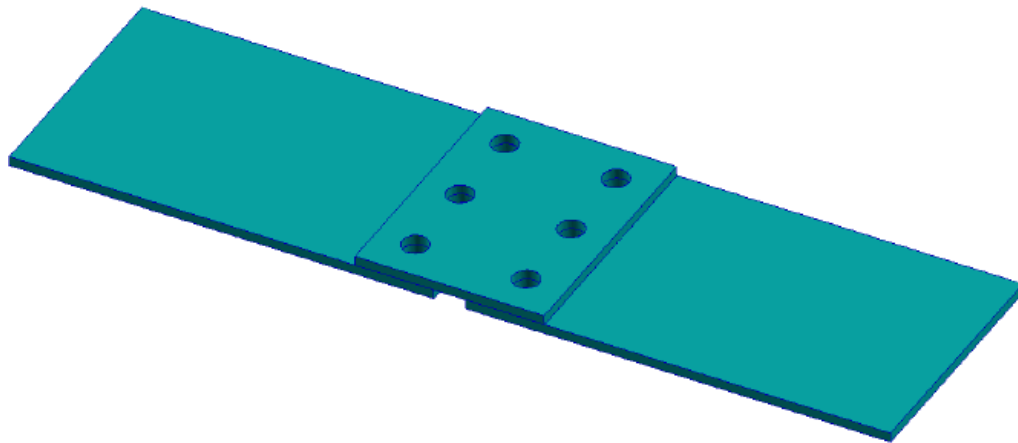


Figura 3.2 – Desenho esquemático de uma junta de topo

O rebite pode ser caracterizado pelas seguintes grandezas: flexibilidade, rigidez, momento de inércia e seu comprimento médio. A seguir serão apresentadas equações que podem ser utilizadas para a obtenção desses parâmetros.

Para chapas e rebites de alumínio Swift [8] considera a seguinte equação para a flexibilidade do rebite:

$$F = \frac{1}{E_{Al}d} \left[5 + 0,8 \left(\frac{d}{t_1} + \frac{d}{t_2} \right) \right] \quad (3.1)$$

Onde:

E_{Al} é o módulo de elasticidade do Alumínio em MPa;

d é o diâmetro do corpo do rebite em mm;

t_1 e t_2 as espessuras das chapas dadas em mm;

F é a flexibilidade em mm/N.

A rigidez do rebite pode ser definida como:

$$K = \frac{1}{F} \quad (3.2)$$

Onde

K é a rigidez do rebite dada em N/mm.

O momento de inércia é determinado por:

$$I = \frac{L^3}{12E_{AI}F} \quad (3.3)$$

Onde:

I é o momento de inércia em mm⁴;

L é o comprimento médio do rebite em mm;

E, por fim, o comprimento médio do rebite é calculado da seguinte forma:

$$L = \frac{t_1 + t_2}{2} \quad (3.4)$$

As equações 3.2 a 3.4 foram retiradas de Spinelli [7].

3.2 Método dos Elementos Finitos

O método dos elementos finitos (MEF) é um método numérico usado para resolver problemas de engenharia como análise de estruturas, transferência de calor, transporte de massa e escoamento de fluidos.

O método consiste em transformar o corpo em estudo em um sistema equivalente composto por corpos menores conectados por nós, fronteiras ou superfícies, ou seja, o MEF discretiza problemas contínuos.

A solução de problemas estruturais versa basicamente em determinar os deslocamentos em cada nó e as tensões em cada elemento constituinte da estrutura em estudo sujeita a determinado tipo de carregamento. Quanto maior o número de nós mais próximo do real será a solução obtida. Entretanto, quanto maior o número de elementos maior, o tempo de cálculo. Daí a importância da escolha da densidade da malha, pois se por um lado melhora a precisão dos resultados, por outro dificulta o processamento.

Resumindo, o MEF formula equações para cada elemento finito e combina a solução deles para se obter a solução global ao invés de se resolver o problema em uma etapa para o corpo inteiro.

