

UNIVERSIDADE TECNOLÓGICA FEDERAL DO PARANÁ  
DEPARTAMENTO ACADÊMICO DE ENGENHARIA DE MATERIAIS  
CURSO DE ENGENHARIA DE MATERIAIS

BRENO AUGUSTO TABOSA THOME DA SILVA

**ANÁLISE DE UMA FALHA CRÔNICA PRESENTE NOS  
AMORTECEDORES DE IMPACTO DAS AERONAVES PIPER PA-30  
TWIN COMANCHE E SUGESTÕES PARA SOLUCIONAR O  
PROBLEMA**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

LONDRINA  
2017

BRENO AUGUSTO TABOSA THOME DA SILVA

**ANÁLISE DE UMA FALHA CRÔNICA PRESENTE NOS  
AMORTECEDORES DE IMPACTO DAS AERONAVES PIPER PA-30  
TWIN COMANCHE E SUGESTÕES PARA SOLUCIONAR O  
PROBLEMA**

Defesa do trabalho de conclusão de curso apresentado ao departamento acadêmico de Engenharia de Materiais da Universidade Tecnológica Federal do Paraná como requisito parcial para a obtenção do título de Bacharel em Engenharia de Materiais.

Orientador: Prof. Dr. Marcio Andreato Batista Mendes.

LONDRINA  
2017



---

## TERMO DE APROVAÇÃO

### ANÁLISE DE UMA FALHA CRÔNICA PRESENTE NOS AMORTECEDORES DE IMPACTO DAS AERONAVES PIPER PA-30 TWIN COMANCHE E SUGESTÕES PARA SOLUCIONAR O PROBLEMA

por

**BRENO AUGUSTO TABOSA THOME DA SILVA**

Monografia apresentada no dia 22 de maio de 2017 ao Curso Superior de Engenharia de Materiais da Universidade Tecnológica Federal do Paraná, Campus Londrina. O candidato foi arguido pela Banca Examinadora composta pelos professores abaixo assinados. Após deliberação, a Banca Examinadora considerou o trabalho aprovado.

---

Prof. Dr. Amadeu Lombardi Neto  
(UTFPR – Departamento Acadêmico de Engenharia Mecânica)

---

Prof<sup>a</sup>. Dr<sup>a</sup>. Sílvia Midori Higa  
(UTFPR – Departamento Acadêmico de Engenharia de Materiais)

---

Prof. Dr. Marcio Andreato Batista Mendes  
(UTFPR – Departamento Acadêmico de Engenharia de Materiais)  
Orientador

---

Prof. Dr. Fabiano Moreno Peres  
(UTFPR – Departamento Acadêmico de Engenharia de Materiais)  
Coordenador do Curso de Engenharia de Materiais

## AGRADECIMENTOS

Agradecimento especial ao meu irmão, instrutor de voo no Aeroclube de Londrina, que fez toda a comunicação necessária com o proprietário da aeronave, o aeroclube e o pessoal responsável pela manutenção, além de me auxiliar me explicando os conceitos relacionados ao objeto em estudo deste trabalho.

Agradeço ao proprietário da aeronave por me fornecer o amortecedor de impacto, sem o qual não seria possível desenvolver esta obra.

Agradeço a minha família por estar presente em todo momento acompanhando-me a cada etapa conquistada.

Agradeço a UTFPR por toda estrutura fornecida ao longo dos anos para o desenvolvimento do meu conhecimento como engenheiro. Os anos de estudos tornou-me um homem apto a compreender os fenômenos da natureza de uma forma mais profunda.

Agradeço a oportunidade que tive de ser aluno de intercâmbio no IIT, em Chicago, onde tive grandes experiências que carregarei comigo a vida toda. Tive a oportunidade de conhecer novas culturas, conhecer estrangeiros, fazer fortes laços de amizade levando a considerar esses meus amigos de Chicago como uma segunda família. Nos EUA, cresci tanto pessoalmente como profissionalmente.

Agradeço a todos os professores da UTFPR e do IIT que me transmitiram o conhecimento necessário para me tornar um engenheiro. Agradeço especialmente àqueles que foram capazes de me mostrar uma maneira mais simples de compreender os complexos fenômenos que envolvem a Engenharia dos Materiais.

Agradeço especialmente ao meu professor orientador, o qual esteve sempre presente para me orientar no desenvolvimento deste trabalho, fornecendo-me apoio imprescindível para concluir esta obra e apresentá-la de forma clara e rica. Orientador que me incentivou o tempo todo elogiando meu trabalho, transmitindo-me o potencial o qual este trabalho poderia alcançar.

Agradeço aos membros da banca que me incentivaram no desenvolvimento deste trabalho até mesmo antes da etapa do projeto de pesquisa. Agradecimento especial àquele que sempre esteve disponível para trocar ideias essenciais para o desenvolvimento deste trabalho, fornecendo-me materiais e conhecimento para a compreensão e detalhamento do conteúdo deste texto.

Claro que não posso me esquecer de agradecer aos grandes amigos que fiz ao longo dos anos da graduação na UTFPR. Amigos que estiveram presentes para estudarmos juntos, trocar ideias, divertirmos e encarar toda e qualquer situação a qual aparecesse. Obrigado a todos!

*The only place success comes before work is in the dictionary. (LOMBARDI, Vince, n.d.)*

O único lugar onde o sucesso vem antes do trabalho é no dicionário.  
(LOMBARDI, Vince, n.d.)

## RESUMO

DA SILVA, Breno A. T. T. **Análise de uma falha crônica presente nos amortecedores de impacto das aeronaves Piper PA-30 Twin Comanche e sugestões para solucionar o problema.** 2017. 55 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) – Departamento Acadêmico de Engenharia de Materiais, Universidade Tecnológica Federal do Paraná. Londrina, 2017.

Este trabalho apresenta uma avaliação de uma falha crônica presente nos amortecedores de impacto dos trens de pouso principais das aeronaves Piper PA-30 Twin Comanche, partindo-se de uma revisão acerca do funcionamento e manutenção dessas peças. Um amortecedor do trem de pouso principal direito de um Twin Comanche foi adquirido como objeto de análise deste trabalho, o qual também apresenta um aporte teórico sobre técnicas de análise de falhas, as quais foram empregadas na parte experimental para a caracterização do material da peça e determinação do modo de falha da mesma. Por fim, a técnica de análise de elementos finitos foi utilizada para o desenvolvimento de uma solução para corrigir a falha presente nesses amortecedores. Além disso, espera-se que este trabalho contribua tanto com o campo da indústria aeronáutica, quanto com o campo da engenharia, por se tratar de um tema escasso na literatura que aborda desde a investigação de uma falha crônica real até sua correção.

**Palavras-chave:** Amortecedor de impacto. Análise de falhas. Análise de elementos finitos.

## ABSTRACT

DA SILVA, Breno A. T. T. **Analysis of a chronic failure present in the shock struts of Piper PA-30 Twin Comanche aircrafts and suggestions to fix the problem.** 2017. 55 p. Completion of Course Work (Undergraduate) – Departamento Acadêmico de Engenharia de Materiais, Universidade Tecnológica Federal do Paraná. Londrina, 2017.

This project presents an evaluation of a chronic failure present in the shock struts of the main landing gear of Piper PA-30 Twin Comanche aircrafts, starting with a review of the operation and maintenance of these parts. A shock strut from the right-hand landing gear of a Twin Comanche was acquired as the object of analysis for this project, which also presents a theoretical basis on failure analysis techniques, which were carried out in the experimental section to characterize the part material and determine the failure mode thereof. Finally, finite element analysis technique was employed to suggest a solution to fix the failure present in these shock struts. In addition, it is expected that this project will contribute both to the field of aeronautics industry as to the field of engineering, for it is a scarce theme in the literature that addresses from the investigation of a real chronic failure to its correction.

**Keywords:** Shock strut. Failure analysis. Finite element analysis.

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Piper PA-30-160 Twin Comanche B.....	15
Figura 2 – Aeronave com trem de pouso fixo (esquerda) e com trem de pouso retrátil (direita) .....	15
Figura 3 – Aeronave com trem de pouso convencional (esquerda), tandem (centro) e triciclo (direita) .....	16
Figura 4 – Ilustração de um amortecedor de impacto de trem de pouso (esquerda); amortecedor de impacto da roda direita de um Twin Comanche .....	18
Figura 5 – Local de início das trincas nos amortecedores do Twin Comanche .....	19
Figura 6 – Versão melhorada (esquerda) e original (direita) dos amortecedores da Piper.....	19
Figura 7 – Construção e funcionamento dos amortecedores .....	20
Figura 8 – Ciclo de manutenções do Twin Comanche em estudo .....	21
Figura 9 – Fluxograma de atividades .....	30
Figura 10 – Amortecedor de impacto falhado do PT-DIS.....	31
Figura 11 – Ilustração do corte circular realizado na peça (esquerda), faceamento da seção (centro) e divisão da seção (direita).....	32
Figura 12 – Resultado do polimento das amostras embutidas.....	33
Figura 13 – Região em torno da trinca, contornada em vermelho.....	35
Figura 14 – Ilustração da região cortada em torno da trinca (esquerda) e resultado do corte em diferentes perspectivas (direita) .....	36
Figura 15 – Progresso da abertura da trinca conduzido na prensa hidráulica .....	37
Figura 16 – Representação da modelagem da peça em diferentes vistas.....	39
Figura 17 – Microscopia antes do ataque químico das seções circunferenciais: amostra I (superior à esquerda) e amostra II (superior à direita) e das seções axiais: amostra III (inferior à esquerda) e amostra IV (inferior à direita). 100x .....	41
Figura 18 – Microscopias de liga de alumínio AA6061. 0,5% HF.....	42
Figura 19 – Microscopia após o ataque químico das seções circunferenciais: amostra I (superior à esquerda) e amostra II (superior à direita) e das seções axiais: amostra III (inferior à esquerda) e amostra IV (inferior à direita). 0,3% HF. 100x .....	43
Figura 20 – Região em torno da falha, contornada em vermelho.....	45
Figura 21 – Fotografias da superfície superior (superior à esquerda) e inferior (superior à direita) da falha por estereoscopia; fotografias da superfície superior (inferior à esquerda) e inferior (inferior à direita) da falha .....	46
Figura 22 – FEA do modelo original do amortecedor com miniatura da região em torno da falha da peça em estudo .....	48
Figura 23 – Modelo melhorado (esquerda) e original (direita) da peça .....	50
Figura 24 – Reforço melhorado (esquerda) e original (direita) da peça .....	50
Figura 25 – Orifício melhorado (esquerda) e original (direita) do reforço da peça ....	51
Figura 26 – FEA do modelo melhorado do amortecedor.....	52



## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Tempo de manutenção conforme a categoria de revisão.....	22
Tabela 2 – Comparação entre alguns dos ensaios de dureza mais utilizados .....	28
Tabela 3 – Composição química da liga de alumínio AA6061-T6.....	44

## LISTA DE ABREVIATURAS, SIGLAS E ACRÔNIMOS

FEA	Análise de Elementos Finitos
PVC	Policloreto de Vinil
HF	Ácido Fluorídrico
CAD	Desenho Assistido por Computador
MEV	Microscopia Eletrônica de Varredura

## LISTA DE SÍMBOLOS

HRC	Dureza Rockwell na escala C
HRB	Dureza Rockwell na escala B
HB	Dureza Brinell
HV	Dureza Vickers

## SUMÁRIO

<b>1 INTRODUÇÃO .....</b>	<b>12</b>
1.1 OBJETIVOS .....	13
1.1.1 Objetivo geral .....	13
1.1.2 Objetivos específicos.....	13
1.2 JUSTIFICATIVA .....	13
<b>2 REFERENCIAL TEÓRICO.....</b>	<b>14</b>
2.1 PIPER PA-30-160 TWIN COMANCHE B .....	14
2.1.1 Trem de pouso .....	15
2.1.2 Amortecedor de impacto .....	17
2.2 MANUTENÇÃO.....	21
2.3 TÉCNICAS DE ANÁLISE DE FALHAS .....	23
2.3.1 Metalografia.....	24
2.3.2 Ensaio de dureza .....	27
2.3.3 Análise estereoscópica.....	28
2.3.4 Análise de elementos finitos.....	29
<b>3 MATERIAIS E MÉTODOS .....</b>	<b>30</b>
3.1 FLUXOGRAMA DE ATIVIDADES .....	30
3.2 METODOLOGIA PARA ANÁLISE DE FALHAS .....	31
3.2.1 Aquisição da peça .....	31
3.2.2 Metalografia.....	32
3.2.3 Ensaio de dureza .....	34
3.2.4 Análise da falha.....	34
3.2.5 Abertura da trinca.....	35
3.2.6 Análise estereoscópica.....	37
3.2.7 Modelagem da peça.....	38
3.2.8 Análise de elementos finitos.....	39
3.2.9 Sugestões para evitar a falha.....	40
<b>4 RESULTADOS E DISCUSSÃO .....</b>	<b>41</b>
4.1 METALOGRAFIA .....	41
4.2 ENSAIO DE DUREZA .....	44
4.3 ANÁLISE DA FALHA.....	45
4.4 ANÁLISE ESTEREOSCÓPICA .....	46
4.5 ANÁLISE DE ELEMENTOS FINITOS .....	48
4.6 SUGESTÕES PARA EVITAR A FALHA.....	49
<b>5 CONCLUSÃO .....</b>	<b>53</b>
<b>REFERÊNCIAS.....</b>	<b>54</b>

## 1 INTRODUÇÃO

A indústria aeronáutica é responsável pelo desenvolvimento de um dos sistemas mais complexos da engenharia: as aeronaves. A falha de um componente estrutural de uma aeronave pode levar a consequências catastróficas. Assim, a investigação de falhas de componentes estruturais presente nas aeronaves é de suma importância para a prevenção de futuros incidentes. A indústria aeronáutica reporta que cerca de 10% das falhas nas aeronaves são representadas pelos trens de pouso, os quais, na maioria das vezes, falham por fadiga (ASI, YESIL, 2013; OSSA, PANIAGUA, 2016; TAO, SMITH, DUFF, 2009).

Os amortecedores de impacto dos trens de pouso principais das aeronaves Piper PA-30 Twin Comanche apresentam uma falha crônica após horas em operação, sendo necessário sua reforma ou substituição. Sabe-se que a falha é devido ao design da peça, onde um orifício situado no reforço da estrutura atua como concentrador de tensões, levando a nucleação e propagação de trincas a partir dessa região (AEROCLUBE DE LONDRINA, 2016; COMANCHE GEAR, 2009). Um amortecedor de impacto do trem de pouso principal direito de um Twin Comanche, doado pelo proprietário da aeronave, foi o objeto de estudo deste trabalho. Sabe-se que sua manutenção era realizada através de exame visual perante a mecânica contratada pelo Aeroclube de Londrina, localizado no estado do Paraná.

