

UNESP
Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá

Guaratinguetá

2014

ALEXANDRE COSTA SERRANO

ESTUDO DA FADIGA EM LIGA DE ALUMÍNIO AERONÁUTICO
7475 – T761

Trabalho de Graduação apresentado
ao Conselho de Curso de Graduação
em Engenharia Mecânica da
Faculdade de Engenharia do Campus
de Guaratinguetá, Universidade
Estadual Paulista, como parte dos
requisitos para obtenção do Diploma
de Graduação em Engenharia
Mecânica.

Orientador: Prof. Marcelino Pereira do Nascimento

Guaratinguetá
2014

Serrano, Alexandre Costa

S487e Estudo da fadiga em liga de alumínio aeronáutico 7475-T761 / Alexandre Costa Serrano. – Guaratinguetá , 2014
100 f. : il.
Bibliografia : f. 99-100

Trabalho de Graduação em Engenharia de Materiais –
Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de
Guaratinguetá, 2014

Orientador: Prof. Dr. Marcelino Pereira do Nascimento

1. Resistência dos materiais – Fadiga 2. Alumínio I
.Título.

CDU 620.17

ESTUDO DA FADIGA NA LIGA DE ALUMÍNIO AERONÁUTICO 7475-T761

ALEXANDRE COSTA SERRANO

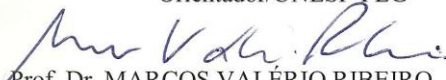
ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO ADEQUADO COMO PARTE
DO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE "GRADUADO EM
ENGENHARIA MECÂNICA"

APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO CONSELHO DE CURSO DE
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. Dr. ANTONIO WAGNER FORTI
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:


Prof. Dr. MARCELINO PEREIRA DO NASCIMENTO
Orientador/UNESP-FEG


Prof. Dr. MARCOS VALÉRIO RIBEIRO
UNESP-FEG


Eng. Mestre RENATO ARAUJO BARROS
UNESP-FEG

Dezembro de 2013

AGRADECIMENTOS

Quero agradecer aos meus pais especificamente por terem me proporcionado sempre um estudo de excelência, que resultou em minha graduação neste momento, e a todo apoio que eles deram a mim até hoje, aos meus irmãos que sempre me apoiaram, me ajudaram e torceram por mim.

Aos meus tios, tias e primos, agradeço pelo apoio e ajuda que me proporcionaram durante minha vida. Quero agradecer especialmente a minha avó, Maria Alice, por ter me ensinado muitas lições durante a minha infância, que formaram meu caráter e minha personalidade e me acompanham até hoje.

Agradeço aos meus amigos da República Ama-Zonas, que me apoiaram muito durante a minha graduação, foram grandes amigos e sempre me ajudaram para que eu pudesse hoje concluir minha formação. Em especial ao meu amigo Daniel Gori Lima, agradeço muito, por ser um grande companheiro, nas horas boas e ruins e por toda a sua ajuda, sei que ele está bem agora e torcendo por mim, e torço pra que saiba que a minha formação também pertence a ele.

Aos meus professores e a todos da Universidade Júlio de Mesquita Filho – Campus de Guaratinguetá, agradeço por me auxiliarem durante a minha graduação e por desenvolverem meu conhecimento e por fazerem parte da minha educação. Também agradeço aos técnicos da universidade por me auxiliarem na preparação das amostras metalográficas e dos corpos de prova para os ensaios de tração e fadiga: Odir Vieira, Manoel Francisco dos Santos e Wilson Monteiro. Agradeço também ao aluno Gustavo Ribeiro que me deu apoio e auxílio durante a realização dos ensaios, aos técnicos do departamento de materiais da universidade e ao meu orientador, o Professor Marcelino Pereira do Nascimento que auxiliou e me orientou, dando suporte e motivação para a realização deste trabalho.

Agradeço também a minha namorada Ana Carolina, que sempre me ajudou em todos os momentos, sempre foi uma grande companheira e me ensinou muito, favorecendo muito para a minha formação e conclusão deste trabalho; também agradeço aos seus pais que me auxiliaram muito durante este período.

*“Não sou obrigado a vencer, mas tenho o dever de ser verdadeiro.
Não sou obrigado a ter sucesso, mas tenho o dever de corresponder à luz que tenho.”*

Abraham Lincoln

SERRANO, A. C. **Estudo da Fadiga na liga de alumínio 7475 – T761**: pesquisa no campo de ligas para uso em aeronaves e os possíveis danos estruturais devido à fadiga em tais ligas. 2013. 98f. Trabalho de Graduação (Graduação em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2014.

RESUMO

Este trabalho contempla o estudo sobre condições de fadiga com carregamento constante em uma liga de análise de alumínio 7475 - T761, para que possamos entender melhor as condições em que se encontram as aeronaves que levam tais ligas em suas estruturas. Foi realizada uma revisão bibliográfica, onde foi abordado os conceitos da mecânica da fratura, fadiga, elementos aeronáuticos, análises químicas das ligas de alumínio, problemas que a fadiga proporciona nas aeronaves, análise metalográfica, de microscopia óptica, ensaio de tração, de fadiga e de microdureza, análise de superfície (MEV) e estudo da composição química da liga em questão, as principais causas das falhas, concluindo o trabalho, foi feita a análise dos dados de ensaio de tração, dureza e fadiga em conjunto com a interpretação das imagens da microscopia óptica e de varredura eletrônica. Os dados indicaram a alta resistência mecânica da liga, juntamente com sua microestrutura indicando grãos alongados e alta superfície de contorno, o que evidencia tal resistência por dificultar o movimento das discordâncias. As estrias são mostradas claramente nas imagens do MEV como também o comportamento clássico de fadiga com o aumento da carga e a subsequente diminuição do número de ciclos para a ruptura mostrada nos gráficos. Portanto evidenciamos o ótimo comportamento suportado pela liga quando está submetida a carregamentos de fadiga.