O processo de análise pelo MEF pode ser dividido nas seguintes etapas principais:

1- Modelagem matemática do problema físico: escolha de geometria, propriedade do material, tipo de carregamento e condições de contorno;

2- Discretização e seleção dos tipos de elementos: esta etapa consiste em dividir o corpo em estudo em um sistema equivalente composto por elementos finitos associados por nós e escolher o tipo de elemento mais apropriado para sua representação como, por exemplo, molas, barras ou vigas;

3- Caracterização do elemento: nesta etapa escolhe-se a densidade de malha e representa-se o carregamento e as condições de contorno;

4- Obtenção da solução: resolvem-se as equações do modelo matemático para obter a solução.

5- Interpretação dos resultados: analisam-se os resultados e melhorias são propostas para o modelo matemático, parâmetros e ou refinamento da malha.

3.3 Ensaio de Tração

Um ensaio de tração consiste em submeter um corpo de prova a certo carregamento e através de extensômetros localizados em pontos de interesse de estudo, observar e quantificar o comportamento da estrutura. No presente trabalho a modelagem numérica será comparada com ensaios de tração realizados em uma junta sobreposta sujeita a um carregamento de 15600 N aplicados de maneira incremental.

CAPÍTULO 4

MODELAGEM

4.1 Modelagem Numérica

Para a modelagem das juntas e suas análises de tensões é necessário um software de elementos finitos. Este trabalho foi desenvolvido utilizando o software MD R2 Patran para a modelagem e o MD R2.1 Nastran para análise estrutural.

É apresentada a modelagem de uma junta sobreposta com 15 rebites dispostos em 3 fileiras submetidas a esforços de tração. As dimensões do modelo foram baseadas em trabalhos anteriores que validaram seus modelos através de ensaios experimentais de tração [7] e [11] e desta forma foi possível realizar uma comparação. Para se obter um modelo mais próximo do real a junta sobreposta foi modelada com elementos sólidos.

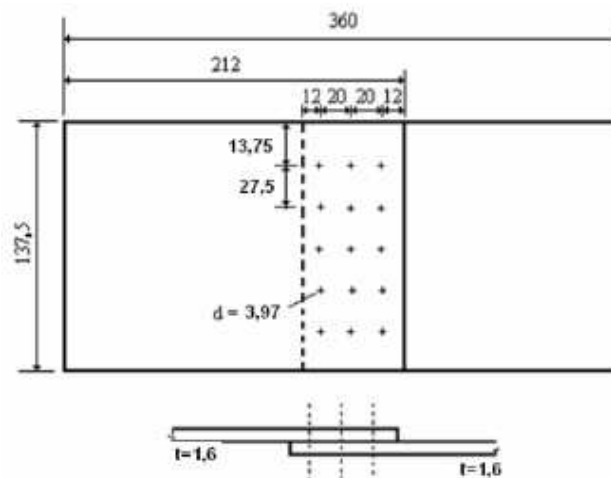


Figura 4.1 – Dimensões do modelo de junta sobreposta em milímetros

O sistema de coordenadas adotado na criação do modelo foi:

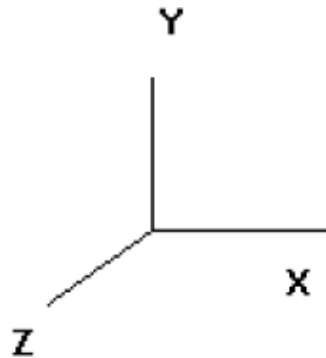


Figura 4.2 – Sistema de Coordenadas

4.2 Modelo Sólido de uma Junta Sobreposta

A seqüência de comandos utilizada para a criação do modelo sólido de uma junta sobreposta se encontra no Anexo A. Com a seqüência de comandos proposta é possível obter as seguintes figuras:

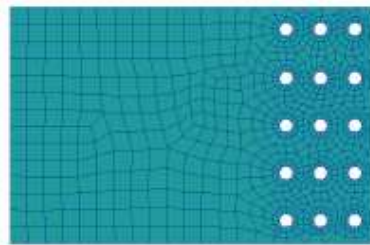


Figura 4.3 – Modelo de uma placa com 15 furos

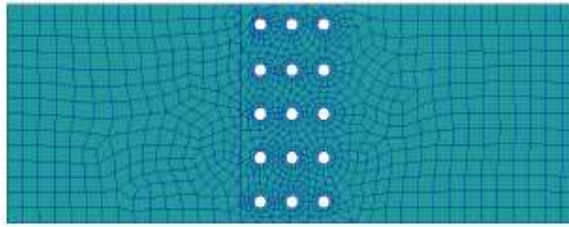


Figura 4.4 – Modelo de 2 placas sobrepostas

Vista inferior:

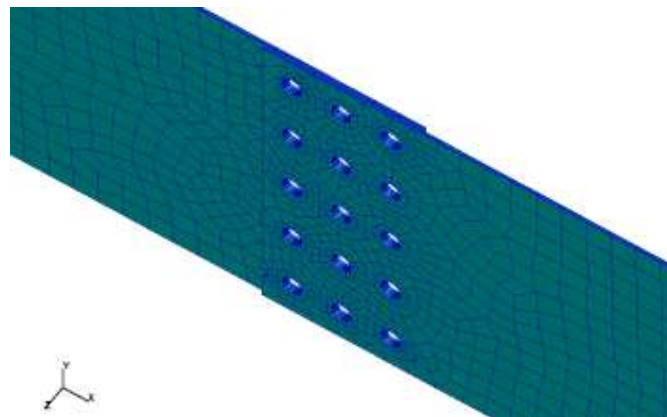


Figura 4.5 – Vista inferior de 2 placas sobrepostas

Para a modelagem do rebite foram propostas duas formas de representá-los. A primeira é uma simplificação de sua estrutura representada por um cilindro já que é esta região que transmite os esforços de tração de uma chapa para outra. A figura 4.6 ilustra este primeiro modelo.



Figura 4.6 – Modelo Simplificado dos Rebites

A figura 4.7 mostra a segunda forma. Este segundo modelo tenta representar o rebite após o processo de rebitagem.



Figura 4.7 – Segundo Modelo do Rebite

Definido os modelos de placas e rebites foi montado o modelo completo. A figura 4.8 representa o modelo completo de uma junta sobreposta utilizando o modelo simplificado do rebite.

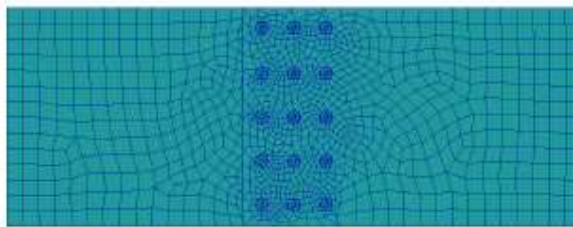


Figura 4.8 – Modelo completo de junta sobreposta

Vista com detalhe do modelo do rebite simplificado:



Figura 4.9 – Detalhe do modelo do rebite simplificado no modelo completo

4.3 Definição do Material e suas Propriedades

O tipo de junta estudada é composta por duas chapas de alumínio 2024-T3 unidas por quinze rebites de alumínio 2117-T4 que possuem as propriedades mecânicas apresentadas na tabela 4.1.

Tabela 4.1 – Propriedades mecânicas para as ligas de alumínio 2024-T3 e 2117-T4.

Liga	2024-T3	2117-T4
Módulo de Elasticidade [MPa]	74500	72000
Coefficiente de Poisson	0.33	0.33

Os comandos necessários para atribuir estas propriedades aos modelos estão explicitados no anexo.