O conteúdo deste trabalho apresenta uma contextualização da função desses amortecedores nas aeronaves, além de um aporte teórico acerca do funcionamento e manutenção destas peças. Por fim, este trabalho apresenta uma revisão sobre técnicas de análises de falhas, as quais foram empregadas para a caracterização do material da peça e compreensão de como a mesma vem a falhar. Além disso, a técnica de análise de elementos finitos foi utilizada para encontrar uma solução para corrigir a falha presente nesses amortecedores, contribuindo com o campo da aviação, na redução de reparos e substituição de peças. Para o campo da engenharia, por se tratar de um trabalho acadêmico, contribui para o conhecimento de um tema escasso na literatura que compreende desde a investigação de uma falha crônica real até sua correção.

## 1.1 OBJETIVOS

### 1.1.1 Objetivo geral

O presente trabalho almejou encontrar uma solução para corrigir uma falha crônica comum entre os amortecedores de impacto das aeronaves Piper PA-30 Twin Comanche.

### 1.1.2 Objetivos específicos

Este trabalho teve como objetivos específicos:

- Revisar a literatura acerca da falha e funcionamento dos amortecedores de impacto dos Twin Comanches;
- Realizar um levantamento acerca das técnicas clássicas de análise de falhas para análise do amortecedor de impacto;
- Propor melhorias na peça por meio de técnicas computacionais visando corrigir a falha crônica presente nessas peças.

## 1.2 JUSTIFICATIVA

A escolha do tema deste trabalho se encontrou no interesse, perante o autor, no campo de análise de falhas e da indústria aeronáutica. A disponibilidade de um amortecedor de impacto, utilizado na aviação, que comumente falha em um mesmo local, juntamente com a possibilidade de aplicar-se uma boa gama do conhecimento adquirido ao longo da graduação em engenharia de materiais, despertou o interesse do autor em elaborar este trabalho buscando colaborar no campo da engenharia e da aeronáutica pela publicação de uma investigação de uma falha crônica real presente na aviação, além de abordagens de como solucionar-se o problema.

## 2 REFERENCIAL TEÓRICO

### 2.1 PIPER PA-30-160 TWIN COMANCHE B

A Piper Aircraft, Inc., é uma fabricante de aeronaves da aviação geral, fundada em 1927 como Manufacturing Company Taylor Brothers Aircraft por Clearence Gilbert Taylor e A. Gordon Taylor. Em 1937, William T. Piper mudou o nome da empresa para Piper Aircraft Corporation, sediada no Aeroporto Municipal de Vero Beach, em Vero Beach, no estado da Flórida, Estados Unidos. Atualmente, a Piper Aircraft é a única fabricante da aviação geral a oferecer uma linha completa de aeronaves, desde robustos e confiáveis aviões de treinamento a turbo-hélices de alto desempenho. A Piper junto com a Beechcraft e a Cessna forma o grupo dos chamados “Três Grandes” no mercado da aviação geral (OLIVER, 2012; PIPER AIRCRAFT, INC., 2016).

A Piper fabricou cerca de 2.200 Twin Comanches de 1963 a 1972. Os primeiros modelos, designados PA-30s, surgiram entre os anos de 1963 e 1965. Tratava-se de aeronaves bimotoras, com capacidade para quatro pessoas e duas janelas laterais. Na época, o custo de cada unidade variava entre \$33.900 e \$41.200 dependendo se a versão fosse esportiva ou profissional. Em 1965, o modelo PA-30B foi lançado no mercado pela fabricante. O novo modelo passava a comportar seis pessoas, três janelas laterais, além de tanques laterais opcionais, que carregavam 30 galões de combustível adicionais (HORNE, 1996).

O Piper PA-30-160 Twin Comanche B, representado na Figura 1, além de possuir capacidade para seis pessoas, considerando tripulantes e passageiros, é uma aeronave de asa baixa, equipada com dois motores Lycoming, modelo IO-320-B, cada um com 160 hp de potência e 2700 rpm. Os motores possuem quatro cilindros dispostos horizontalmente, normalmente aspirados, condução direta e são refrigerados a ar. Além disso, a aeronave é equipada com trem de pouso triciclo retrátil (AIRCRAFT PUBLICATIONS, 1996; HORNE, 1996).



**Figura 1 – Piper PA-30-160 Twin Comanche B.**

### 2.1.1 Trem de pouso

O trem de pouso é um conjunto de componentes responsável por suportar o peso da aeronave durante pousos e operações em solo. Essencialmente, há dois tipos de trens de pouso: os fixos e os retráteis, que estão representados na Figura 2. Aeronaves simples, de baixas velocidades, geralmente possuem trem de pouso fixo, o que significa que o mesmo não é recolhido em voo. Por outro lado, aeronaves mais complexas, que atingem velocidades maiores, tendem a possuir trem de pouso retrátil. A vantagem em recolher o trem de pouso em voo está relacionada com o ganho em eficiência, uma vez que o trem de pouso sendo fixo, aumenta o arrasto (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2012a).



**Figura 2 – Aeronave com trem de pouso fixo (esquerda) e com trem de pouso retrátil (direita)**

**Fonte: Federal Aviation Administration (2012a).**



Há ainda três configurações básicas para os trens de pouso: convencional, tandem e triciclo, que estão representadas na Figura 3. As primeiras aeronaves dotavam de trens de pouso convencionais. Nesta configuração, o trem de pouso principal fica localizado à frente do centro de gravidade, enquanto que a bequilha, na parte traseira da aeronave. O trem de pouso na configuração tandem é utilizado em poucas aeronaves. Nesta configuração, o trem de pouso principal é alinhado ao trem de pouso traseiro ao longo do eixo longitudinal da aeronave. Por fim, o trem de pouso triciclo é a configuração mais presente na aviação atualmente. Nesta configuração, à frente do trem de pouso principal, fica situado o trem de pouso do nariz. Desta forma, o centro de gravidade é situado à frente do trem de pouso principal, o que proporciona melhor campo de visão em operações de decolagem e elimina o risco de pilonamento<sup>1</sup> durante pousos (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2012a).



**Figura 3 – Aeronave com trem de pouso convencional (esquerda), tandem (centro) e triciclo (direita)**

**Fonte: Federal Aviation Administration (2012b).**

O sistema de trem de pouso triciclo do Twin Comanche é completamente retrátil com uso de ar e óleo, além de ser operado por uma alavanca seletora no painel de instrumentos da aeronave, a qual tem o formato de uma roda para distingui-la da alavanca seletora dos flaps, no formato de um aerofólio. As três rodas do trem de pouso são mecanicamente conectadas e movem-se como uma unidade. A roda do nariz pode ser conduzida em um arco de 40° com auxílio dos pedais do leme. Este mecanismo de condução é desconectado automaticamente após recolhido a unidade para reduzir os esforços nos pedais do leme durante voo (AIRCRAFT PUBLICATIONS, 1996).

O trem de pouso triciclo consiste em uma série de componentes conectados para seu completo funcionamento. Dentre os componentes, pode-se citar os

---

<sup>1</sup> Pilonamento é o ato de bater com o nariz do avião em solo, acidente comum entre aeronaves de trem de pouso convencional.

amortecedores de impacto a ar e óleo, unidades de alinhamento, suportes, dispositivos de recolhimento e segurança, sistemas de condução, sistemas de freios, entre muitos outros (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2012b).

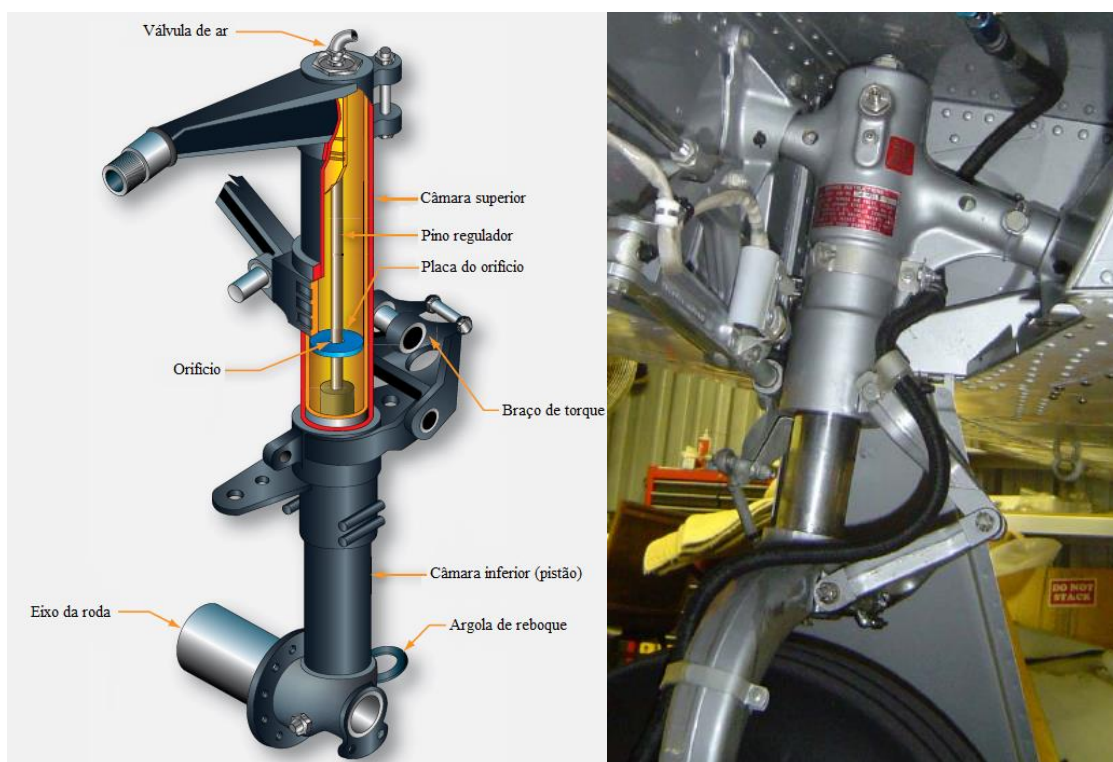
### 2.1.2 Amortecedor de impacto

Além de suportar o peso da aeronave durante operações em solo, o trem de pouso deve suportar o impacto provocado durante pousos. Há dois métodos para se cumprir isso: um deles envolve a transferência da energia do impacto nos trens de pouso para a fuselagem da aeronave; o outro envolve a conversão da energia de impacto em calor. Os amortecedores de impacto são unidades pneumáticas/hidráulicas responsáveis em absorver a energia de impacto de pousos e dissipá-la na forma de calor, que é o método mais comumente encontrado na aviação. Utilizados por aeronaves de todos os tamanhos, os amortecedores de impacto podem ser encontrados em diferentes designs. Como são equipamentos essenciais para a adequada decolagem e aterrissagem, é importante manter sua inspeção regular para garantir funcionamento adequado (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2012b; INSTITUTO DE AVIAÇÃO CIVIL, 2002).

Apesar de haver diferentes designs para os amortecedores de impacto, seu princípio de funcionamento e construção são basicamente o mesmo. Um típico amortecedor de impacto pneumático/hidráulico, como o do Twin Comanche (Figura 4 à direita), consiste essencialmente em dois cilindros com suas extremidades fechadas. Conforme ilustrado na Figura 4 à esquerda, o cilindro superior forma a câmara superior, a qual é fixada na aeronave; o cilindro inferior, também conhecido como pistão, forma a câmara inferior, a qual é livre para deslocar-se para dentro e para fora da câmara superior. No caso do Twin Comanche, a câmara superior é preenchida de ar, já a câmara inferior é sempre preenchida de fluido hidráulico. Por isso, esses amortecedores são comumente chamados de amortecedores a ar e óleo. Um orifício situado entre os dois cilindros proporciona a passagem do fluido hidráulico da câmara inferior para a câmara superior durante compressão (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2012b; INSTITUTO DE AVIAÇÃO CIVIL, 2002).

É conhecido entre os proprietários e pilotos de Twin Comanches que os amortecedores dos trens de pouso principais dessas aeronaves possuem uma falha crônica. Após determinados números de ciclos em operação, trincas geralmente se originam em um orifício situado no reforço do amortecedor, conforme indicado na Figura 5. Essas trincas, se não inspecionadas e tomadas as devidas precauções, podem se propagar para o cilindro, levando ao vazamento de fluido hidráulico, pondo em risco o correto funcionamento da aeronave (AEROCLUBE DE LONDRINA, 2016). A Piper já chegou a produzir uma versão melhorada de seus amortecedores para substituir os originais; contudo, a versão melhorada é rara e não é mais fabricada pela Piper (COMANCHE GEAR, 2009). Além disso, até mesmo a versão original parou de ser fabricada devido a aeronave ser considerada antiga; apenas reformas e compra de usados estão disponíveis para a peça (AEROCLUBE DE LONDRINA, 2016). Ambos amortecedores – versão melhorada e original – estão representados na Figura 6.

Como objeto de análise para este trabalho, um amortecedor de impacto do trem de pouso principal direito do Piper PA-30-160 Twin Comanche B, matrícula PT-DIS, foi adquirido apresentando trincas conforme o presumido ilustrado na Figura 5.



**Figura 4 – Ilustração de um amortecedor de impacto de trem de pouso (esquerda); amortecedor de impacto da roda direita de um Twin Comanche**  
Fontes: Adaptado de Federal Aviation Administration (2012b), esquerda.

Comanche Gear (2009), direita.

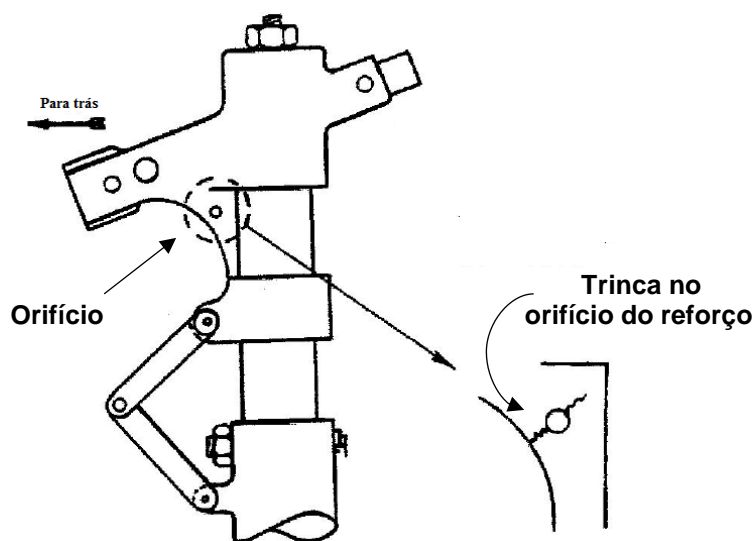


Figura 5 – Local de início das trincas nos amortecedores do Twin Comanche  
Fonte: Adaptado de Comanche Gear (2009).