PALAVRAS-CHAVE: Resistência à fadiga. Liga 7475 – T761. Mecânica da Fratura. Problemas estruturais em aeronaves. Alumínio. Falhas em estruturas. Propagação de trinca.

SERRANO, A. C. **Study of Fatigue in aluminum alloy 7475 - T761**: research in the field of alloys for use in aircrafts and possible structural damage due to fatigue in such alloys. 2013. 98 f. Graduation Work (Graduation in Mechanical Engineering) - College of Engineering Campus Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2014.

ABSTRACT

This work will address the study of fatigue conditions with constant load in an alloy of aluminum analysis 7475 - T761, so we can better understand the conditions of the aircrafts which contain this alloy in their structures. A literature review, which was discussed the concepts of fracture mechanics, fatigue, aeronautical components, chemical analysis of aluminum alloys, fatigue problems that appears in the aircrafts, metallographic analysis, and testing of optical microscopy tensile, fatigue and microhardness, surface analysis (MEV) study of the chemical composition of the alloy in question, the main causes of crashes, was performed, completing the work, analysis of data from tensile test, hardness and fatigue together with the interpretation of images of optical microscopy and scanning electron was taken. The data indicated the high mechanical strength of the alloy, along with its microstructure indicating elongated grains and high surface contour, which shows such resistance by hindering the movement of dislocations. The grooves are clearly shown in the MEV images as well as the classic with increased fatigue loading and subsequent reduction of the number of cycles to rupture behavior shown in the graphs. Therefore we observed the optimal behavior is supported by the league when subjected to fatigue loadings.

KEYWORDS: Fatigue resistance. Alloy 7475 - T761. Fracture Mechanics. Structural problems in aircrafts. Aluminum. Failures structures. Crack propagation.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Componentes estruturais típicos de uma aeronave a jato.....	28
Figura 2 – Estrutura de fuselagem tipo treliça, de tubos de aço soldados	29
Figura 3 – Construção monocoque.	30
Figura 4 – Construção semimonocoque.	31
Figura 5 – Membros estruturais da fuselagem	32
Figura 6 – Estações da fuselagem	34
Figura 7 – Formatos típicos de bordos de ataque e de fuga de asas	37
Figura 8 – Formatos comuns de asas	38
Figura 9 – Construção interna das asas	39
Figura 10 – Configurações das seções em corte de longarinas típicas de madeira	39
Figura 11 – Formatos de longarinas metálicas	40
Figura 12 – Longarina com placa de armação (alma)	41
Figura 13 – Longarina treliça	41
Figura 14 – Longarina de asa de construção a prova de falhas	41
Figura 15 – Nervuras típicas de madeira	42
Figura 16 – Estrutura básica longarina/nervura de uma asa de madeira	45
Figura 17 – Ponta removível de uma asa.....	45
Figura 18 – Asa metálica com revestimento reforçado	46
Figura 19 – Asa com longarina em caixa	46
Figura 20 – Dano típico em um componente causado por fadiga	48
Figura 21 – Lockheed c130 perdendo as asas por falha das longarinas	48
Figura 22 – Linhas das janelas reforçadas por chapas sobrepostas em um boeing 737	49
Figura 23 – Resultado final da falha da ponte “pointe pleasant” ocorrida em 1967 em ohio- estados unidos.....	54
Figura 24 – Análise de falha em estrutura	58
Figura 25 – Defeito elíptico numa placa sob tensão uniaxial.....	59
Figura 26 – Modos de deformação na ponta da trinca	61
Figura 27 – Distribuição de tensões na vizinhança da ponta de uma trinca	61
Figura 28 – Fratura frágil ocorrida em um navio de carga liberty que separou o navio em duas partes em 1941.....	64
Figura 29 – Iniciação e fases 1, 2 e 3 do crescimento de uma trinca de fadiga.....	66

Figura 30 – Esquema mostrando as regiões de iniciação, propagação e fratura de uma trinca por fadiga.....	66
Figura 31 – Componentes estruturais típicos de uma aeronave a jato.....	74
Figura 32 – Moldes dos cdps prontos.....	74
Figura 33 – Medidas para os cdps de tração e fadiga segundo a norma astm – e647	75
Figura 34 – Chapa da liga 7475 –t761 usada para análise metalográfica e sentido de laminação indicado	75
Figura 35 – Máquina de formação dos moldes de baquelite	76
Figura 36 – Moldes de baquelite com cdp.....	76
Figura 37 – Dispositivo usado para lixamento	76
Figura 38 – Preparação para o ataque do reagente keller nos cdp.....	77
Figura 39 – Microscopia óptica da face longitudinal da placa	78
Figura 40 – Microscopia óptica da face longitudinal da placa	79
Figura 41 – Microscopia óptica da face superficial da placa	79
Figura 42 – Microscopia óptica da face superficial da placa	80
Figura 43 – Microscopia óptica da face transversal da placa.....	80
Figura 44 – Microscopia óptica da face transversal da placa.....	81
Figura 45 – Aspecto geral da fratura	89
Figura 46 – Aspecto geral da fratura	90
Figura 47 - Aspecto geral da fratura.....	90
Figura 48 - Aspecto geral da fratura.....	91
Figura 49 – Região de nucleação da trinca.....	91
Figura 50 - Aspecto geral da fratura.....	92
Figura 51 – Vazios na microestrutura da liga.....	92
Figura 52 – Estrias, que acompanham a propagação da trinca, no segundo estágio da fratura por fratura	93
Figura 53 – Estrias.....	93
Figura 54 – Estrias.....	94
Figura 55 – Estrias.....	94