4.4 Condições de Contorno

Para simular o ensaio de tração foram impostas as seguintes condições de contorno à extremidade esquerda do modelo:

- restrição de translações em Y e Z, simulando assim o deslocamento em X;
- restrição de rotações das direções X, Y e Z.

A outra extremidade sofreu restrições tanto de translação como de rotação nas direções X, Y e Z.

4.5 Carregamento

As simulações foram realizadas considerando-se carregamento distribuído, numa faixa de 0 a 15600 N, ao longo da extremidade da placa que permite translação em X.

CAPÍTULO 5

RESULTADOS

Para reduzir o esforço computacional foi proposto analisar apenas 1/5 do modelo, mas ainda levando-se em conta o contato entre o corpo dos rebites e as chapas. As laterais do modelo foram deixadas livres.



Figura 5.1 – Modelo reduzido sem os rebites

Com o modelo reduzido foram efetuadas duas simulações a fim de se obter as deformações resultantes ao longo de cada rebite. A primeira simulação utilizou-se o modelo do rebite simplificado e a segunda seu modelo após o processo de rebitagem. Os resultados obtidos são apresentados abaixo e comparados com ensaios encontrados na literatura [7] e [11]. Spinelli [7] utilizou o modelo simplificado do rebite e Xavier [11] levou em conta o processo de rebitagem. Segue um esquema do posicionamento e numeração dos extensômetros de tais trabalhos:

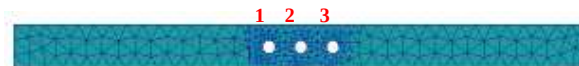


Figura 5.2 – Posicionamento dos extensômetros unidirecionais

O tempo de execução varia de acordo com o número de nós e elementos, de acordo com o tipo de solução requerida e com a memória do computador utilizado. Para este trabalho escolheu-se a solução não-linear para estudar o comportamento do modelo sólido com contato.

Seguem as figuras ilustrativas obtidas através das simulações mencionadas acima.