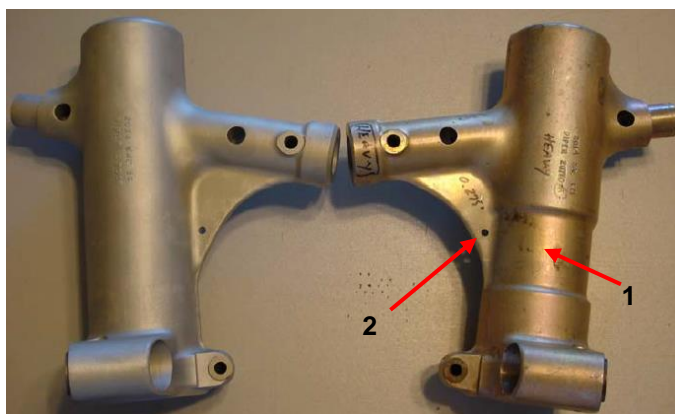
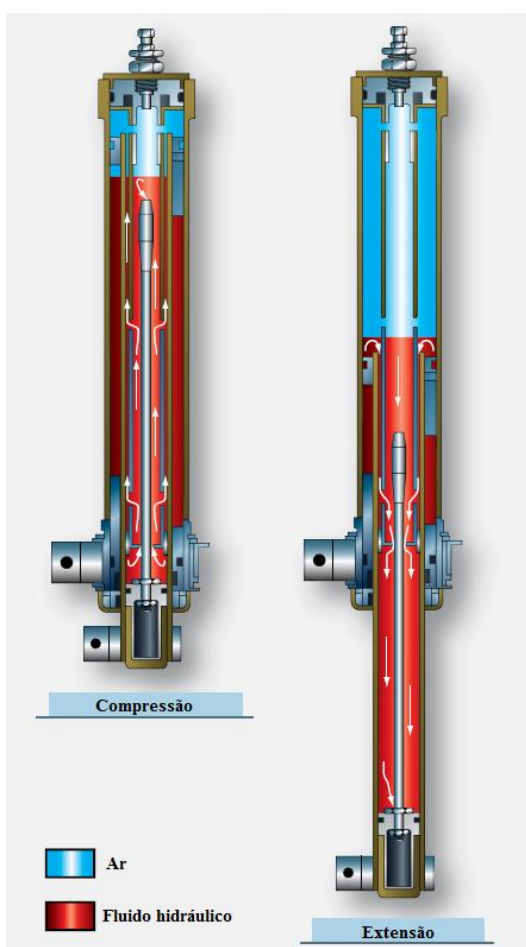


Figura 6 – Versão melhorada (esquerda) e original (direita) dos amortecedores da Piper  
Fonte: Comanche Gear (2009).

A causa da falha é devido à geometria do componente. A seção reduzida no cilindro, indicado por 1 na Figura 6, é sobrecarregada durante os ciclos de operação da peça. O problema foi temporariamente corrigido pela fabricante, conforme mencionado, eliminando essa seção reduzida em sua versão melhorada do componente (Figura 6 à esquerda). A seção reduzida é exposta a esforços de flexão e, além disso, o orifício, indicado por 2 na Figura 6, situado no reforço próximo a seção reduzida atua como concentrador de tensão, auxiliando na nucleação e propagação de trincas. É recomendado evitar curvas rápidas e acentuadas, enquanto que a aplicação de freios durante curvas agrava o problema (COMANCHE GEAR, 2009).

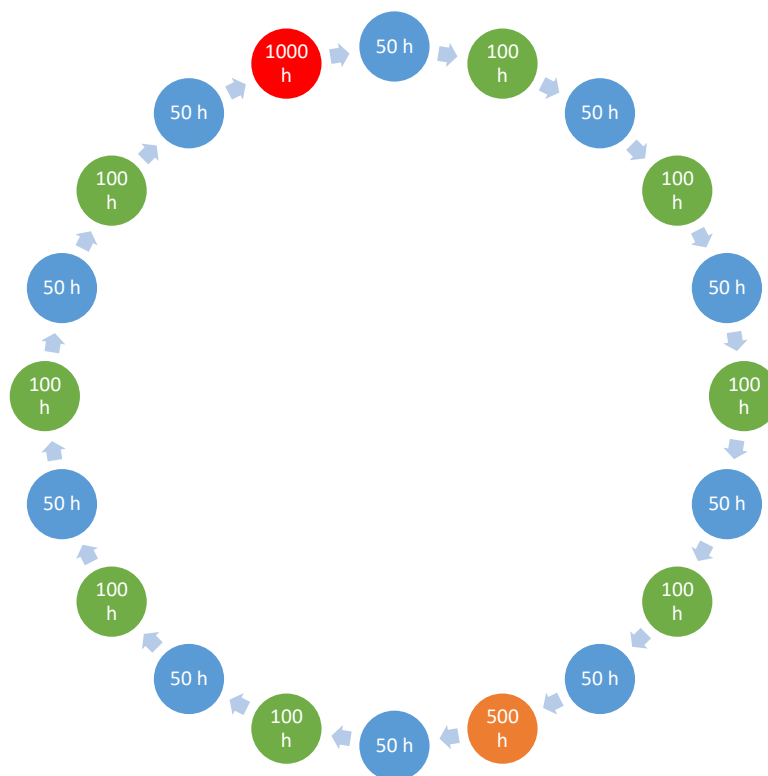
A construção interna e o funcionamento dos amortecedores de impacto estão ilustrados na Figura 7. As setas indicam a direção de movimento do fluido hidráulico durante os estados de compressão e extensão. A compressão inicia-se assim que as rodas da aeronave tocam o solo. Conforme o centro de gravidade da aeronave desloca-se para baixo, os amortecedores comprimem, forçando o cilindro inferior (pistão) a deslocar-se para cima, dentro do cilindro superior. O pino regulador move-se juntamente com o pistão, atravessando o orifício. A geometria do pino regulador controla o fluxo de fluido hidráulico do cilindro inferior para o cilindro superior em todas as fases durante a compressão. Desta forma, a energia de impacto é dissipada em calor nas paredes do amortecedor (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2012b). No final do estado de compressão, o ar situado no cilindro superior se encontra altamente pressurizado, levando a sua expansão, forçando o fluido hidráulico novamente para baixo.



**Figura 7 – Construção e funcionamento dos amortecedores**  
Fonte: Adaptado de Federal Aviation Administration (2012b).

## 2.2 MANUTENÇÃO

A manutenção do Twin Comanche em estudo, matrícula PT-DIS, por parte da mecânica contratada pelo Aeroclube de Londrina, é realizada periodicamente a cada intervalo de 50 horas de voo. Há uma hierarquia com quatro categorias de manutenções preventivas realizadas nestes intervalos: revisão de 50, 100, 500 e 1000 h. O ciclo de manutenções, representado na Figura 8, inicia-se com uma revisão de 50 h. Após 50 horas da primeira manutenção do ciclo, realiza-se uma revisão de 100 h. O processo é repetido mais quatro vezes, quando então é feita uma revisão de 500 h ao invés de uma revisão de 100 h. Após 50 horas da revisão de 500 h, uma revisão de 50 h é realizada e após 50 horas desta última, uma revisão de 100 h é realizada. O processo é repetido mais quatro vezes, quando então é feita uma revisão de 1000 h ao invés de uma revisão de 100 h. Após 50 horas da revisão de 1000 h, o ciclo de manutenções inicia-se novamente (AEROCLUBE DE LONDRINA, 2016).



**Figura 8 – Ciclo de manutenções do Twin Comanche em estudo.**

Conforme o tipo de revisão a ser realizada, os mecânicos procedem de acordo com suas exigências. Assim, certos componentes que são avaliados na revisão de 100 h não são observados na revisão de 50 h. Contudo, todos componentes avaliados na revisão de 50 h são novamente checados na revisão de 100 h. Desta forma, a revisão de 50 h é a mais básica dentre as quatro categorias, enquanto que a revisão de 1000 h é a mais complexa, englobando a manutenção de todos componentes avaliados nas revisões de menor hierarquia, incluindo a revisão de outros componentes. Conseqüentemente, a aeronave permanece em manutenção por períodos mais prolongados conforme o aumento da complexidade da revisão a ser realizada (AEROCLUBE DE LONDRINA, 2016). A Tabela 1 indica o tempo aproximado de manutenção em relação a categoria de revisão.

**Tabela 1 – Tempo de manutenção conforme a categoria de revisão**

<b>Categoria de revisão</b>	<b>Tempo aproximado de manutenção (dias)</b>
50 h	1
100 h	2
500 h	4
1000 h	10-20

A manutenção dos amortecedores de impacto, peça em estudo neste trabalho, é realizada nas revisões de 100 h, 500 h e 1000 h. Realiza-se uma inspeção visual com auxílio de uma lupa na área crítica da peça. Os mecânicos são cientes que a propagação de trincas, conforme mencionado previamente, pode ocorrer na peça. Assim, em uma revisão, se for observado que a trinca atingiu um tamanho crítico, a troca da peça é realizada. Além disso, no Aeroclub de Londrina, os instrutores de voo conhecem o nível crítico da falha da peça; neste sentido, os instrutores realizam inspeção visual da peça avaliando-se o tamanho da trinca antes de cada voo com a aeronave. De tal modo, segue-se normas e procedimentos internos que exige a imediata comunicação da evidenciação da trinca para o setor de manutenção técnica (AEROCLUBE DE LONDRINA, 2016).

## 2.3 TÉCNICAS DE ANÁLISE DE FALHAS

Análise de falhas é um ramo da engenharia que lida com a determinação das causas de falhas de componentes falhados. Falha pode ser definida como a incapacidade de um componente em desempenhar sua função, porém esta definição não implica em fratura. O objetivo da análise de falhas é determinar os mecanismos que levaram a falha de um material, além de, frequentemente, recomendar soluções para o problema (BROOKS, CHOUDHURY, 2002; CALLISTER JR., 2012).

Aeronaves estão entre os sistemas de engenharia mais complexos já desenvolvidos. A falha de um componente estrutural de uma aeronave pode levar a consequências catastróficas, podendo resultar em perdas de vida e danos à aeronave. Logo, a investigação de defeitos e falhas de componentes aeroestruturais é de importância vital na prevenção de futuros incidentes (ASI, YESIL, 2013). A falha dos trens de pouso nas aeronaves representa cerca de 10% do total de falhas reportadas pela indústria aeroespacial (OSSA, PANIAGUA, 2016). A maior parte das falhas dos trens de pouso são atribuídas à fadiga nas regiões de maior concentração de tensões da estrutura. A concentração de tensões pode ser de natureza geométrica e/ou metalúrgica (ASI, YESIL, 2013; TAO, SMITH, DUFF, 2009). A falha por fadiga envolve três etapas: (1) a iniciação de trincas na região de maior concentração de tensão; (2) a propagação de trincas e (3) a falha catastrófica do componente. Cada etapa da falha pode ser observada e analisada em relação aos seus aspectos visuais característicos através de inspeção visual e microscopia (ASHBY, JONES, 2012; BROOKS, CHOUDHURY, 2002; CALLISTER JR., 2012).

Os trens de pouso de uma aeronave são sujeitos a condições complexas de carregamento durante pousos e decolagens. Carregamentos estáticos e dinâmicos estão presentes nas operações de recolhimento e extensão dos trens de pouso, curvas em solo, frenagens e taxiamento. No intuito de assegurar integridade estrutural, o projeto de cada componente aeroestrutural é realizado avaliando-se a vida do componente devido a carregamentos cíclicos que levam a sua falha por fadiga (ASI, YESIL, 2013; TAO, SMITH, DUFF, 2009).

A causa de falhas pode ser dividida nas seguintes categorias (BROOKS, CHOUDHURY, 2002):



1. Mau uso: o componente é utilizado sob condições a quais não fora projetado;
2. Erros de montagem e manutenção imprópria: erros de montagem envolve fatores como desalinhamento, falta de um parafuso ou uso de lubrificante incorreto. Por outro lado, manutenção imprópria envolve a falta ou incorreta pintura de superfícies e indevida limpeza;
3. Design: este é considerado uma causa de falha muito comum. Erros de design envolvem seleção de material indevida, tamanho e formato da peça mau projetado e propriedades mecânicas mau dimensionadas.

Há metodologias para se conduzir análise de falhas e a sequência de etapas depende do tipo da falha. Um exemplo pode ser dirigido na seguinte sequência: coleta de dados, exame visual, análise de esforços atuantes, análise química, fractografia, metalografia, ensaios mecânicos e análise de elementos finitos (BROOKS, CHOUDHURY, 2002).

### 2.3.1 Metalografia

Metalografia é o ramo da ciência responsável pelo estudo da microestrutura dos metais e suas ligas por meio de microscopia ótica, eletrônica ou de qualquer outra técnica que permite a análise da superfície do material. A análise da microestrutura de um material permite a compreensão e o controle de seu comportamento em uso, pois as propriedades mecânicas dos materiais estão diretamente relacionadas com seus aspectos microestruturais. Assim, a metalografia é incorporada no desenvolvimento de materiais, controle de produção e na análise de falhas (ZIPPERIAN, 2011).

Através da metalografia, a análise microestrutural dos materiais metálicos permite a avaliação quanto ao tamanho de grãos, porosidade, vazios, fases constituintes, trincas, inclusões (tamanho, forma e distribuição), linhas de fluxo, etc (ZIPPERIAN, 2011). A metalografia é conduzida seguindo-se uma sequência de procedimentos que pode variar conforme o tipo de material a ser analisado. A estrutura básica da metalografia incorpora os procedimentos de corte, embutimento, lixamento, polimento, secagem, ataque químico e microscopia ótica (ROHDE, 2010).

O corte é realizado com emprego de serra ou cortador de disco abrasivo em uma região representativa da peça em função dos fenômenos a serem analisados. O corte pode ser longitudinal, transversal ou oblíquo e deve ser realizado evitando-se ao máximo danificar a estrutura do material e obtendo-se uma superfície plana. Algumas variáveis como a pressão aplicada pelo disco sobre a amostra, a dureza, o tamanho e a velocidade do disco abrasivo são de fundamental controle para atingir-se o objetivo do processo (COLPAERT, 2008; ROHDE, 2010; ZIPPERIAN, 2011).

O embutimento da amostra é realizado com a finalidade de facilitar o manuseio de peças pequenas para os posteriores processos de lixamento e polimento, além de prevenir contra abaulamento da superfície, que é prejudicial a análise microscópica. O embutimento pode ser à frio ou à quente e consiste em circundar a amostra com um material adequado, formando um corpo único. O embutimento à frio é efetuado através da auto-polimerização de resinas, como a poliéster, em um molde contendo a amostra a ser analisada. O embutimento à quente é conduzido, geralmente com baquelite, através da compressão da amostra com a resina em uma prensa controlando-se a pressão, a temperatura e o tempo (ROHDE, 2010; ZIPPERIAN, 2011).

O lixamento é efetuado com a intenção de remover os danos causados à superfície do material oriundos da operação de corte e prepará-lo para polimento. A severidade do dano é dependente de como o material fora cortado. Através do lixamento, a restauração da integridade microestrutural do material é alcançada para análises mais precisas; porém, o lixamento pode ser danoso ao material se executado incorretamente. Existem dois processos de lixamento: manual (úmido ou seco) e automático. A técnica de lixamento manual é conduzida lixando-se a amostra previamente embutida sucessivamente com lixas de granulometria cada vez menor. A sequência mais adequada de lixas para os aços é 100, 220, 320, 400, 600 e 1200. É importante que cada etapa subsequente do lixamento seja efetuada com a rotação da amostra em 90° até o desaparecimento dos traços deixados pela lixa anterior (ROHDE, 2010; ZIPPERIAN, 2011).