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Grau de encruamento das ligas de alumínio	21
Tabela 2 – Principais elementos por grupo de liga	22
Tabela 3 – Composição química da liga 7475	51
Tabela 4 – Propriedades mecânicas	51
Tabela 5 – Resistência à fratura em relação aos tratamentos térmicos especificados	52
Tabela 6 – Diversas classificações dos processos de fratura	55
Tabela 7 – Medidas de dureza vickers da face transversal	82
Tabela 8 – Medidas de dureza vickers da face longitudinal	82
Tabela 9 – Medidas de dureza vickers da face superficial	83
Tabela 10 – Valores de tensões, deformações e alongamentos, com médias e desvios	85
Tabela 11 – Dados do ensaio de fadiga (direção longitudinal).	87
Tabela 12 – Dados do ensaio de fadiga (direção transversal)	88

LISTA DE GRÁFICOS

Gráfico 1 – Curvas de ductilidade em função da temperatura.	56
Gráfico 2 – Terminologia para carregamento cíclico de amplitude constante.	67
Gráfico 3 – Curvas $\sigma - n$ para aço doce e liga de alumínio, sob carregamento cíclico de tração – compressão.	69
Gráfico 4 – Curva de tração do primeiro cdp, indicando a tensão máxima de tração, o limite de escoamento e a tensão de ruptura	84
Gráfico 5 – Curva de tração do segundo cdp, indicando a tensão máxima de tração, o limite de escoamento e a tensão de ruptura	84
Gráfico 6 – Dispersão dos resultados experimentais (direção longitudinal) para o traçado da curva $\sigma - n$	86
Gráfico 7 – Dispersão dos resultados experimentais (direção longitudinal) para o traçado da curva $\sigma - n$	87

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	15
1.1 APRESENTAÇÃO DO TEMA	15
1.2 OBJETIVOS E JUSTIFICATIVAS	15
1.3 MÉTODO E ESTRUTURA DO TRABALHO	16
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	17
2.1 A HISTÓRIA DO ALUMÍNIO	17
2.2 O ALUMÍNIO E SUAS LIGAS	18
2.2.1 A Formação do Alumínio Metálico e suas Ligas	18
2.2.2 Classificação quanto ao Processo de Fabricação	19
2.2.3 Classificação quanto ao tratamento térmico	19
2.2.4 Classificações quanto à composição química – principais elementos de liga	21
2.3 A HISTÓRIA DO ALUMÍNIO NA AERONÁUTICA	24
2.4 COMPONENTES ESTRUTURAIS DO AVIÃO	26
2.4.1 Principais estresses estruturais	26
2.4.2 Estrutura de uma aeronave	28
2.4.3 Fuselagem	29
2.4.4 Tipo treliça	29
2.4.5 Tipo monocoque	30
2.4.6 Tipo semi-monocoque	31
2.4.7 Sistema de numeração das localizações	33
2.4.8 Estrutura alar	35
2.4.9 Configurações de asas	36
2.4.10 Longarinas de asa	38
2.4.11 Nervuras de asa	42
2.5 FADIGA NAS AERONAVES	47
2.6 A LIGA 7475 – T761 E SUA UTILIDADE NA AERONÁUTICA	50
2.6.1 Descrição da liga	50
2.6.2 Aplicação e propriedades	51

2.6.3 Resistência à fratura.....	52
2.6.4 Propriedades da propagação de trincas por fadiga.....	53
2.7 MECÂNICA DA FRATURA	53
2.7.1 Conceitos metalúrgicos	54
2.7.2 Temperatura de transição	55
2.7.3 Conceitos básicos da mecânica linear da fratura	56
2.7.4 Propagação das trincas	57
2.7.5 Conceito de griffith para a fratura	58
2.7.6 Análise de tensões em trincas	60
2.7.7 Modos de deformação na ponta da trinca.....	60
2.8 CONCEITOS DE FADIGA	63
2.8.1 Conceitos básicos de fadiga	64
2.8.2 Carregamento cíclico.....	67
2.8.3 Critérios de projeto na fadiga	68
2.8.4 Curvas $\sigma - n$	69
2.8.5 Influências do ambiente	70
2.8.5.1 Efeito da temperatura.....	70
2.8.5.2 Efeito da corrosão	71
2.8.6 Propagação de trincas e vida útil em fadiga.....	71
3 MATERIAIS E MÉTODOS.....	73
3.1 MATERIAL	73
3.2 MÉTODOS.....	75
3.3 ANÁLISE METALOGRAFICA.....	77
3.3.1 Lixamento e polimento.....	77
3.3.2 Ataque.....	77
4 RESULTADOS E DISCUSSÃO	78
4.1 MICROSCOPIA ÓPTICA	78
4.2 ENSAIO DE MICRODUREZA VICKERS.....	82
4.3 ENSAIO DE TRAÇÃO.....	83
4.4 ENSAIO DE FADIGA	86
4.5 ANÁLISE DA MICROSCOPIA ELETRÔNICA DE VARREDURA (MEV)	88

5 CONCLUSÃO	96
--------------------------	-----------

REFERÊNCIAS	97
--------------------------	-----------

1 INTRODUÇÃO

1.1 APRESENTAÇÃO DO TEMA

A aviação está muito difundida atualmente e com isso o incremento das tecnologias aplicadas a ela também. Temos diversos estudos em andamento com relação às inovações de materiais usados nas estruturas de aviões que possibilitem melhorias quanto à segurança, eficiência, durabilidade, resistência, design, custo e aplicabilidade. Ainda com tantas melhorias em comparação aos tempos passados da aeronáutica, existem grandes problemas nos projetos de aplicação de aviões atualmente. Por ser um meio de alto risco, tanto de investimento como com a segurança das pessoas que o usam, é necessário investir em estudos para diminuir tais riscos. O elemento principal das ligas usadas na aeronáutica é o alumínio e sua aplicação tem grandes melhorias evidenciadas atualmente. Juntamente com o alumínio, os outros elementos de liga atuam como um intensificador de uma determinada propriedade que desejamos inserir em tais ligas.