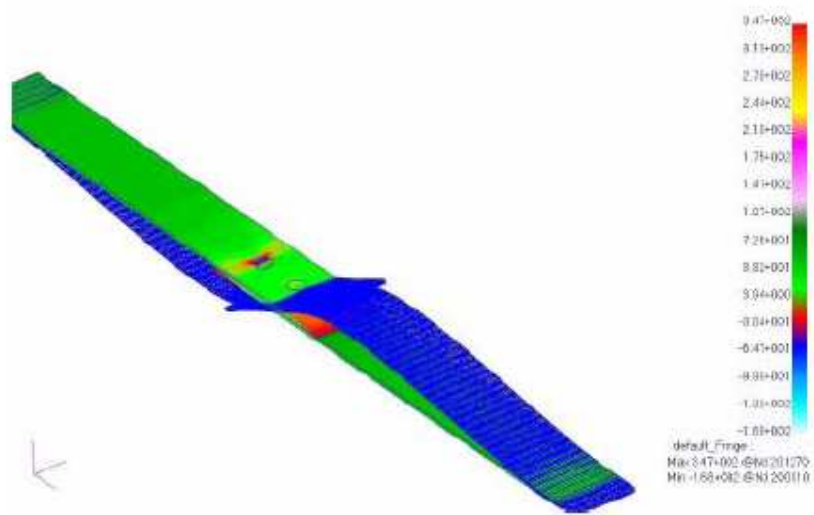


Figura 5.3 – Deformações no modelo reduzido

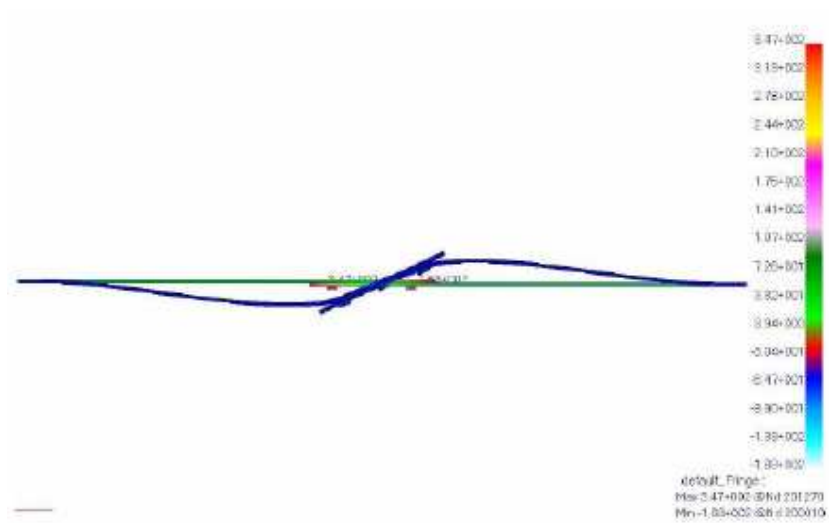


Figura 5.4 – Vista lateral das deformações

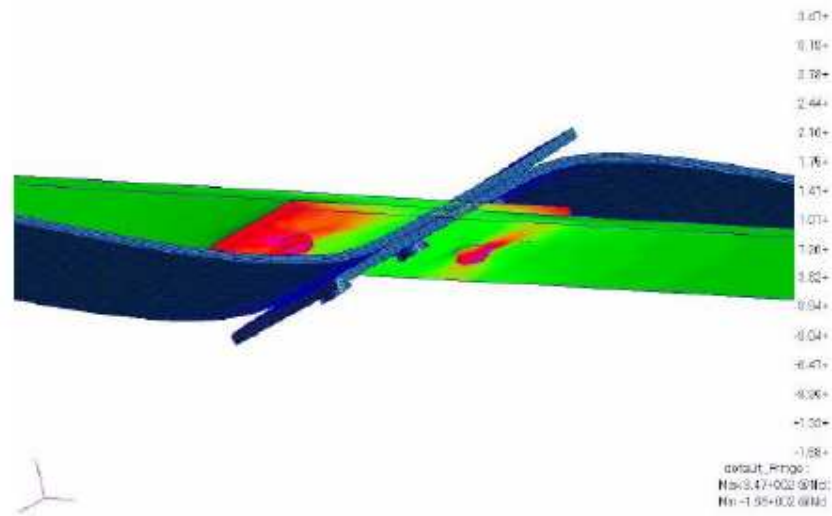


Figura 5.5 – Vista inferior das deformações

A seguir são apresentados os valores obtidos para as deformações nos pontos correspondentes a localização de cada extensômetro dos ensaios experimentais e numéricos. Dessa forma será possível uma comparação entre os trabalhos e verificar a validade do modelo construído.

Tabela 5.1 – Tabela comparativa das deformações na junta ($\times 10^{-6}$ m/m)

	Spinelli [7]		Xavier [11]		Modelo Sólido	
	Experimental	Numérico	Experimental	Numérico	Modelo 1	Modelo 2
Extensômetro 1	447	551	440	257	290	308
Extensômetro 2	553	650	549	545	522	534
Extensômetro 3	632	669	635	630	607	618

Analisando a tabela acima se observa consistência entre os valores obtidos para as deformações em x nos modelos sólidos construídos e outros trabalhos que realizaram ensaios semelhantes. Podendo-se julgar os resultados obtidos como satisfatórios e o modelo construído como válido para tal representação.

Resta agora uma discussão sobre como cada hipótese assumida interferiu nesta análise e como o modelo pode ser melhorado. Assim como, sugestões para trabalhos futuros estes tópicos são apresentadas nos dois próximos capítulos.

CAPÍTULO 6

CONCLUSÕES

Os resultados para o modelos sólidos criados são satisfatórios quando comparados com a literatura. Os valores encontrados para a região onde se encontram os extensômetros 2 e 3 são bem próximos, no entanto algumas simplificações adotadas e não implementadas ao modelo poderiam apresentar uma melhoria nos valores das deformações obtidas caso fossem implementadas.