O polimento é efetuado com a finalidade de refinar o acabamento superficial. Abrasivos como pasta de diamante ou alumina são utilizados para este quesito. Deve-se limpar a superfície da amostra antes do polimento para remoção de contaminantes, como restos de materiais abrasivos. A limpeza pode ser simplesmente feita com água, porém é aconselhado o uso de líquidos de baixo ponto de ebulição, como álcool etílico,

para que a secagem seja rápida. O polimento é realizado a partir da rotação da amostra sobre discos cobertos com panos (feltro ou nylon) com uma suspensão abrasiva. O lubrificante mais utilizado para polimento com pasta de diamante é o álcool ou álcool + 1% de glicerina, enquanto que para polimento com alumina é usado água. É importante ressaltar que a amostra deve ser translacionada no sentido contrário a rotação do pano, de modo a evitar o aparecimento de rabos de cometa (ROHDE, 2010).

A secagem da amostra é realizada entre cada etapa de polimento e antes da mesma sofrer ataque químico. Líquidos de baixo ponto de ebulição como o álcool ou éter podem ser empregados para tal finalidade. A secagem é conduzida aplicando-se o líquido sobre a superfície da amostra e secando-a através de um jato de ar quente fornecido por uma ventoinha elétrica ou secador. É importante salientar que o fluxo de ar quente deve ser paralelo à superfície da amostra e deve-se evitar manchas de secagem (ROHDE, 2010).

O ataque químico da superfície da amostra é realizado para pôr em evidência heterogeneidades, como contornos de grãos e fases constituintes, que não podem ser observadas através de microscopia ótica com a amostra apenas polida. Uma das formas de ataque químico é conduzida através da aplicação de uma camada de reativo sobre a superfície da amostra, com auxílio de um pincel ou chumaço de algodão (COLPAERT, 2008). O tempo do ataque deve ser suficiente para remover o aspecto brilhante da superfície promovida pela etapa de polimento, porém não deve ser prolongado de modo a queimar a superfície, o que exige novo polimento. Os reagentes são escolhidos em função do material e dos constituintes macroestruturais que se deseja contrastar na análise de microscopia ótica (ROHDE, 2010; ZIPPERIAN, 2011).

A microscopia ótica é a etapa final da metalografia. Recomenda-se realizá-la antes e depois do ataque químico da amostra. Antes do ataque químico, a microscopia ótica tem a capacidade de revelar vazios, trincas, grandes inclusões, porosidades e falhas em soldas. Um motivo adicional que justifica a avaliação cautelosa da superfície polida, sem ataque, é que várias falhas de preparação metalográficas podem ser mascaradas pelo ataque químico (COLPAERT, 2008). Após registrar-se as características visíveis sem ataque, a microscopia ótica é conduzida posterior ao ataque químico. Então, contornos de grãos e as fases presentes no material tornam-se reveladas e observáveis através do microscópio ótico. A magnificação alcançada

por um microscópio ótico varia entre 50x e 1000x, todavia altas magnificações necessitam de lentes especiais imersas em óleo. A resolução padrão utilizando lentes imersas em ar varia entre 0,5 a 10 microm. A microscopia ótica permite o ajuste da iluminação para revelar características microestruturais específicas – campo claro, campo escuro e luz polarizada (ZIPPERIAN, 2011).

### 2.3.2 Ensaio de dureza

A dureza é uma propriedade mecânica que consiste na medida da resistência de um material a uma deformação plástica localizada (CALLISTER JR., 2012). Os ensaios de dureza mais aplicados utilizam penetradores com formato padronizado que são pressionados contra a superfície do material sob condições específicas de carga e o tempo de sua aplicação. A dureza do material é obtida através da área da marca superficial formada ou a sua profundidade. Esta correlação é baseada na tensão necessária para que o penetrador vença a resistência da superfície do material (GARCIA, SPIM, SANTOS, 2010).

Ensaio de dureza proporciona informações úteis que podem ser correlacionadas com o limite de resistência à tração, resistência ao desgaste, ductilidade, entre outras propriedades mecânicas do material. Outra vantagem dos ensaios de dureza é que são ensaios simples e baratos, além de ser considerado, algumas vezes, não-destrutivo (CALLISTER JR., 2012; ZIPPERIAN, 2011). A Tabela 2 compara os ensaios de dureza mais empregados na análise de materiais metálicos:

**Tabela 2 – Comparação entre alguns dos ensaios de dureza mais utilizados**

Tipo	Penetrador	Carga (kg)	Unidade	Aplicação
Rockwell C	Cone de diamante	150	HRC	Materiais de dureza média a muito duros
Rockwell B	Esfera de aço com diâmetro de 1/16 in	100	HRB	Materiais de dureza baixa à média
Brinell	Esfera de aço ou carbeto de tungstênio com 10 mm	500-3000	HB	Materiais de dureza baixa a duros
Vickers	Pirâmide de diamante	5-100	HV	Materiais de dureza muito baixas a muito duras

Fonte: Adaptado de Zipperian (2011).

### 2.3.3 Análise estereoscópica

O exame macroscópico da superfície fraturada do material é essencial em qualquer análise de falhas. Realizada com magnificações de 1x à 100x, pode ser conduzida a olho nu, lentes de aumento, lupa ou com um estereoscópio. A estereoscopia está relacionada com a capacidade de enxergar em três dimensões, isto é, de perceber a profundidade. O estereoscópio é um instrumento composto por lentes que direcionam imagens distintas aos olhos esquerdo e direito do observador, proporcionando-o sensação de profundidade. A análise estereoscópica abrange maior profundidade de foco comparada a microscopia ótica, além de poder revelar a origem e a direção de propagação de trincas em materiais falhados (DENNIES, 2005; SISCOOTTO, *et al.*, 2004).

#### 2.3.4 Análise de elementos finitos

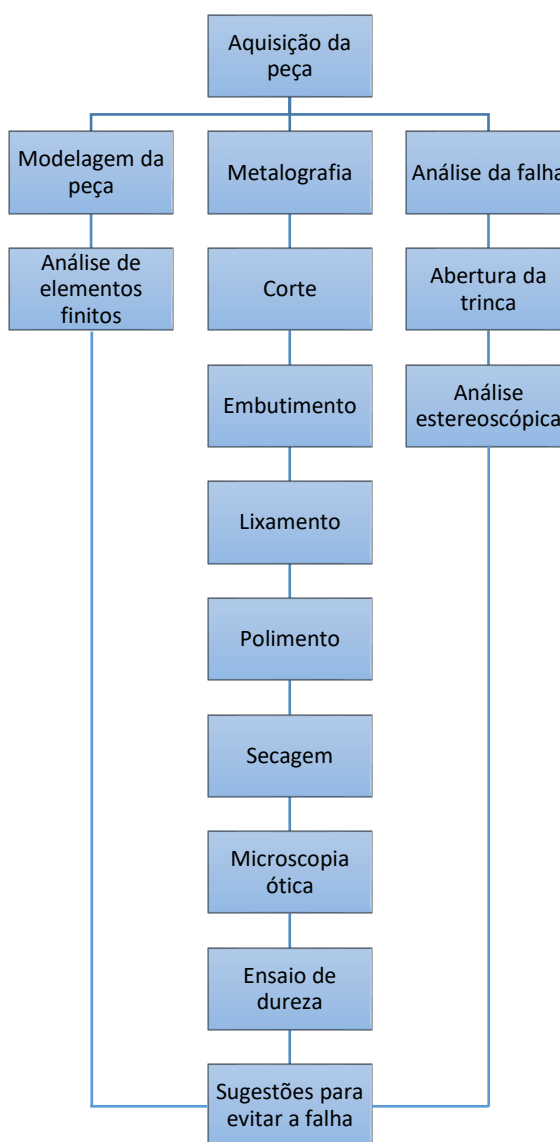
A análise de elementos finitos (do inglês, *Finite Element Analysis* ou FEA) é um método computadorizado que simula o comportamento de um componente quando sujeito as condições do mundo real como forças, vibrações, calor, fluxo de fluido, entre outros fenômenos físicos. A análise proporciona resultados gráficos e numéricos que indicam se o componente irá quebrar, desgastar ou operar como fora projetado. A FEA funciona dividindo o modelo de um componente previamente projetado em um programa de modelagem em inúmeros elementos finitos. Assim, equações matemáticas são aplicadas individualmente a cada elemento para prever seu comportamento. Por fim, a soma do comportamento de cada elemento individual é realizada para resultar no comportamento do componente como um todo (AUTODESK INC., 2016b).

A FEA é uma excelente ferramenta tanto para o projeto de novos produtos quanto para a análise de falhas, pois permite encontrar a melhor geometria para uma peça, garantindo-a que irá suportar os esforços reais. Ainda mais, a análise demonstra graficamente regiões de concentração de tensões, o que é imprescindível para a análise de falhas. Programas de FEA permitem a manipulação do tipo de material que o componente é constituído, a adição de restrições que limitam o movimento da peça, esforços atuantes, além de ser possível controlar a malha globalmente e localmente, o que leva a resultados muito confiáveis (AUTODESK INC., 2016a). De fato, a FEA é utilizada por muitas empresas e também pode ser encontrada em inúmeros artigos na literatura; Asi e Yesil (2013), por exemplo, utilizaram a técnica para demonstrar que a extremidade da haste de um eixo de um trem de pouso de uma aeronave civil falhou por fadiga com trincas iniciando na região de maior concentração de tensão indicada computacionalmente.

### 3 MATERIAIS E MÉTODOS

#### 3.1 FLUXOGRAMA DE ATIVIDADES

As atividades necessárias para a realização do trabalho foram efetuadas na sequência representada pelo fluxograma a seguir:



**Figura 9 – Fluxograma de atividades.**

## 3.2 METODOLOGIA PARA ANÁLISE DE FALHAS

### 3.2.1 Aquisição da peça

Um amortecedor de impacto falhado do trem de pouso principal direito do Piper PA-30-160 Twin Comanche B, matrícula PT-DIS, representado na Figura 10, foi doado pelo proprietário da aeronave como objeto de estudo deste trabalho. A aeronave é utilizada pelo Aeroclube de Londrina, situado no estado do Paraná, para instrução na categoria de multi-motores e seu amortecedor foi substituído em uma das revisões realizadas pela mecânica contratada pelo aeroclube.

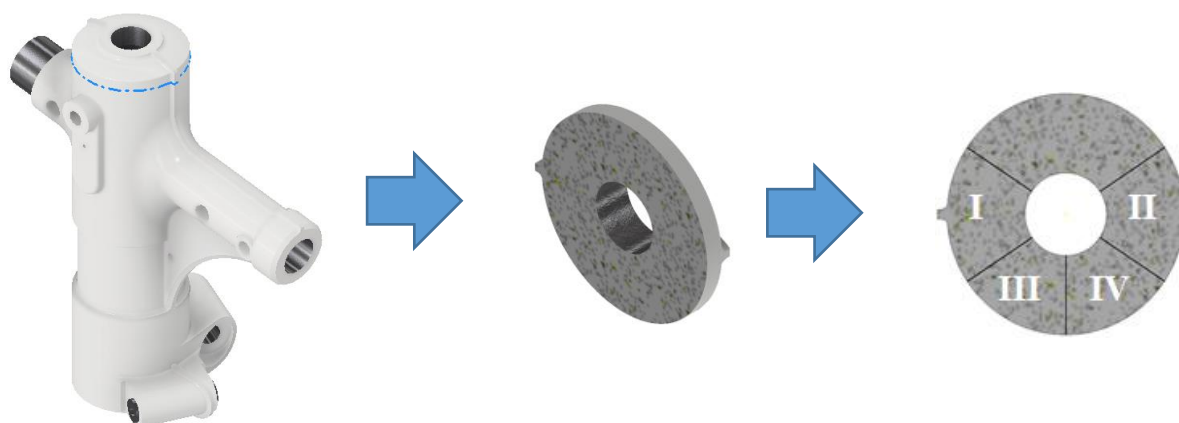


**Figura 10 – Amortecedor de impacto falhado do PT-DIS.**



### 3.2.2 Metalografia

Inicialmente, o amortecedor foi fixado na cortadeira eletrônica da marca Fortel, modelo CF III, para o corte de uma seção circular do cilindro de maior diâmetro da peça, conforme ilustrado na Figura 11 à esquerda. Esta seção, Figura 11 ao centro, passou pela operação de faceamento no torno convencional da marca Imor, modelo PRN-320, para que se houvesse uma superfície plana para futuro embutimento. Na sequência, a seção foi dividida em cinco partes, como representado na Figura 11 à direita, empregando-se a cortadeira eletrônica para dar-se início ao embutimento.

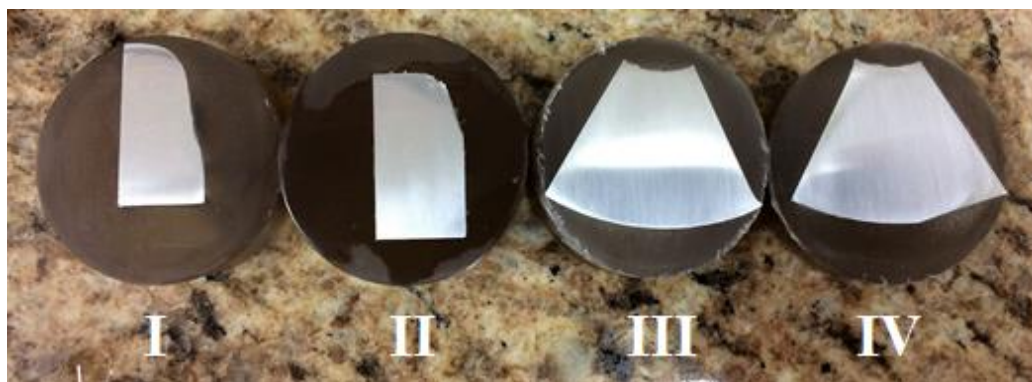


**Figura 11 – Ilustração do corte circular realizado na peça (esquerda), faceamento da seção (centro) e divisão da seção (direita).**

O embutimento foi conduzido em quatro das cinco partes obtidas, representando as amostras para microscopia ótica. O embutimento foi realizado à frio utilizando-se poliéster como resina, além de uma superfície de vidro e seções de um cano de PVC (policloreto de vinil) com diâmetro de 4 cm como molde para suportar as amostras. As amostras I e II, conforme Figura 11 à direita, foram embutidas com a área circunferencial voltada para a face a ser lixada, enquanto que as amostras III e IV foram embutidas com a área axial voltada para a face a ser lixada.

Na sequência, o lixamento das amostras foi conduzido à úmido empregando-se a lixadeira manual. A sequência de lixas empregada corresponde as granulometrias de 80, 220, 400, 600 e 1200. Esta etapa foi efetuada conforme descrito no referencial teórico deste texto utilizando o microscópio ótico da marca Alltione para avaliação dos traços deixados por cada lixa.