As estruturas das aeronaves sofrem uma gama variada de esforços quando estão em operação, durante muito tempo pesquisadores esforçaram-se para prever e quantificar esses esforços para assim poder prevenir desastres utilizando melhorias. Um grande desafio no campo de estudo das fraturas e da aplicação de materiais e suas resistências sempre foi a fadiga dos materiais.

A evolução na área da fadiga só progrediu nos tempos atuais, porque no passado não tinham o conhecimento necessário para explicar porque as estruturas falhavam depois de certo tempo de uso, com cargas inferiores às cargas críticas de ruptura estática. Quando diversos cientistas estudaram e chegaram a cálculos precisos que explicavam tal fenômeno, viram a necessidade da adaptação dos materiais e da manutenção nas estruturas que iriam sofrer esforços de fadiga. Com isso hoje podemos fazer a predileção dos materiais com maior eficiência e evitar as falhas inesperadas em projetos de engenharia.

1.2 OBJETIVOS E JUSTIFICATIVAS

O objetivo deste trabalho foi conhecer e analisar o comportamento em fadiga (curvas tensão x número de ciclos) de uma liga de alumínio 7475 T761, de grau aeronáutico, aplicada,

por exemplo, em longarinas, anéis da estrutura interna do corpo do avião, no trem de pouso e na estrutura interna das asas (módulos de caixa), nas direções longitudinal e transversal.

1.3 MÉTODO E ESTRUTURA DO TRABALHO

No Capítulo II serão apresentados uma breve história do alumínio, sua classificação, tratamentos térmicos, aplicação no setor aeronáutico e sua susceptibilidade à fadiga; os conceitos de fadiga; conceitos da mecânica de fratura e as características específicas da liga 7475 – T761.

No Capítulo III serão apresentadas a metodologia empregada na preparação das amostras metalográficas para microscopia óptica e o trabalho de confecção dos corpos de prova, nos ensaios de tração e de fadiga, bem como nas análises por microscopia eletrônica de varredura.

No Capítulo IV serão mostradas as análises dos ensaios de tração, dureza, fadiga, microscopia óptica e eletrônica e a partir dos gráficos dos resultados tabelados e das imagens obtidas foram feitas as conclusões sobre o comportamento e estrutura da liga.

No Capítulo V, por fim, serão apresentadas as conclusões finais do trabalho, seguidas das referências bibliográficas.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 A HISTÓRIA DO ALUMÍNIO

Há mais de sete mil anos, os ceramistas da Pérsia fabricavam vasos de barro com óxido de alumínio (conhecido atualmente como alumina) e, trinta séculos mais tarde, os egípcios e babilônicos utilizavam outro composto similar em seus cosméticos e produtos medicinais. No entanto, a real existência e funcionalidade do alumínio ainda eram desconhecidas. Os rumores eram de que o alumínio fosse proveniente de colisões de átomos de hidrogênio durante a formação do sistema solar (BARSA, enciclopédia; V.1; p.290, 291; 1971).

A história do alumínio, porém, é recente. Em 1808, o químico inglês Humphrey Davy finalmente conseguiu provar a existência do alumínio e, pouco tempo depois, Hans Oersted, físico alemão, conseguiu produzir pequenas quantidades do metal. Em 1869, um grande avanço na produção permitiu que o custo baixasse de US\$ 545 para US\$ 17 o grama, quase o mesmo valor da prata. Nesta época, o alumínio decorou até a mesa da corte francesa, a coroa do rei da Dinamarca e a capa do Monumento de Washington (BARSA, enciclopédia; V.1; p.290, 291; 1971).

Começou, então, a existir a necessidade de ter uma grande quantidade de produção a um preço muito baixo para que o alumínio pudesse ser um metal de primeira categoria. Em 1880, ele era considerado semiprecioso, mais raro que a prata. Então, o professor americano Frank Jewett mostrou aos seus alunos do Oberlin College, de Ohio, um pequeno pedaço de alumínio e afirmou diante de todos que quem conseguisse, de alguma forma, explorar o metal ficaria rico. Um de seus estudantes, Charles Martin Hall, que vinha realizando experiências em um laboratório improvisado desde os 12 anos de idade, continuou suas pesquisas depois de formado e aprendeu a fazer óxido de alumínio: a alumina. Em 1886, Hall colocou em um recipiente certa quantidade de criolita com alumina e passou uma corrente elétrica. O resultado foi uma massa congelada, que ele trabalhou com um martelo. Várias partículas de alumínio se formaram, dando origem a um dos metais mais utilizados na história (BARSA, enciclopédia; V.1; p.290, 291; 1971).

Atualmente o alumínio é o metal mais abundante na crosta terrestre, atingindo um total estimado em 8,1% de sua composição. Não se encontra em estado livre, mas formando inúmeros compostos geralmente contendo oxigênio. O principal minério de alumínio é a bauxita, cujo nome deriva da cidade de Baux na França, onde foi usado pela primeira vez. A

composição das bauxitas varia de acordo com o estado de hidratação, sendo mais comum aquela em que a alumina (Al_2O_3) está ligada a duas moléculas de água. Geologicamente é o produto da alteração do silicato de alumínio com perda da sílica seguida de hidratação (BARSA, enciclopédia; V.1; p.290, 291; 1971).

2.2 O ALUMÍNIO E SUAS LIGAS

2.2.1 A Formação do Alumínio Metálico e suas Ligas

A metalurgia do alumínio consiste em duas fases: (1) obtenção da alumina a partir do minério (bauxita); (2) eletrólise da alumina. A matéria-prima mais utilizada é a bauxita, que é submetida, inicialmente, a uma purificação para eliminar, principalmente, os óxidos de ferro, titânio e silício que a acompanham. Em seguida é aquecida para eliminação da água. Após esse tratamento é preciso leva-la a um banho de soda cáustica no qual se obtém uma solução de aluminato de sódio. Essa solução, diluída em recipientes apropriados, transforma-se em hidróxido de alumínio, quando aquecido, em fornos especiais, à 1200°C , converte-se na alumina. A eletrólise é feita nas células eletrolíticas, onde se coloca a alumina juntamente com criolita e outros fundentes, mantendo-se a temperatura entre 850 e 900°C . O alumínio metálico, mais denso que o banho, deposita-se no fundo da célula; daí é escoado para as fôrmas, onde se solidifica constituindo os lingotes (GODOY, 2011).