O processo de rebitagem, assim como a furação das chapas não foram consideradas no primeiro modelo. No processo de rebitagem podem ocorrer desalinhamentos e rotações que influenciam muito a flexibilidade do rebite. Durante a instalação do rebite ocorrem deformação plástica nos furos das chapas e no rebite. O corte e furação das chapas provocam o encruamento das bordas. Todos estes fenômenos citados são de difícil modelagem matemática e não foram considerados neste modelo. O segundo modelo construído para o rebite leva-se em conta apenas a sua forma geométrica final após o processo de rebitagem e não mudanças estruturais como alterações em sua flexibilidade ou deformações plásticas.

E, por último, os modelos sólidos não permitem combinação de elementos que aceitem ajuste de propriedades, ou seja, contam apenas com suas características de geometria e material. Uma maneira alternativa de representação do rebite seria uma combinação de elementos de viga e de mola, o que possibilitaria um ajuste em suas propriedades de maneira que fosse possível representar diversas situações. Por exemplo, para se representar uma eventual deformação plástica do rebite após sua rebitagem poderia se alterar as características do elemento de mola sem alterar sua forma geométrica.

Softwares de elementos finitos são uma ferramenta de enorme ajuda no estudo de modelos de engenharia. No entanto, seu uso requer um grande esforço computacional. Por isso, torna-se necessário um estudo prévio das principais características do modelo a ser simulado, pois a adição de certos elementos ao modelo pode acarretar num aumento significativo do tempo de processamento do software sem grandes melhorias no resultado quando comparados com modelos mais simples.

Neste trabalho foram criados dois modelos para o rebite, sendo que os resultados obtidos não tiveram uma diferença significativa, diferente do tempo de processamento. O modelo simplificado foi simulado em metade do tempo quando comparado com o segundo modelo.

Em simulações com modelos mais complexos este tempo de processamento pode aumentar exponencialmente, dependendo do número de elementos e do refinamento da malha. Há a necessidade de, se possível, realizar simplificações ao modelo em estudo.

Os objetivos do trabalho foram atingidos.

CAPÍTULO 7

SUGESTÕES PARA DESENVOLVIMENTOS FUTUROS

Sugestões para trabalhos futuros:

- **Ensaio de tração:** Realizar um ensaio de tração em uma junta sobreposta com uma configuração de prendedores diferentes para nova comparação com simulações computacionais.
- **Melhoria na representação dos rebites:** Realizar um estudo de eventuais alterações estruturais que o rebite venha a sofrer após sua instalação e se possível, implementar tais características no modelo. Verificar a possibilidade de representar o rebite com uma mistura de elementos, como de viga e mola e como esta nova representação alteraria os resultados obtidos.
- **Estudo do momento secundário:** Estudar analiticamente a importância e influência do momento secundário em juntas rebitadas e realizar simulações numéricas para comparações.
- **Estudo da influência do atrito:** Verificar qual a influência do atrito entre o rebite e as chapas na análise de tensões e se seu efeito deve ser incorporado ao modelo.
- **Análise de Sensibilidade:** Realizar um estudo de algumas configurações dos prendedores para verificar quais posições e parâmetros são mais críticos na junta.
- **Vida Útil das Juntas:** A partir das características principais desse tipo de junta realizar um estudo e metodologia de cálculo para a vida útil de uma junta sobreposta.

- **Outros tipos de Juntas:** Estudar outras configurações de juntas, como por exemplo, junta de topo ou juntas circunferenciais características de fuselagens.
- **Material das chapas:** Estudar juntas constituídas por chapas de materiais diferentes do estudado ou chapas de material composto.

ANEXO

Neste Anexo são apresentados os comandos utilizados para a criação do modelo completo.