O polimento das amostras foi efetuado em duas etapas na lixadeira e politriz da marca Fortel, modelo PLF, sobre disco coberto com pano de feltro. A limpeza das amostras foi feita com água antes de cada etapa do polimento. O polimento das amostras foi realizado com as mesmas sendo translacionadas no sentido contrário a rotação do pano. A primeira etapa do polimento foi realizada com suspensão abrasiva composta por alumina 1  $\mu\text{m}$  diluída em água, enquanto que a segunda etapa do polimento, com alumina 0,3  $\mu\text{m}$  diluída em água. O mesmo microscópio empregado durante as etapas do lixamento foi utilizado para avaliar a qualidade de cada etapa do polimento até que cada amostra estivesse pronta para a próxima etapa. A Figura 12 apresenta o resultado do polimento de cada amostra conforme numeradas na Figura 11 à direita.



**Figura 12 – Resultado do polimento das amostras embutidas.**

A secagem das amostras foi conduzida aplicando-se acetona sobre a superfície das mesmas entre as etapas de polimento e antes da microscopia ótica.

O ataque químico da superfície das amostras foi realizado através de imersão em solução de ácido fluorídrico (HF). O reagente foi preparado pela adição de 1,5 mL de HF 10% (V/V) em 50 mL de água destilada, o que resultou numa solução diluída de 0,3% HF. O tempo do ataque foi de 70 segundos para cada amostra, suficiente para remover o aspecto brilhante da superfície promovida pela etapa de polimento. Após imersão no reagente, as amostras foram lavadas em água corrente para se finalizar o ataque da superfície e secas com auxílio da aplicação de acetona.

A microscopia ótica das amostras foi realizada em duas partes utilizando-se o microscópio da marca Zeiss, modelo Scope.A1. A primeira parte compreendeu a microscopia ótica antes do ataque químico das amostras, visando a revelação de inclusões e vazios, enquanto que a segunda parte, após o ataque químico, envolveu

a observação de contornos de grãos e fases presentes. Imagens com magnificação de 100x foram capturadas por uma câmera acoplada ao microscópio para análise dos resultados.

### 3.2.3 Ensaio de dureza

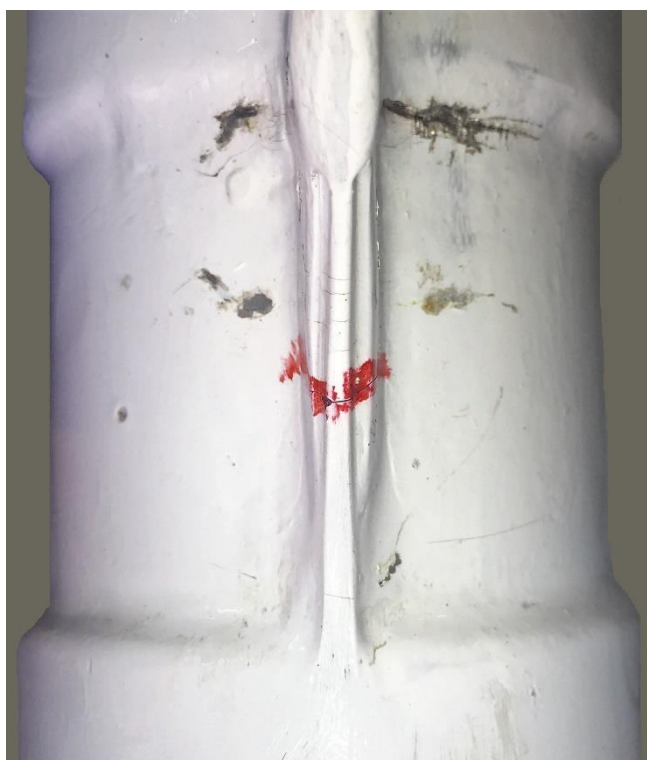
O ensaio de dureza Rockwell na escala B foi efetuado utilizando o durômetro Rockwell da marca Insize, modelo ISH-RSR 150. O penetrador utilizado foi uma esfera de aço com diâmetro de 1/16 in, enquanto que a carga aplicada foi de 100 kg, conforme estabelecido para ensaios de dureza Rockwell B. O ensaio foi conduzido utilizando-se as mesmas amostras obtidas na metalografia, obtendo-se um valor médio para representar a dureza do material.

### 3.2.4 Análise da falha

A análise da falha do amortecedor foi conduzida tendo como base de dados o histórico de relatos de falhas semelhantes, além do conhecimento do funcionamento e manutenção da peça. A análise estende-se com a necessidade do estudo dos esforços atuantes presentes na peça durante sua operação para compreensão de como a falha vem a ocorrer; por exemplo, esforços cíclicos de tração observados em torno de um concentrador de tensões podem levar a falha da peça por fadiga. Nesta etapa do trabalho, também foi realizado exame visual da peça, além de outras técnicas tratadas nas seções posteriores para investigação da causa da falha do amortecedor.

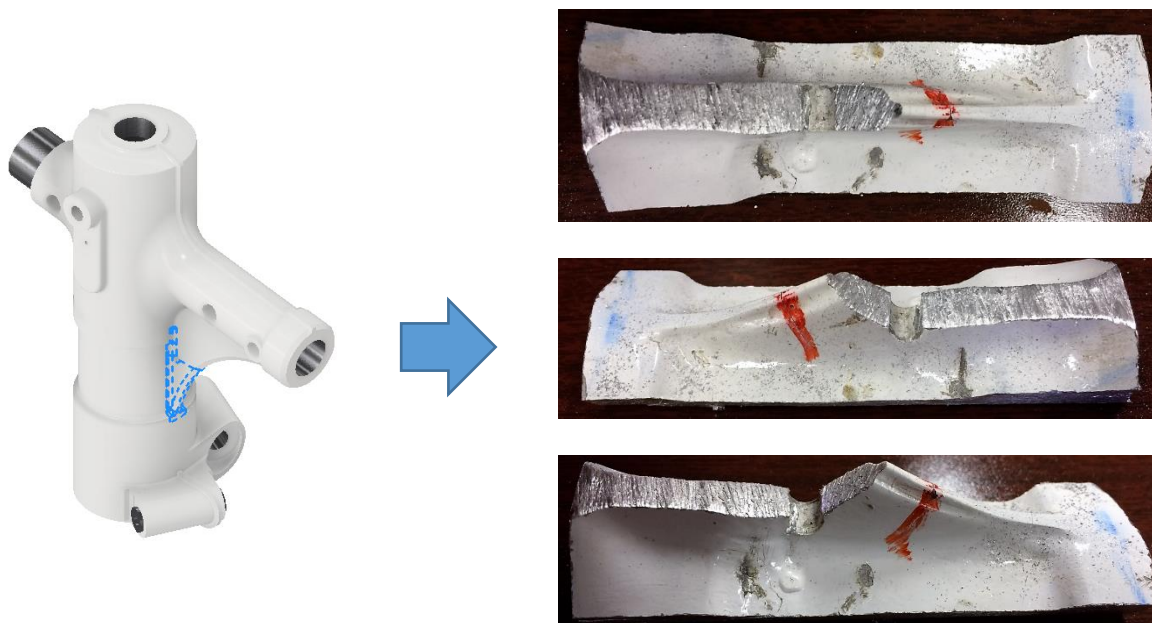
### 3.2.5 Abertura da trinca

A abertura da trinca, ou seja, a separação das superfícies de falha da peça foi realizada por meio do flexionamento da região em torno da trinca, a qual foi separada do corpo da peça por corte. A Figura 13 revela a região em torno da trinca, destacada em vermelho, a qual não teve uma propagação suficiente para fraturar o componente em duas ou mais partes.



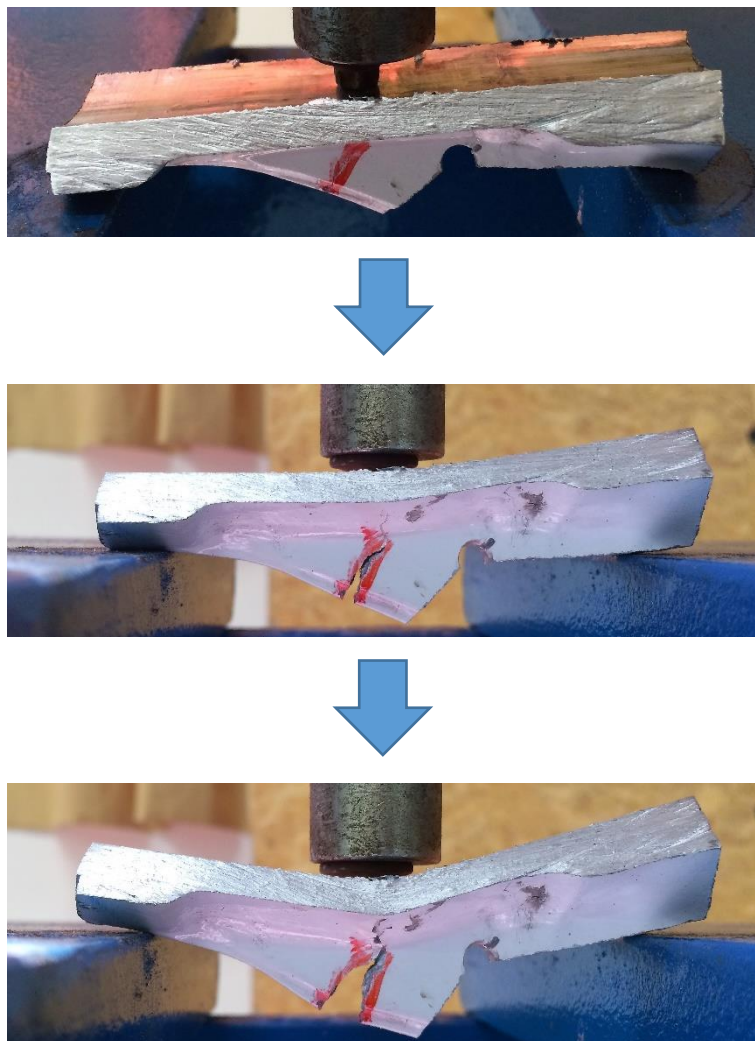
**Figura 13 – Região em torno da trinca, contornada em vermelho.**

O corte da seção que compreende a região em torno da trinca foi conduzido com auxílio de uma esmerilhadeira, uma serra e uma morsa. A Figura 14 à esquerda ilustra a seção a qual foi separada da peça pelo corte, enquanto que o resultado do corte em diferentes perspectivas está representado na Figura 14 à direita.



**Figura 14 – Ilustração da região cortada em torno da trinca (esquerda) e resultado do corte em diferentes perspectivas (direita).**

O flexionamento da seção foi efetuado inicialmente na prensa hidráulica da marca Bovenau, modelo P30000 – 30 ST. Para isto, a seção foi fixada na prensa de forma a ser realizada flexão em três pontos, conforme representado na Figura 15. A abertura da trinca foi gradativamente conduzida por meio de cautelosas aplicações de pressão feitas manualmente com a alavanca da prensa até que a trinca fosse quase completamente aberta. O progresso da abertura está representado na Figura 15. Na sequência, a abertura da trinca foi finalizada através do flexionamento da seção conduzido em uma morsa tendo-se o cuidado de não danificar as superfícies de fratura.



**Figura 15 – Progresso da abertura da trinca conduzido na prensa hidráulica.**

### 3.2.6 Análise estereoscópica

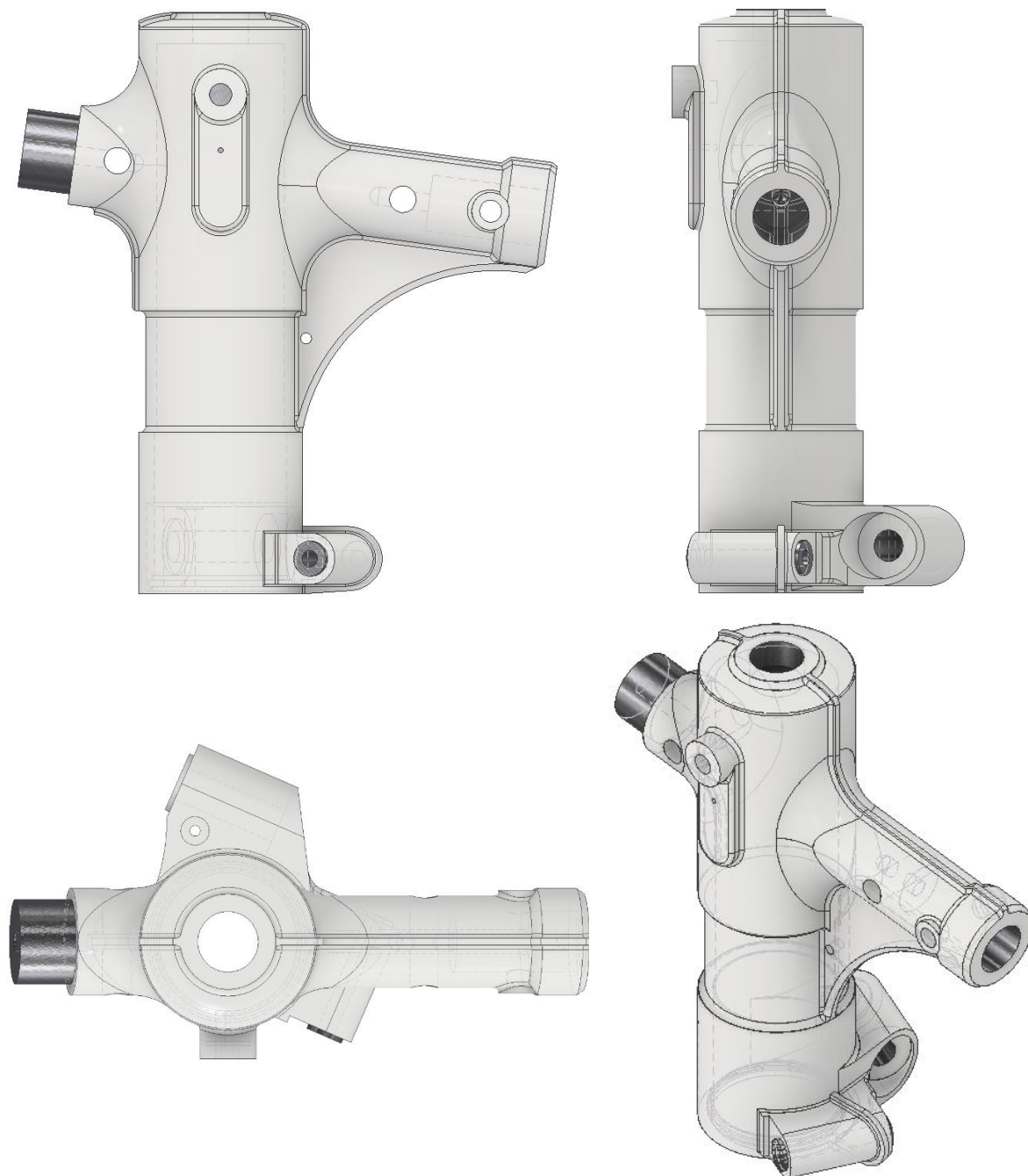
A análise estereoscópica das superfícies de falha da peça foi realizada no estereoscópio da marca Physis. Fotografias tanto da superfície superior, quanto da superfície inferior da falha foram capturadas para analisar possíveis características macrofractográficas. Além do estereoscópio, uma câmera da marca Canon, modelo G11, foi utilizada para fotografar as superfícies de falha com maior profundidade de foco.