O alumínio em si possui facilidade de se ligar a outros tipos de metais formando diversas ligas. Cada elemento que forma as ligas de alumínio possuem características típicas e por isso podem intensificar certas propriedades mecânicas do material como também diminuí-las. Para a utilização correta das ligas, deve-se ter conhecimento de tais propriedades e em qual uso se fará delas, proporcionando assim maior eficiência do uso dos elementos ligantes (GODOY, 2011).

Por causa da grande variedade das ligas de alumínio e seus respectivos tratamentos térmicos, foram feitas classificações, entre elas a mais comum elaborada pela *AA – Aluminum Association*. No Brasil a NBR 6834, adota uma classificação compatível com a AA. A *Aluminum Association* classifica o alumínio e suas ligas segundo três critérios, ou seja, quanto ao processo de fabricação, têmpera e composição química.

2.2.2 Classificação quanto ao Processo de Fabricação

As ligas dividem-se em dois grupos as ligas de alumínio quanto ao processo de fabricação, levando-se em conta desde a formação dos tarugos até o produto final acabado:

- a) Ligas Fundidas
- b) Ligas Trabalháveis

A principal diferença que existe entre os dois grupos é que no primeiro, as ligas possuem baixo alongamento, tendo praticamente sua aplicação restrita a produtos fundidos como, por exemplo, as ligas de alto Si destinadas à fundição de bloco de motores. No segundo grupo estão as ligas de alto alongamento, permitindo posterior trabalho a quente ou a frio (GODOY, 2011).

As ligas trabalháveis são aquelas em que o produto final acabado passou por um processo de transformação mecânica (lâminas, chapas, folhas, perfis, vergalhões, etc.). Os processos de conformação mecânica mais comum são:

- a) Laminação
- b) Extrusão
- c) Trefilação
- d) Forjamento

2.2.3 Classificação quanto ao tratamento térmico

As ligas de alumínio podem ou não passar por um processo de tratamento térmico. As ligas que são tratadas termicamente passam por uma etapa de fornecimento de energia térmica com seguido resfriamento brusco, possibilitando assim uma mudança na microestrutura do material com subsequente aumento da resistência mecânica. O código estabelecido para as ligas que passam por esse tratamento recebem a letra “T”, seguida de um número, que pode variar de 1 a 10, que define a sequência de tratamentos básicos aos quais a liga foi submetida (GODOY, 2011).

➤ **T1** – resfriamento após o processo de fabricação a partir de uma temperatura elevada e envelhecida naturalmente até uma condição estável.

- **T2** – resfriamento após processo de fabricação a partir de uma temperatura elevada, seguido de deformação plástica a frio e, finalmente envelhecida naturalmente até a condição estável.
- **T3** – solubilizada, deformada plasticamente a frio e envelhecida naturalmente até a condição estável.
- **T4** – solubilizada e envelhecida naturalmente até a condição estável.
- **T5** – resfriado após o processo a partir de uma temperatura elevada e envelhecida artificialmente.
- **T6** – solubilizada e envelhecida artificialmente.
- **T7** – solubilizada e estabilizada (superenvelhecimento).
- **T8** – solubilizada, deformada plasticamente a frio e envelhecida artificialmente.
- **T9** – solubilizada, envelhecida artificialmente, seguida de deformação plástica a frio.
- **T10** – resfriada após o processo a partir de uma temperatura elevada, deformada plasticamente a frio e, posteriormente, envelhecida artificialmente.

As ligas que não recebem tratamento térmico só podem aumentar sua resistência mecânica através da realização de trabalho a frio (GODOY, 2011).

- **“F” – Como fabricado.** Aplica-se aos produtos que passam por conformação mecânica. Neste processo não há controle térmico ou de encruamento e as propriedades mecânicas não estão especificadas.
- **“O” – Recozido.** Aplica-se aos produtos com menor resistência mecânica.
- **“H” – Encruado.** Aplicável à maioria dos produtos na condição de trabalho a frio (que não passaram por processos térmicos) para aumentarem as propriedades mecânicas. A letra “H” é acompanhada de mais dois algarismos, que permitem identificar o processo aplicado e o seu grau de encruamento, conforme indicado a seguir:

HXX

- a) O primeiro “X” representa o processo aplicado (1, 2, 4, 6, 8 e 9).
- b) O segundo “X” representa o grau de encruamento (1, 2 e 3).

Os números 1, 2 e 3 indicativos do processo aplicado significam:

1 - Liga apenas encruada: As propriedades mecânicas obtidas, neste caso, são resultantes exclusivamente do trabalho a frio.

2 - Liga encruada e recozida parcialmente: Neste caso, a liga é encruada até um grau de encruamento definido e, em seguida recozida parcialmente, reduzindo as propriedades mecânicas até um grau requerido. Este processo não é muito usual, em função das dificuldades de controle do processo de recozimento parcial.

3 - Liga encruada e estabilizada: A liga foi trabalhada a frio e em seguida submetida a um tratamento térmico a baixa temperatura, visando apenas um alívio das tensões geradas durante o processo de trabalho a frio. Este tratamento, normalmente, é aplicado a fim de promover a estabilidade dimensional e das propriedades mecânicas das ligas de Al-Mg.

Os números 1, 2, 4, 6, 8 e 9, indicativos do grau de encruamento, indicam o grau de endurecimento por trabalho a frio a que o produto foi submetido. A Tabela 1 mostra vários graus de encruamento, com os respectivos significados comerciais e as reduções (valores aproximados) a frio correspondentes (GODOY, 2011).