Construção do modelo da 1ª placa:

Geometry: Create / Surface / XYZ

Inserir <212 137.5 0> no campo *Vector Coordinate List*

Geometry: Edit / Surface / Add hole

Inserir 1,985 no campo *Hole Radius*

Clicar no campo *Surface*

Clicar na superfície criada e no campo *Center Point List*:

Inserir [200 13.75 0]

Inserir [200 41.25 0]

Inserir [200 68.75 0]

Inserir [200 96.25 0]

Inserir [200 123.75 0]

Inserir [180 13.75 0]

Inserir [180 41.25 0]

Inserir [180 68.75 0]

Inseri [180 96.25 0]

Inserir [180 123.75]

Inserir [160 13.75 0]

Inserir [160 41.25 0]

Inserir [160 68.75 0]

Inserir [160 96.25 0]

Inserir [160 123.75 0]

Elements: Create / Mesh / Surface

Selecionar o *Mesher* para *Paver*

Nas opções *Paver Parameters* inserir 0.05 no campo *Max h/l*

No campo *Surface List* selecionar a superfície criada

Inserir 10 no campo *Global Edge Length*

Elements: Sweep / Element / Extrude

Na opção *Mesh Control* inserir 6 no campo *Number of Elements*

No campo *Direction Vector* inserir <0 0 1>

No campo *Extrude Distance* inserir 1.6

Clicar no campo *Base Entity List* e selecionar toda a superfície criada

Elements: Delete / Element

No campo *Elements List* selecionar toda a superfície criada

Elements: Verify / Element / Boundaries

Elements: Equivalence / All / Tolerance Cube

Elements: Verify / Element / Boundaries

Construção do modelo da segunda placa:

Geometry: Create / Surface / XYZ

Inserir <212 137.5 0> no campo *Vector Coordinate List*

Inserir [148 0 3.2] no campo *Origin Coordinates List*

Geometry: Edit / Surface / Add hole

Inserir 1,985 no campo *Hole Radius*

Clicar no campo *Surface*

Clicar na segunda superfície criada e no campo *Center Point List*:

Inserir [12 13.75 0]

Inserir [12 41.25 0]

Inserir [12 68.75 0]

Inserir [12 96.25 0]

Inserir [12 123.75 0]

Inserir [32 13.75 0]

Inserir [32 41.25 0]

Inserir [32 68.75 0]

Inseri [32 96.25 0]

Inserir [32 123.75 0]

Inserir [52 13.75 0]

Inserir [52 41.25 0]

Inserir [52 68.75 0]

Inserir [52 96.25 0]

Inserir [52 123.75 0]

Elements: Create / Mesh / Surface

Selecionar o *Mesher* para *Paver*

Nas opções *Paver Parameters* inserir 0.05 no campo *Max h/l*

No campo *Surface List* selecionar a segunda superfície criada

Inserir 10 no campo *Global Edge Length*

Elements: Sweep / Element / Extrude

Na opção *Mesh Control* inserir 6 no campo *Number of Elements*

No campo *Direction Vector* inserir <0 0 -1>

No campo *Extrude Distance* inserir 1.6

Clicar no campo *Base Entity List* e selecionar toda a superfície criada

Elements: Delete / Element

No campo *Elements List* selecionar toda a superfície criada

Elements: Verify / Element / Boundaries

Elements: Equivalence / All / Tolerance Cube

Elements: Verify / Element / Boundaries

Construção do modelo dos rebites:

Geometry: Create / Point / XYZ

Geometry: Create / Curve / XYZ

No campo *Vector Coordinates List* inserir <0 1.6 0>

No campo *Origin Coordinates List* inserir [1.985 0 0]

Geometry: Create / Curve / Point

No campo *Starting Point List* clicar no ponto 1

No campo *Ending Point List* clicar no ponto 2

Geometry: Create / Surface / Revolve

Inserir Coord 0.2 no campo *Axis*

Inserir 360° no campo *Total Angle*

Na opção *Viewing: Angles* inserir 30 0 0 no campo *Angles*

Geometry: Create / Solid / Surface

No campo *Starting Surface List* inserir Surface 1

No campo *Ending Surface List* inserir Surface 2

Criando as condições de contorno:

Loads/BCs: Create / Displacement / Nodal

No campo *New Set Name* inserir lado esquerdo

Clicar em *Input Data*

Inserir <0 0 0> nos campos *Translations* <T1 T2 T3> e *Rotations* <R1 R2 R3>

Clicar em *Select Application Region* e selecionar o lado esquerdo do modelo

Loads/BCs: Create / Displacement / Nodal

No campo *New Set Name* inserir lado direito

Clicar em *Input Data*

Inserir < 0 0 0> nos campos *Translations* <T1 T2 T3> e <0 0 0> no campo *Rotations* <R1 R2 R3>

Clicar em *Select Application Region* e selecionar o lado direito do modelo

Criando a carga aplicada:

Loads/BCs: Create / Distributed Load / Element Uniform

Clicar em *Input Data*

No campo *Edge Distr Load* <f1 f2 f3> inserir <15600 0 0>

Na opção *Select Application Region* selecionar o lado direito do modelo

Criando o tipo de material do modelo:

Materials: Create / Isotropic / Manual Input

No campo *Material Name* inserir placas

Clicar em *Input Properties* e inserir as propriedades definidas no texto

Materials: Create / Isotropic / Manual Input

No campo *Material Name* inserir rebites

Clicar em *Input Properties* e inserir as propriedades definidas no texto

Criando as propriedades do material:

Properties: Create / 3D / Solid

No campo *Property Set Name* inserir placas

Clicar em *Input Properties* e inserir as propriedades definidas no texto

Na opção *Select Application Region* selecionar as placas

Properties: Create / 3D / Solid

No campo *Property Set Name* inserir rebites

Clicar em *Input Properties* e inserir as propriedades definidas no texto

Na opção *Select Application Region* selecionar os rebites

REFERÊNCIAS

- [1] Alves Filho, Avelino. 1957 – *Elementos Finitos: A Base da Tecnologia CAE* – São Paulo: Érica, 2000.
- [2] Duprat, D., Campassens, D., Balzano, M., Boudett, R., *Fatigue life prediction of interference fit fastener and cold worked holes*, International Journal of Fatigue Vol. 18, No. 8, pg 515-521, 1996.
- [3] Logan, D.L., *A first course in the Finite Element Method*, 4^a ed, Thomson-Engineering, 2006, 823p.
- [4] NASM 1312-4, *Fastener Tests Methods Method 4 Lap Joint Shear*
- [5] NASM 1312-21, *Fastener Tests Methods Method 21 Shear Joint Fatigue*.
- [6] Park, C.Y., Grandt Jr., A.F., *Effect of load transfer on the cracking behavior at a countersunk fastener hole*, International Journal of Fatigue 29 (2007) 146-157.
- [7] Spinelli, H.A., *Análise estrutural de juntas rebitadas de uso aeronáutica*, 2004. 170f. Dissertação (mestrado em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Paulista, Guaratinguetá.
- [8] Swift, T., *Development of the Fail-Safe Design Feature of the Dc-10 – Damage Tolerance in Aircraft Structures*, ASTM STP 486, American Society for Testing and Materials, 1971.
- [9] Szolwski, M.P., Farris, T.N., *Linking Riveting Process Parameters to the Fatigue Performance of Riveted Aircraft Structures*, Journal of Aircraft, V.37(1), pp 130-137, 2000.
- [10] Terada, H., *Structural fatigue and joint degradation*, International Journal of Fatigue 23 (2001) S21-S30.
- [11] Xavier, A. C. B., *Considerações para a Análise de Juntas Aeronáuticas Unidas Mecanicamente*, 2006. 150. Tese de mestrado – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

- [12] *Boeing Design Manual*. Volume II. Capítulo 23.
- [13] Niu, M. C., *Airframe Stress Analysis and Sizing*, 1999. 2ª Edição.