### 3.2.7 Modelagem da peça

A modelagem do amortecedor de impacto foi realizada utilizando o *Autodesk Inventor*, que é um programa de desenho assistido por computador (do inglês, *computer-aided design* ou CAD). Para coletar as dimensões da peça, foram utilizados trena, réguas e um paquímetro com precisão de 0,05 mm. A trena foi empregada para a mensuração de medidas consideradas menos críticas para a análise de elementos finitos, como a altura da peça, por exemplo. Em contrapartida, as réguas foram empregadas na medição de dimensões não possíveis com o paquímetro, como a distância de ressaltos internos ao cilindro em relação a base, por exemplo. Por fim, o paquímetro foi utilizado para o dimensionamento de medidas críticas à análise de falhas, como o diâmetro de furos e espessuras. Todas as dimensões foram inseridas no *Inventor* na escala de milímetros, seguindo-se o padrão métrico do programa. Foi atribuído como material a liga de alumínio AA6061, resultado dos ensaios de caracterização; além disso, um aspecto usinado foi aplicado para fins de visualização.

A Figura 16 apresenta a modelagem da peça em diferentes vistas: frontal (superior à esquerda), direita (superior à direita), topo (inferior à esquerda) e ortográfica (inferior à direita).





**Figura 16 – Representação da modelagem da peça em diferentes vistas.**

### 3.2.8 Análise de elementos finitos

A análise de elementos finitos foi realizada em duas partes utilizando o *Autodesk Inventor*. A primeira foi direcionada à análise do amortecedor conforme ele é produzido pela Piper, enquanto que a segunda, a variações ao design original



visando reduzir concentrações de tensões. A geração de cada análise foi iniciada definindo-se seu tipo como análise estática, isto é, não foram considerados carregamentos dinâmicos. O passo seguinte constituiu em informar ao programa o material do qual o componente é composto, o qual foi definido como a liga de alumínio AA6061, resultado dos ensaios de caracterização.

Na sequência, as restrições ao movimento da peça foram atribuídas ao modelo conforme a montagem da peça discutida na seção referente ao amortecedor de impacto, na revisão bibliográfica. Em seguida, foram atribuídos valores aleatórios, mas condizentes, a esforços posicionados ao longo do modelo aos quais a peça está sujeita em condições reais, como a flexão da câmara superior causada pelo pistão durante operações de pousos e curvas em solo. Para a construção da malha, foi utilizada a ferramenta de construção de malha automática do programa *Inventor*, a qual distribui ao longo do modelo, elementos de tamanho variável em função da suscetividade à concentração de tensões de cada região, ou seja, elementos cada vez menores são distribuídos em regiões que são consideradas pelo programa mais suscetíveis a concentrar tensões. Por fim, a simulação das condições impostas ao modelo foi realizada para a obtenção dos resultados.

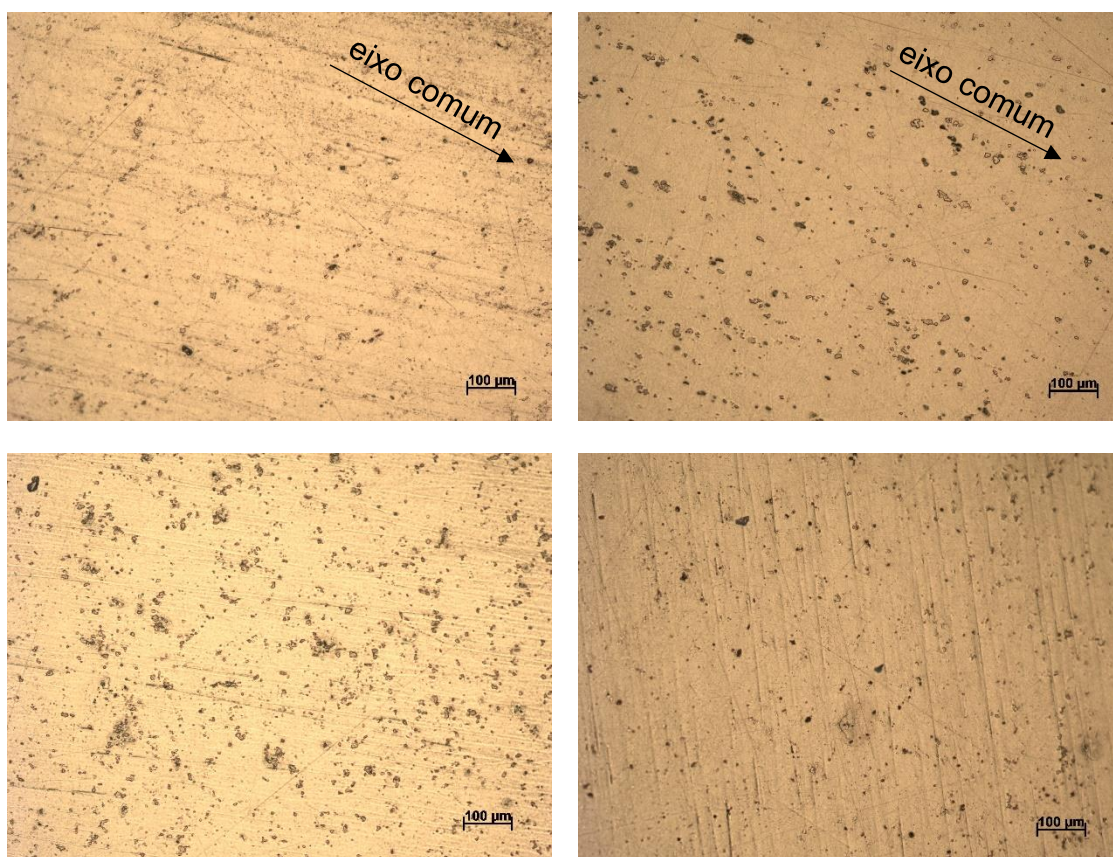
### 3.2.9 Sugestões para evitar a falha

Após a determinação dos mecanismos que levaram a falha do amortecedor e a simulação por FEA do design original da peça, além dos resultados obtidos por todas as técnicas empregadas para avaliação do material, são apresentadas e discutidas sugestões para evitar-se a falha. Sugestões estas que compõem alterações nas dimensões da peça, principalmente em torno da região de maior concentração de tensões, porém sem que essas prejudiquem a instalação e o correto funcionamento da peça. Nesta seção, a FEA do modelo melhorado da peça é apresentada demonstrando a correção da falha crônica presente nesses amortecedores.

## 4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

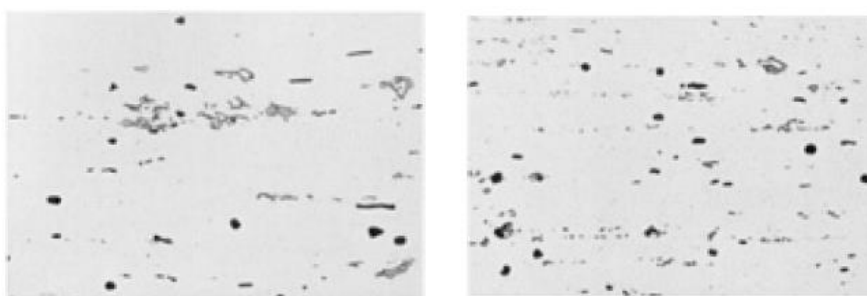
### 4.1 METALOGRAFIA

A microscopia ótica antes do ataque químico revelou detalhes importantes a respeito da distribuição de inclusões para caracterização do material da peça. A Figura 17 apresenta imagens com magnificação de 100x da amostra I (superior à esquerda), amostra II (superior à direita), amostra III (inferior à esquerda) e amostra IV (inferior à direita) obtidas por microscopia ótica antes do ataque químico.



**Figura 17 – Microscopia antes do ataque químico das seções circunferenciais: amostra I (superior à esquerda) e amostra II (superior à direita) e das seções axiais: amostra III (inferior à esquerda) e amostra IV (inferior à direita). 100x.**

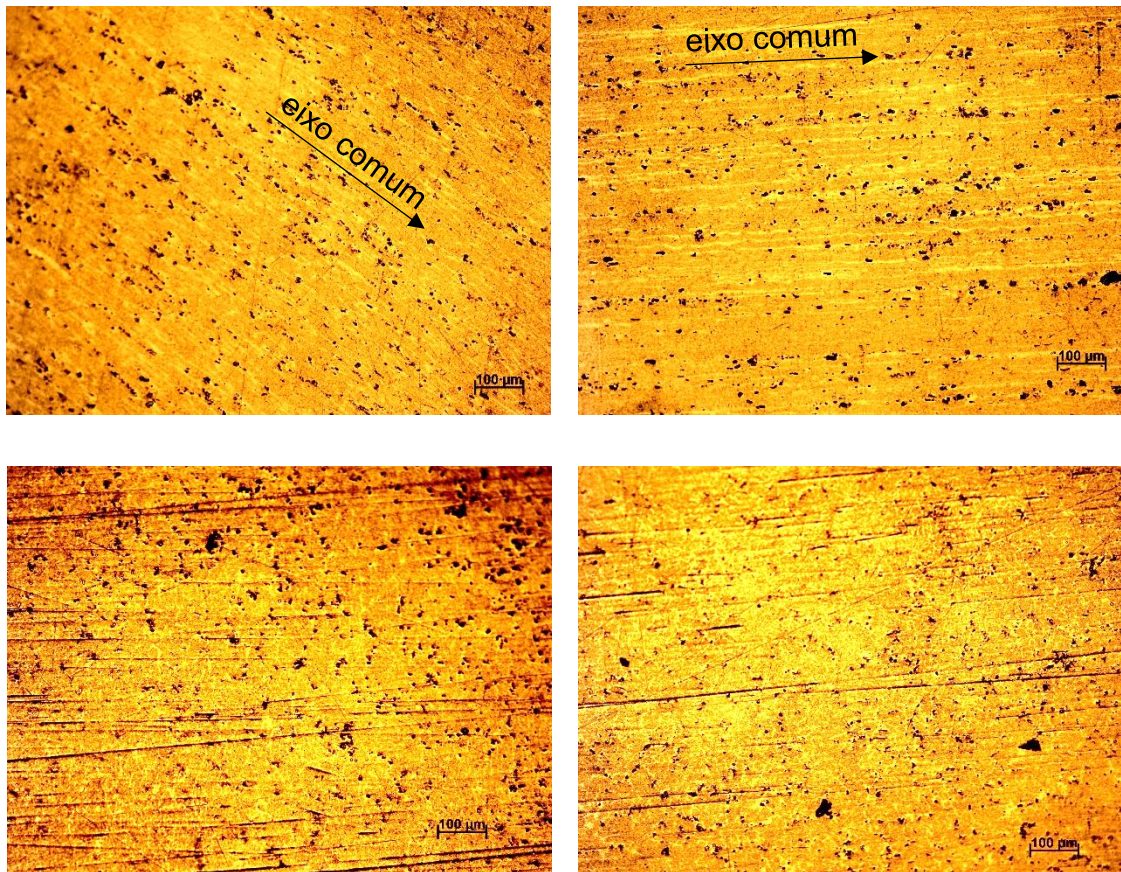
Analisando-se as microscopias das seções circunferenciais, amostras I e II, nota-se uma distribuição uniforme de inclusões paralelas a um eixo comum. Por outro lado, a distribuição de inclusões nas microscopias das seções axiais, amostras III e IV, é homogênea. Os riscos presentes nas microscopias são oriundos da etapa de polimento devido ao alto grau de ductilidade oferecido pelo material. Os resultados se equiparam as microscopias encontradas na literatura para a liga de alumínio AA6061 (Figura 18), onde as inclusões pretas são partículas de  $Mg_2Si$  e as inclusões cinzas são partículas de  $Fe_3SiAl_{12}$  (ASM HANDBOOK, 1985).



**Figura 18 – Microscopias de liga de alumínio AA6061. 0,5% HF. 250x**  
**Fonte: ASM Handbook, 1985.**

A microscopia ótica após o ataque químico revelou características essenciais quanto ao contraste de fases para a determinação do tipo de processamento empregado na fabricação da peça. A Figura 19 apresenta imagens com magnificação de 100x da amostra I (superior à esquerda), amostra II (superior à direita), amostra III (inferior à esquerda) e amostra IV (inferior à direita) obtidas por microscopia ótica após o ataque químico.





**Figura 19 – Microscopia após o ataque químico das seções circunferenciais: amostra I (superior à esquerda) e amostra II (superior à direita) e das seções axiais: amostra III (inferior à esquerda) e amostra IV (inferior à direita). 0,3% HF. 100x.**

Analisando-se as microscopias das seções circunferências, amostras I e II, nota-se um contraste de fases que revela estruturas alongadas paralelas a um eixo comum. Embora não seja possível visualizar os contornos de grão com as microscopias obtidas, este contraste de fases indica que os grãos cristalográficos do material encontram-se alongados e orientados paralelos a um eixo comum na seção circunferencial. Por outro lado, as microscopias das seções axiais, amostras III e IV, apresentam um contraste de fases que revela uma estrutura dispersa homogeneamente, o que indica que os grãos cristalográficos do material são equiaxiais na seção axial. Esta diferença de orientação cristalográfica apresentada pelo material nas seções axial e circunferencial indica que a técnica de processamento empregada na conformação do material foi o forjamento.

Os resultados obtidos através das microscopias óticas antes e após o ataque químico indicam que o amortecedor pode ser feito de liga de alumínio AA6061.

## 4.2 ENSAIO DE DUREZA

A dureza do material encontrada foi de 61 HRB. Na literatura, foi encontrado o valor de 60 HRB para a liga de alumínio AA6061-T6; além disso, a liga apresenta, segundo a mesma fonte, densidade de  $2,70 \text{ g/cm}^3$  (MATWEB, 2017). O mesmo valor de densidade foi encontrado experimentalmente mensurando-se a massa da peça e dividindo-a pelo volume da peça disponível no modelo da peça realizado no *Inventor*. Os resultados obtidos corroboram para afirmar que o amortecedor é feito de liga de alumínio AA6061-T6, a qual é uma liga forjada de alumínio com composição química apresentada na Tabela 3.