Tabela 1 - Grau de encruamento das ligas de alumínio

Grau	Termo comercial	Redução (%)
1	1/8 Duro	15
2	1/4 Duro	20
4	1/2 Duro	35
6	3/4 Duro	60
8	Duro	75
9	Extra-duro	85

(THE ALUMINUM, 1990).

2.2.4 Classificações quanto à composição química - principais elementos de liga

Outra classificação do alumínio e suas ligas que Godoy também nos mostra, é designada pela ANSI H35.1 da *Aluminium Association* e adotada pela ABNT (NBR 6834), é constituída de 4 dígitos, abrangendo tanto as ligas não – trabalháveis, quanto as trabalháveis por processos de conformação mecânica. O primeiro dígito define sempre o grupo de ligas e indica se a liga ainda é a original, quando zero, ou, se foi modificada, quando de 1 a 9.

Tabela 2 - Principais elementos por grupo de liga

GRUPO	DESIGNAÇÃO
Alumínio (mín. 99,00% de pureza)	1XXX
Cobre	2XXX
Manganês	3XXX
Silício	4XXX
Magnésio	5XXX
Magnésio e Silício	6XXX
Zinco	7XXX
Outros elementos	8XXX
Séries não utilizadas	9XXX

(THE ALUMINUM, 1990).

Grupo 1XXX

Alumínio com grau de pureza maior ou igual a 99,00% tem várias aplicações, principalmente, na área elétrica e química. Este grupo é caracterizado por possuir excelente resistência à corrosão, alta condutividade térmica e elétrica, baixa resistência mecânica e excelente trabalhabilidade. Os elementos ferro e silício são as principais impurezas (GODOY, 2011).

Grupo 2XXX

Este grupo possui como principal elemento de liga o cobre. Estas ligas apresentam melhores propriedades mecânicas, quando submetidas a tratamento térmico adequado. Em alguns casos, a resistência mecânica obtida com tratamento térmico excede até a resistência dos aços de médio carbono. Não possui boa resistência à corrosão, como outras ligas de alumínio e, sob certas condições podem apresentar corrosão intergranular (GODOY, 2011).

Para minimizar este problema, normalmente, no caso de chapas, utilizam-se o “clad” (chapa revestida), com revestimento superficial de alumínio (1XXX) ou liga de alumínio, magnésio-silício (6XXX), que conferem à liga base uma proteção galvânica, aumentando,

consideravelmente, a resistência à corrosão. A liga mais conhecida deste grupo 2XXX é a 2024, que além da 7475 tem larga aplicação na indústria aeronáutica (GODOY, 2011).

Grupo 3XXX

Este grupo tem o manganês como principal elemento de liga, não sendo tratável termicamente, pois o manganês apenas para níveis acima de 1,5% torna-se efetivo para este propósito e, nas ligas deste grupo, raramente se ultrapassa este limite. Uma das mais conhecidas ligas do grupo 3XXX é a liga 3003, designada a vários fins, particularmente, onde se requer moderada resistência e boa trabalhabilidade como, por exemplo, no caso de utensílios domésticos (GODOY, 2011).

Grupo 4XXX

Neste grupo o principal elemento de liga é o silício, o qual é acrescentado em quantidade suficiente para causar substancial redução do ponto de fusão, sem produzir fragilidade nas ligas. Por esta razão, as ligas deste grupo são usadas para fabricação de arames de solda e para brasagem. Muitas ligas deste grupo não são tratáveis termicamente, porém, com a adição de outros elementos esta característica pode ser conferida à liga, principalmente, para os casos de soldagem de ligas tratáveis termicamente (GODOY, 2011).

Grupo 5XXX

O magnésio é um dos elementos de liga mais efetivos e largamente usados nas ligas de alumínio. Quando usado como principal elemento de liga ou, com manganês, confere à liga de moderada à alta resistência mecânica.

O magnésio é ainda considerado o melhor elemento endurecedor quando comparado com o manganês. As ligas deste grupo possuem boa resistência à corrosão em atmosfera marinha e boa soldabilidade, porém, com elevados teores de Mg e sob condições de tensão torna-se suscetível ao fenômeno de corrosão sob tensão (GODOY, 2011).

Estas ligas são largamente utilizadas nas áreas de transporte, embarcações e na indústria automobilística.

Grupo 6XXX

As ligas deste grupo contêm silício e magnésio em proporções aproximadamente iguais para formar silicato de magnésio, tornando a liga tratável termicamente. Embora seja uma liga menos resistente que as ligas das séries 2XXX e 7XXX, apresentam boas características de conformabilidade e resistência à corrosão. A liga 6061 é a mais usada deste grupo, sendo uma das mais versáteis entre as tratáveis termicamente (GODOY, 2011).

Grupo 7XXX

Este grupo apresenta o zinco como principal elemento de liga e, quando contém pequenas quantidades de magnésio, torna-se uma liga tratável termicamente, com alta resistência mecânica. Normalmente, outros elementos como o cobre e o cromo são também acrescentados em pequenas quantidades.

A liga 7075 é a mais conhecida e possui a mais elevada resistência mecânica entre as ligas deste grupo, sendo utilizada em estruturas aeronáuticas (GODOY, 2011).

2.3 A HISTÓRIA DO ALUMÍNIO NA AERONÁUTICA

A aerodinâmica é uma das ciências mais importantes para um avião. Uma aeronave para voar precisa necessariamente de um fluxo constante de ar pelas asas, para a sua sustentação. Este está sujeito a quatro forças básicas: peso, sustentação, arraste e empuxo (ALUMÍNIO, revista; edição 29).