**Tabela 3 – Composição química da liga de alumínio AA6061-T6**

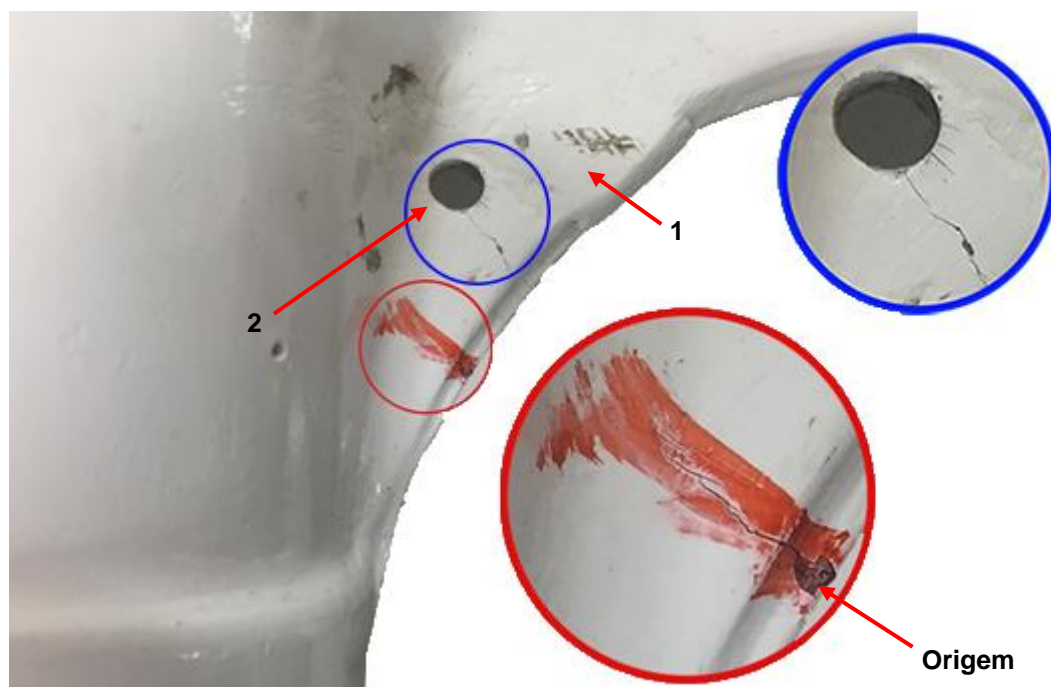
<b>Elemento</b>	<b>Composição (% peso)</b>
Alumínio, Al	95,8 – 98,6
Cromo, Cr	0,04 – 0,35
Cobre, Cu	0,15 – 0,40
Ferro, Fe	≤ 0,70
Magnésio, Mg	0,80 – 1,2
Manganês, Mn	≤ 0,15
Silício, Si	0,40 – 0,80
Titânio, Ti	≤ 0,15
Zinco, Zn	≤ 0,25
Outros, cada	≤ 0,05
Outros, total	≤ 0,15

**Fonte: Adaptado de MatWeb (2017).**

Para uma caracterização mais concreta da composição química do material, a técnica de espectrometria poderia ser empregada. Assim, o percentual de cada elemento presente no material seria conhecido para a determinação da liga a qual o material fora fabricado.

### 4.3 ANÁLISE DA FALHA

A investigação da causa da falha do amortecedor através de exame visual da peça revela detalhes interessantes para início da análise da falha. A Figura 20 apresenta a região em torno da falha, contornada em vermelho pelo responsável da manutenção da aeronave. Nesta área demarcada, encontra-se uma trinca ramificada a qual, embora não tenha levado a completa fratura da peça, alcançou um nível o qual incapacitou o componente em desempenhar sua função, representando uma falha. Interessante ressaltar que esta trinca a qual comprometeu a peça não se originou no orifício do reforço, mas sim conforme indicado na Figura 20.



**Figura 20 – Região em torno da falha, contornada em vermelho.**

Além da região demarcada, a peça também apresenta um contorno de solda, indicado por 1 na Figura 20, acima do orifício do reforço, indicado por 2, que foi provavelmente realizado sobre uma trinca como reparo em uma das manutenções por qual a peça tenha sido analisada, indicando que o amortecedor já fora restaurado previamente ao seu desuso.

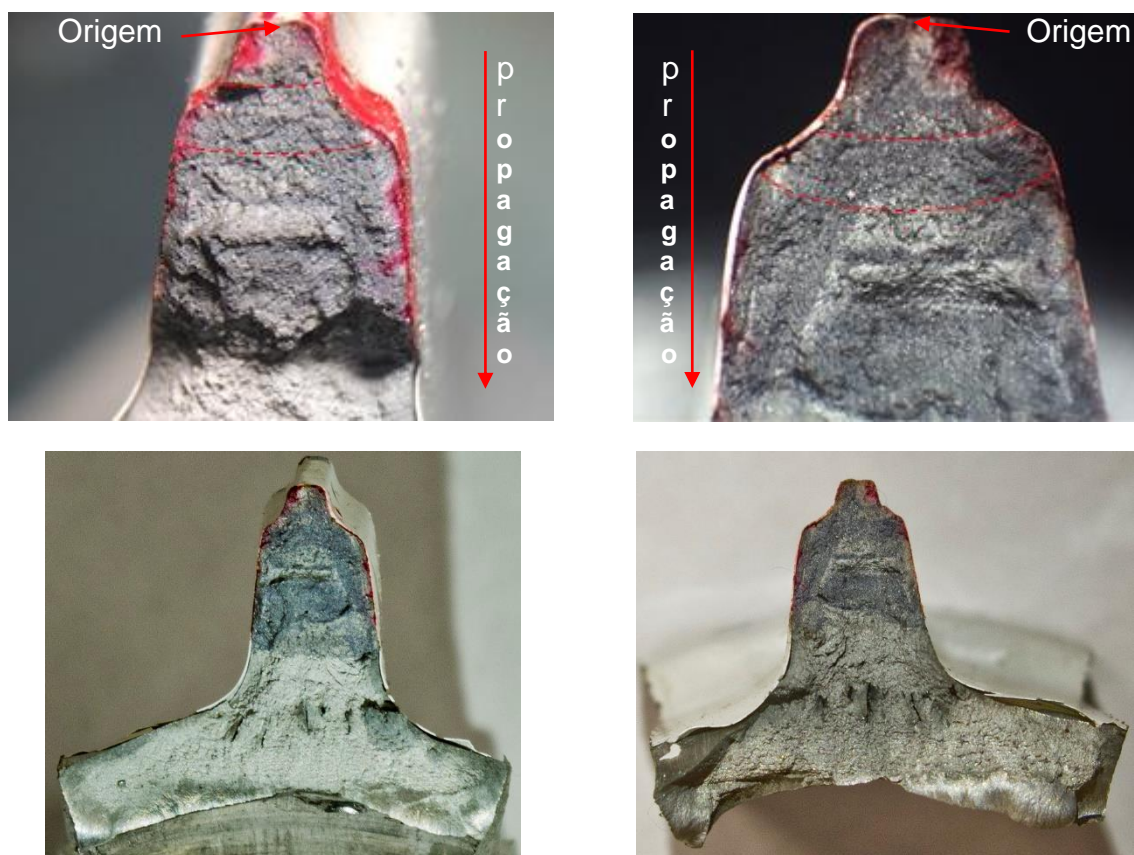
Sabe-se que o orifício do reforço atua como concentrador de tensões; além do mais, através do exame visual é possível observar diversas trincas que se iniciaram no orifício, propagando-se radialmente para as extremidades. Resultados estes que,



somados as informações introduzidas no referencial teórico deste texto, corroboram com que a causa da falha tenha sido o design da peça e que o modo de falha venha a ser atribuído à fadiga.

#### 4.4 ANÁLISE ESTEREOSCÓPICA

A análise macrofractográfica das superfícies de falha da trinca por estereoscopia revelou detalhes cruciais para a determinação do modo de falha do amortecedor. A Figura 21 apresenta as fotografias das superfícies de falha superior (superior à esquerda) e inferior (superior à direita) obtidas por análise estereoscópica, além das fotografias das respectivas superfícies de falha obtidas com câmera (inferior esquerda e direita).



**Figura 21 – Fotografias da superfície superior (superior à esquerda) e inferior (superior à direita) da falha por estereoscopia; fotografias da superfície superior (inferior à esquerda) e inferior (inferior à direita) da falha.**

É possível observar, através das imagens da Figura 21, duas regiões com contrastes distintos nas superfícies de falha: uma região escura e uma região clara. A região escura, contornada em vermelho, representa toda a área pela qual a trinca se propagou; por outro lado, a região clara representa a área a qual foi exposta a flexionamento conduzido em laboratório para abertura da trinca e consecutiva análise. O contraste é resultado do tempo relativo ao qual as regiões permaneceram expostas ao ambiente, tendo a região escura permanecido mais tempo exposta em relação a região clara.

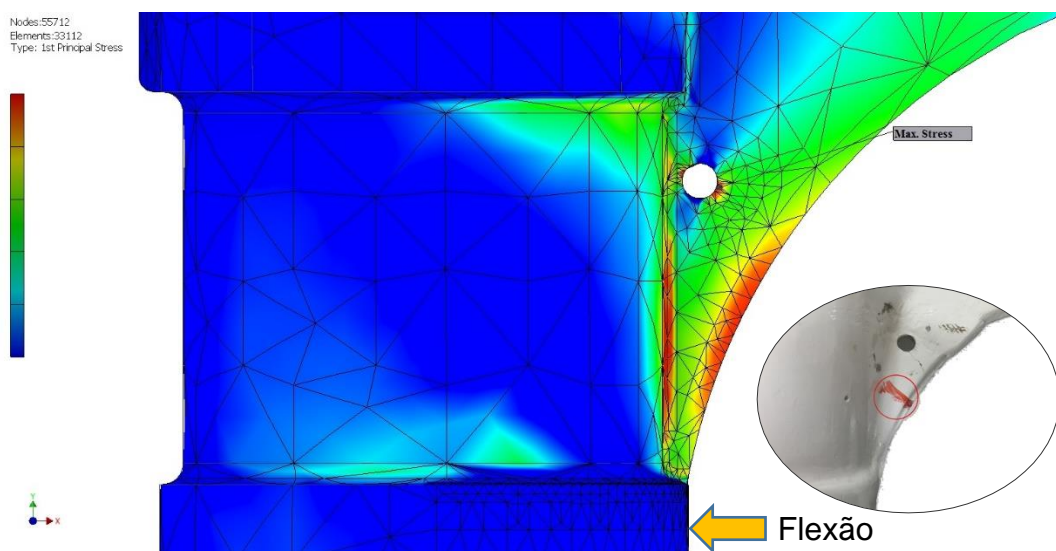
A região escura das superfícies de falha apresenta marcas circunferenciais centradas no extremo de menor espessura da região, tais marcas são características macrofractográficas intrínsecas de falhas por fadiga, denominadas marcas de praia. O centro destas marcas de praia indica a origem onde a trinca se iniciou; assim, a trinca se iniciou no extremo de menor espessura e se propagou radialmente para o interior da peça, conforme indicado na Figura 21. Além disso, a Figura 21 superior à esquerda revela uma espécie de degrau que é resultado da ramificação sofrida pela trinca, ampliada na Figura 20. Tal ramificação ocorre devido à baixa resistência a qual a liga oferece à propagação de trincas, o que leva a favorecer caminhos complexos para a propagação.

O aspecto das superfícies de falha determina o mecanismo que levou a falha do material. A Figura 21 revela que as superfícies de falha apresentam aspecto fibroso, característicos de falhas que acontecem devido ao escorregamento de planos cristalográficos em materiais dúcteis. Assim, os resultados obtidos através da análise macrofractográfica das superfícies de falha sugerem que o modo de falha da peça foi devido à fadiga e que, além disso, o material é dúctil sob as condições as quais a peça é exposta durante trabalho. Para uma afirmação mais concreta do modo de falha da peça, a microscopia eletrônica de varredura (MEV) poderia ser empregada. Assim, a observação de estrias de fadiga, que são características microfractográficas de falhas por fadiga, enriqueceria esta análise para a determinação do modo de falha da peça.



## 4.5 ANÁLISE DE ELEMENTOS FINITOS

A FEA do modelo do amortecedor original — conforme ele é produzido pela Piper — apresenta resultados primordiais para o entendimento da falha crônica presente nessas peças. A FEA resultou em uma análise com 55.712 nós e 33.112 elementos. A Figura 22 apresenta o resultado da FEA filtrada com esforços de tração, além de uma miniatura da região em torno da falha da peça em estudo para efeitos de comparação. É interessante ressaltar que a técnica de FEA é limitada devido a mesma não levar em consideração as descontinuidades internas no material, como a distribuição de inclusões, a porosidade e os defeitos de processamento.



**Figura 22 – FEA do modelo original do amortecedor com miniatura da região em torno da falha da peça em estudo.**

A diferente coloração presente no modelo é resultado da concentração de tensões devido aos esforços de flexão aos quais o amortecedor é submetido em operações de pouso e curvas em solo. A legenda ilustra que as tensões estão escaladas de azul (menor magnitude) à vermelho (maior magnitude). Desta forma, torna-se evidente que o reforço do amortecedor é a região mais suscetível à falha; além disso, o orifício situado no reforço é onde ocorre a maior concentração de tensão, conforme indicado na Figura 22.

Assim, após determinados números de ciclos em operação, trincas se originam neste orifício e propagam-se radialmente para as extremidades. A peça em estudo neste trabalho falhou na região conforme indicado na miniatura presente na

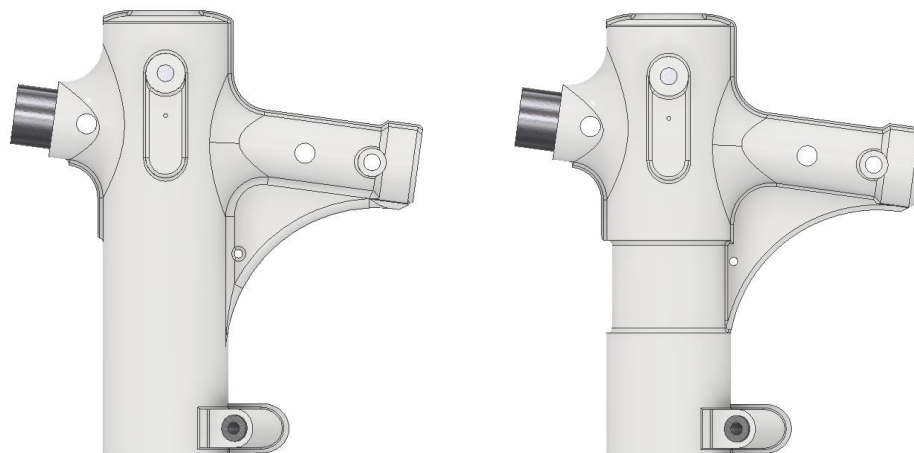
Figura 22, a qual também é suscetível à concentração de tensões de acordo com a FEA; neste caso, a trinca se iniciou nesta região e propagou-se para o interior da peça conforme abordado na seção referente a análise estereoscópica deste texto.

O resultado da FEA comprova computacionalmente o problema conforme descrito no referencial teórico deste texto e condiz com a falha apresentada pelo amortecedor em estudo neste trabalho. Além disso, através dos resultados obtidos até então, atribui-se que a causa da falha tenha sido o design da peça, que propiciou a nucleação de uma trinca devido à concentração de tensão localizada e tendo sua propagação com o tempo por mecanismos de fadiga associado aos carregamentos cíclicos de flexão aos quais o amortecedor fora submetido.

#### 4.6 SUGESTÕES PARA EVITAR A FALHA

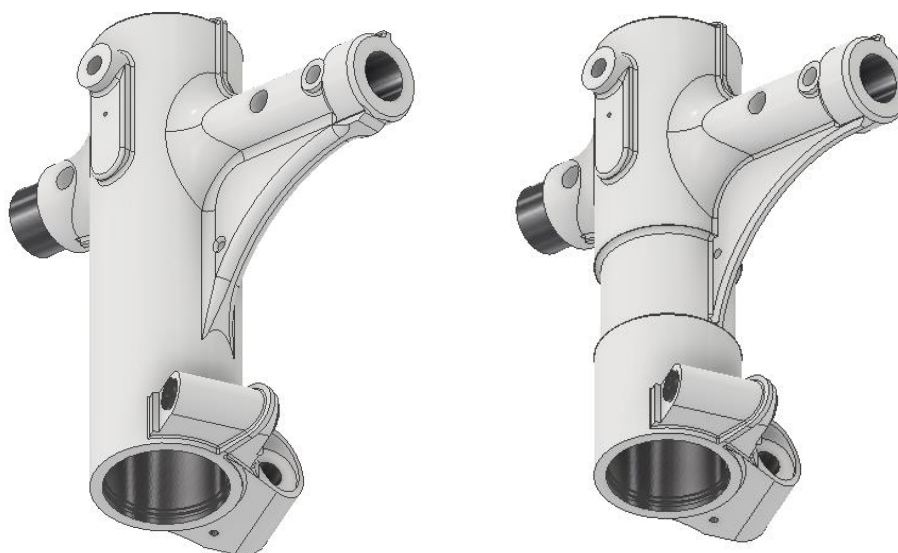
A modelagem do design melhorado da versão original do amortecedor foi realizada variando-se as dimensões do cilindro, do reforço e do orifício do reforço da peça. As mudanças resultaram em um aumento de massa e volume em comparação ao modelo original. Mais importante, a FEA do modelo melhorado da peça apresentou melhorias expressivas que reduz significativamente a concentração de tensões no orifício do reforço, corrigindo o problema da falha crônica presente nesse tipo de amortecedores.

A mudança nas dimensões do cilindro foi efetuada baseando-se na versão melhorada do amortecedor já fabricada pela Piper, conforme descrito no referencial teórico. A Figura 23 apresenta o modelo melhorado (à esquerda) e original (à direita) da peça. A seção reduzida do cilindro foi suprimida mantendo-se o diâmetro maior do cilindro ao longo de toda sua extensão. Esta mudança reduz o sobrecarregamento do reforço causado pelos esforços de flexão durante os ciclos de operação da peça.



**Figura 23 – Modelo melhorado (esquerda) e original (direita) da peça.**

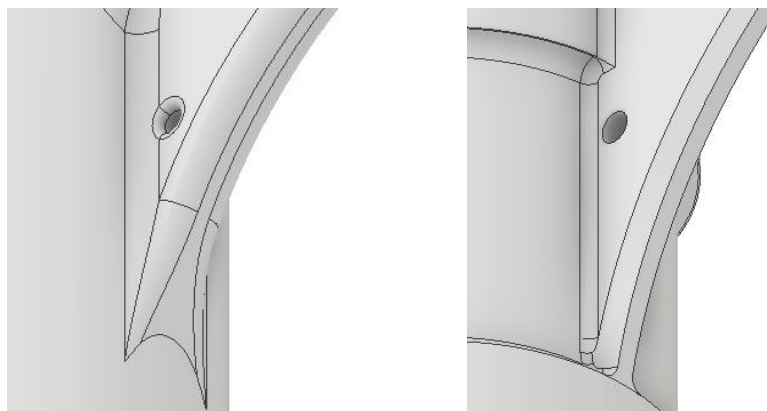
A mudança nas dimensões do reforço da peça foi conduzida buscando reduzir a concentração de tensões que era agravada nos cantos vivos do reforço. O reforço, originalmente chanfrado, foi modelado com curvaturas suaves que distribuem os esforços acarretados pelo carregamento da peça; além disso, a espessura do reforço foi dobrada para assegurar maior vida útil ao componente. A Figura 24 apresenta o reforço melhorado (à esquerda) e original (à direita) da peça.



**Figura 24 – Reforço melhorado (esquerda) e original (direita) da peça.**

A mudança nas dimensões do orifício do reforço foi elaborada visando reduzir a concentração de tensões no mesmo, que originalmente é achatado, o que agrava a intensidade da concentração de tensões pela variação abrupta de forma. O modelo melhorado foi desenhado com curvas suaves nas extremidades do furo para reduzir

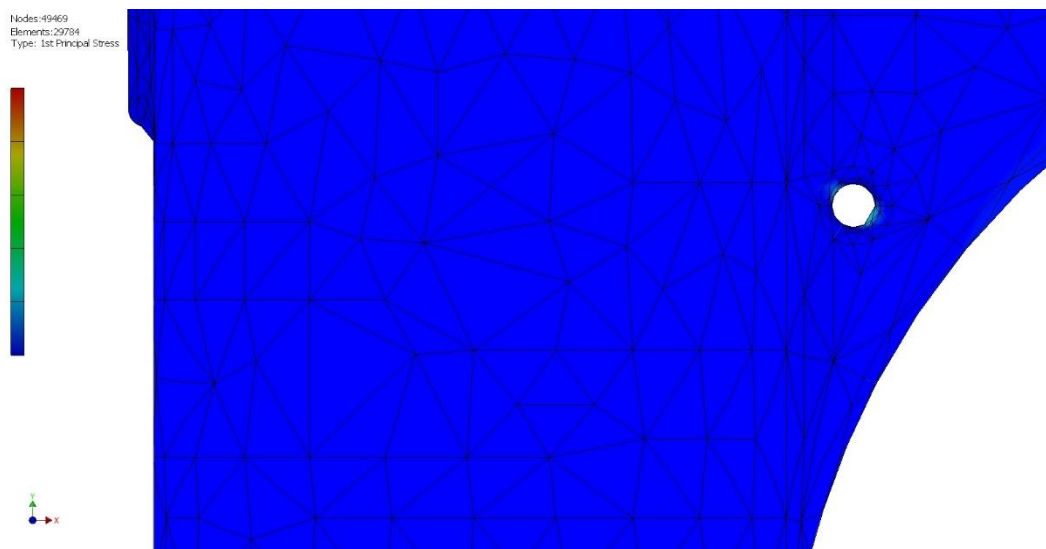
a magnitude dos esforços que são concentrados neste local. A Figura 25 apresenta o orifício melhorado (à esquerda) e original (à direita) do reforço da peça.



**Figura 25 – Orifício melhorado (esquerda) e original (direita) do reforço da peça.**

Todas essas mudanças realizadas resultaram em um modelo melhorado com maior massa e volume em comparação ao modelo original. A massa do modelo original é de 1,929 kg, enquanto que a massa prevista para o modelo melhorado é de 2,082 kg; isto é, há um aumento de 153 g, ou 7,93%, para a massa do modelo melhorado em relação ao modelo original. De acordo com a densidade de 2,70 g/cm<sup>3</sup> para a liga de alumínio AA6061, há um aumento de 56,7 cm<sup>3</sup> de material para o modelo melhorado, o que equivale a dizer que é necessário um cubo com aresta de 3,84 cm de material a mais em relação ao modelo original para a fabricação deste modelo melhorado.

A FEA do modelo melhorado do amortecedor apresenta resultados excepcionais em contraste com a FEA do modelo original, apresentado na Figura 22. A FEA resultou em uma análise com 49.469 nós e 29.784 elementos. A Figura 26 apresenta o resultado da FEA filtrada com esforços de tração. A FEA do modelo melhorado foi realizada sob as mesmas condições impostas na FEA do modelo original; assim, os resultados gráficos são passíveis de comparação. Analisando-se a Figura 26, nota-se que não há regiões vermelhas, amarelas ou verdes assim como apresentadas na FEA do modelo original (Figura 22); ou seja, as tensões são muito melhores distribuídas ao longo da peça nesse modelo. Por conseguinte, as modificações realizadas no modelo original da peça, apresentadas no modelo melhorado, são eficientes para corrigir o problema da falha crônica comumente presente nesse tipo de amortecedores produzidos pela Piper.



**Figura 26 – FEA do modelo melhorado do amortecedor.**

Por conseguinte, as técnicas computacionais empregadas para buscar uma solução para o problema da falha crônica apresentado neste texto prova que um amortecedor fabricado conforme o modelo melhorado aqui apresentado, garante uma vida útil maior ao componente, uma vez que a distribuição das tensões impostas pelos cíclicos carregamentos de flexão à peça é muito mais eficiente neste modelo comparado ao design original, de acordo com os resultados das FEA. Entretanto, a melhoria requer o investimento para acrescentar 153 g a mais de material para cada peça, o que é altamente favorável pelo benefício de se fabricar uma peça muito mais duradoura e confiável.

## 5 CONCLUSÃO

Perante o exposto, conclui-se que este trabalho alcançou os objetivos de forma eficiente. A revisão da literatura acerca da falha, funcionamento e manutenção dos amortecedores de impacto dos Twin Comanches foi suficiente para o desenvolvimento deste trabalho. Além disso, o levantamento acerca das técnicas clássicas de análise de falhas foi satisfatório para análise do amortecedor de impacto.

A metodologia empregada para condução da análise da falha mostrou-se eficiente para compreensão da causa e modo de falha da peça, que foram atribuídos ao design da peça e à fadiga, respectivamente. Além disso, foram alcançadas melhorias substanciais por meio de técnicas computacionais que corrigem o problema da falha crônica presente nos amortecedores de impacto dos Twin Comanches.

O resultado do ensaio metalográfico somado aos resultados do ensaio de dureza e densidade do material corroboraram para afirmar que o material o qual a peça é composta tratava-se da liga de alumínio AA6061-T6, a qual é uma liga forjada de alumínio.

O exame visual da peça, juntamente com os resultados da análise estereoscópica, indicou que a causa da falha tenha sido o design da peça, que propiciou a nucleação de uma trinca devido à concentração de tensão e tendo a propagação por mecanismos de fadiga

O resultado da FEA do modelo original do amortecedor comprovou computacionalmente o problema conforme descrito no referencial teórico deste texto e condiz com a falha apresentada pelo amortecedor em estudo deste trabalho.

Por fim, a modelagem e a FEA de um modelo melhorado do amortecedor possibilitaram a descoberta de uma solução para corrigir a falha crônica presente nesse tipo de amortecedores produzidos pela Piper. Através dos resultados da FEA dos modelos original e melhorado do amortecedor, evidencia-se um aperfeiçoamento do último comparado ao primeiro.

## REFERÊNCIAS

AERoclube DE LONDRINA. Londrina, 2016.

AIRCRAFT PUBLICATIONS. **Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual: Piper PA-30 Twin Comanche**. 2. ed. Austin: International Comanche Society, Inc., 1996.

ASHBY, Michael F.; JONES, David R. H. **Engineering materials 1: an introduction to properties, applications, and design**. 4. ed. Waltham: Elsevier Ltd., 2012.

ASI, Osman; YESIL, Onder. Failure analysis of an aircraft nose landing gear piston rod end. **Engineering Failure Analysis**, Turkey, 5 abril 2013. 283-291.

ASM HANDBOOK. **Metallography and Microstructures**. 9. ed. Materials Park: ASM International, v. 9, 1985.

AUTODESK INC. About Stress Analysis. **Autodesk**, 2016. Disponível em: <<http://help.autodesk.com/view/INVNTOR/2017/ENU/?guid=GUID-61F01A5D-7E54-45A1-9698-7BB11F0AEE94>>. Acesso em: 14 outubro 2016.

\_\_\_\_\_. Finite Element Analysis. **Autodesk**, 2016. Disponível em: <<http://www.autodesk.com/solutions/finite-element-analysis>>. Acesso em: 14 outubro 2016.

BROOKS, Charlie R.; CHOUDHURY, Ashok. **Failure analysis of engineering materials**. New York: McGraw-Hill, 2002.

CALLISTER JR., William D. **Ciência e engenharia de materiais: uma introdução**. 7. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2012.

COLPAERT, Hubertus. **Metalografia dos produtos siderúrgicos comuns**. 4. ed. São Paulo: Blucher, 2008.

COMANCHE GEAR. Landing Gear Strut Housing. **Comanche Gear**, 2009. Disponível em: <<http://www.comanchegear.com/landing%20gear.php>>. Acesso em: 10 setembro 2016.

DENNIES, Daniel P. **How to organize and run a failure investigation**. Materials Park: ASM International, 2005.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **Aviation Maintenance Technician Handbook - Airframe**. Oklahoma City: U.S. Department of Transportation, v. 2, 2012.

\_\_\_\_\_. \_\_\_\_\_. Oklahoma City: U.S. Department of Transportation, v. 1, 2012.

GARCIA, Amauri; SPIM, Jaime A.; SANTOS, Carlos A. D. **Ensaio dos Materiais**. Rio de Janeiro: LTC, 2010.

HORNE, Thomas A. Piper Twin Comanche. **Aircraft Owners and Pilots Association**, 1996. Disponível em: <<https://www.aopa.org/go-fly/aircraft-and-ownership/aircraft-fact-sheets/piper-twin-comanche>>. Acesso em: 9 janeiro 2016.

INSTITUTO DE AVIAÇÃO CIVIL. **Células de Aeronaves**. Rio de Janeiro: Departamento de Aviação Civil, 2002.

MATWEB. Aluminum 6061-T6. **MatWeb Material Property Data**, 2017. Disponível em: <<http://matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=b8d536e0b9b54bd7b69e4124d8f1d20a>>. Acesso em: 21 Abril 2017.

OLIVER, Santiago Piper, predestinada à aviação leve. **AERO Magazine**, 2012. Disponível em: <[http://aeromagazine.uol.com.br/artigo/piper-predestinada-a-aviacao-leve\\_782.html](http://aeromagazine.uol.com.br/artigo/piper-predestinada-a-aviacao-leve_782.html)>. Acesso em: 4 outubro 2016.

OSSA, Edgar A.; PANIAGUA, Marco. Suspension and landing gear failures. In: MAKHLOUF, A. S. H.; ALIOFKHAZRAEI, M. **Handbook of Materials Failure Analysis with Case Studies from the Aerospace and Automotive Industries**. Waltham: Butterworth-Heinemann, 2016. Cap. 8, p. 167-190.

PIPER AIRCRAFT, INC. History. **Piper**, 2016. Disponível em: <<http://www.piper.com/history/>>. Acesso em: 4 outubro 2016.

ROHDE, Regis A. **Metalografia**: preparação de amostras. Santo Ângelo: Universidade Regional Integrada do Alto Uruguai e das Missões, 2010.

SISCOOTTO, Robson A. et al. Estereoscopia. In: KIRNER, C.; TORI, R. **Realidade Virtual**: conceitos e tendências. São Paulo: Editora Mania de Livro, 2004. Cap. 11, p. 179-201.

TAO, Joy X.; SMITH, Steve; DUFF, Andrew. The effect of overloading sequences on landing gear fatigue damage. **International Journal of Fatigue**, Gloucester, v. 31, n. 11-12, p. 1837-1847, março 2009.

ZIPPERIAN, Donald C. **Metallographic Handbook**. Tucson: PACE Technologies, 2011.