São classificados quanto ao seu tipo de equipamento para proporcionar empuxo, dividindo-se em: monomotores, bimotores, turbo hélices, a jato e supersônicos. Para a escolha de materiais para se fabricar um avião (seleção de materiais) há uma responsabilidade enorme, por se tratar de um meio de transporte. Hoje, a maior parte da estrutura deles é construída com titânio, aço e alumínio, mas a grande tendência é utilizar materiais ainda mais leves como plásticos e compósitos, sem deixar o fator segurança de lado. Para seleção de novos materiais os critérios principais são resistência à fadiga, resistência à corrosão, pesos e resistência mecânica (ALUMÍNIO, revista; edição 29).

Desde o final da década de 1920, quando o primeiro avião comercial decolou, o alumínio estava lá, revestindo as paredes, compondo a fuselagem, as asas. Não fosse o metal, as centenas de toneladas não teriam levantado voo e, ainda que levantassem, seria difícil a aeronave resistir a raios e mesmo a pequenos impactos. Não à toa, todos os milhares aviões que hoje cortam o céu mundo afora não prescindem do alumínio. E é um mercado crescente (ALUMÍNIO, revista; edição 29).

Acompanhando o salto do poder econômico nos países emergentes, esse segmento deve comportar, até 2030, passageiros suficientes (5% a mais por ano) para uma demanda de 31,5 mil aviões, sendo 23 mil deles novos, segundo estimativas da fabricante Airbus. Para crescer com o mercado, a indústria do alumínio também tem investido em pesquisa e desenvolvimento de ligas que permitam ao metal continuar na liderança como insumo principal para a fabricação do avião. A busca hoje é pela melhoria da eficiência econômica. O setor já tem respostas (ALUMÍNIO, revista; edição 29).

Um exemplo recente vem da Alcoa, que anunciou uma solução que promete diminuir em até 10% o peso da aeronave e em 30% os custos de manufatura e manutenção se comparadas às de materiais compósitos, como a fibra de carbono. O presidente da Alcoa Forjados e Extrudados, ressalta que "o peso mais baixo e as tecnologias aerodinâmicas aumentarão a eficiência do combustível em até 12%, valor que chega a 27% quando se leva em conta os novos motores". Novas soluções de ligas avançadas e alumínio-lítio também figuram no portfólio da companhia e prometem uma densidade 7% inferior em aplicações estruturais e maior resistência à corrosão (www.alcoa.com; acessado em 20 de novembro de 2013).

Segundo a empresa, melhorias em aerodinâmica para fuselagem reduzirão o arrasto de superfície em até 6%. Os americanos chegaram a temer a escassez do alumínio. Por isso, durante a 2ª Guerra Mundial, desenvolveram um modelo de transporte militar batizado Budd Conestoga, fabricado em aço inoxidável e com técnicas de soldagem utilizadas até hoje. Como as expectativas não se concretizaram, o projeto foi cancelado e a leveza do alumínio continuou traçando sua rota de sucesso. Segundo a EMBRAER – Empresa Brasileira de Aeronáutica, as ligas de alumínio são aplicadas em cerca de 70% dos componentes estruturais dos aviões. Na aeronáutica as ligas da família 2XXX e 7XXX, tratadas termicamente por precipitações são as mais utilizadas (www.alcoa.com; acessado em 20 de novembro de 2013).

2.4 COMPONENTES ESTRUTURAIS DO AVIÃO

A fuselagem de uma aeronave de asa fixa é geralmente considerada como se dividindo em cinco partes principais - fuselagem, asas, estabilizadores, superfícies de controle e trem de pouso. A fuselagem de helicóptero consiste da célula, rotor principal e caixa de engrenagens de redução (caixa de marcha), rotor de cauda (em helicópteros com apenas um rotor principal) e trem de pouso. Os componentes da fuselagem são construídos de uma grande variedade de materiais e são unidos através de rebites, parafusos e soldagem ou adesivos. Os componentes da aeronave dividem-se em vários membros estruturais (reforçadores, longarinas, nervuras, paredes, etc.) (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

Os membros estruturais das aeronaves são desenhados para suportar uma carga ou resistir ao estresse. Um único membro da estrutura pode ser submetido a uma combinação de estresses. Na maioria dos casos, os membros estruturais são projetados para suportar mais cargas nas extremidades do que sobre suas laterais; ou seja, são mais sujeitos a tensão e compressão que a flexão (CÉLULAS DE AERONAVES; CAPÍTULO 1 – ESTRUTURA DAS AERONAVES; INSTITUTO DE AVIAÇÃO CIVIL; 2002).

A resistência pode ser o requisito principal em certas estruturas, enquanto outras necessitam de qualidades totalmente diferentes. Por exemplo, capotas, carenagens e partes semelhantes geralmente não precisam suportar os estresses impostos pelo voo, ou as cargas de pouso. Contudo, essas partes devem possuir qualidades, como um acabamento liso e formato aerodinâmico (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

2.4.1 Principais estresses estruturais

Durante o projeto de uma aeronave, cada centímetro quadrado da asa e da fuselagem, cada nervura, longarina, e até mesmo cada encaixe deve ser considerado em relação às características físicas do metal do qual ele é feito. Todas as partes da aeronave devem ser planejadas para suportar as cargas que lhes serão impostas. A determinação de tais cargas é chamada análise de estresse. Apesar do planejamento do desenho não ser uma atribuição do mecânico, é, contudo, importante que ele compreenda e avalie os estresses envolvidos, para evitar mudança no desenho original através de reparos inadequados. Há cinco estresses

maiores, aos quais todas as aeronaves estão sujeitas (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002):

- (A) Tensão
- (B) Compressão
- (C) Torção
- (D) Cisalhamento
- (E) Flexão

O termo estresse é geralmente utilizado com o mesmo sentido da palavra esforço. O estresse é uma força interna em uma substância que se opõe ou resiste à deformação. O esforço é a deformação do material ou substância. O estresse é uma força interna, que pode causar deformação. A tensão é o estresse que resiste à força que tende a afastar. O motor puxa a aeronave para frente, porém, a resistência do ar tenta trazê-la de volta. O resultado é a tensão, que tende a esticar a aeronave (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

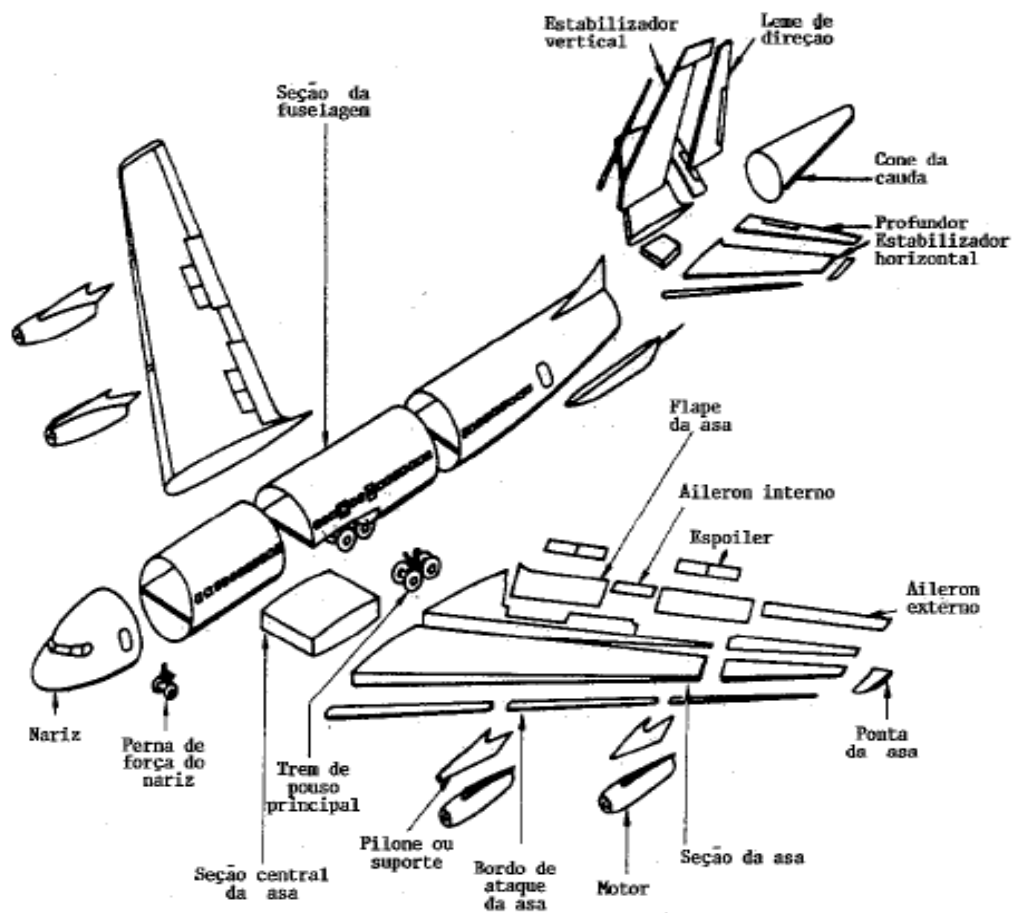
O esforço de tensão de um material é medido em p.s.i. (libras por polegada quadrada) e é calculado dividindo-se a carga (em libras) requerida para dividir o material pela sua seção transversal (em polegadas quadradas). A compressão é o estresse que resiste à força de esmagamento. A resistência compressiva de um material é também medida em p.s.i. A compressão é o estresse que tende a encurtar ou espremer as partes da aeronave. A torção é o estresse que produz torcimento. Enquanto a aeronave se move para frente, o motor também tende a torcê-la para um dos lados, porém outros componentes da aeronave a mantêm no curso. Assim, gera-se torção. A resistência torcional de um material é sua resistência à torção ou torque (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

O cisalhamento é o estresse que resiste à força que tende a fazer com que uma camada do material deslize sobre uma camada adjacente. Duas chapas rebitadas, submetidas à tensão, submetem os rebites a uma força de cisalhamento. Geralmente a resistência ao cisalhamento de um material é igual ou menor que sua resistência à tensão ou compressão. As partes de aeronaves, especialmente parafusos e rebites, são geralmente submetidos à força de cisalhamento. O estresse de flexão é uma combinação de compressão e tensão. A vareta da, foi encurtada (comprimida) em um dos lados da flexão e esticada no lado externo da flexão (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

2.4.2 Estrutura de uma aeronave

A Figura 1 ilustra os componentes estruturais de uma aeronave a jato. Uma asa e os conjuntos da empenagem são apresentados explodidos nos diversos componentes que, quando juntos, formam unidades estruturais maiores (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

Figura 1 - Componentes estruturais típicos de uma aeronave a jato.



(Células de Aeronaves; capítulo 1 – Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002)

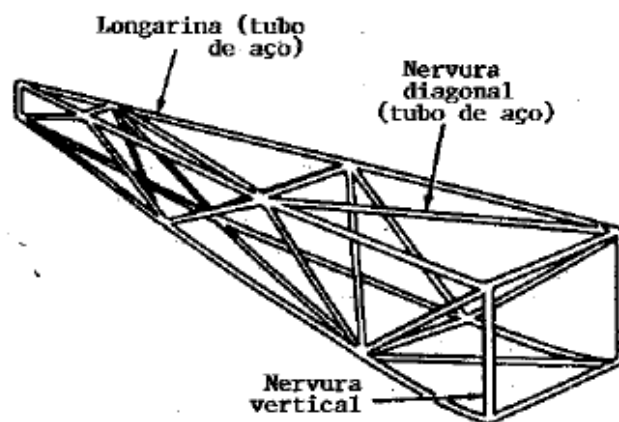
2.4.3 Fuselagem

A fuselagem é a estrutura principal ou o corpo da aeronave. Ela provê espaço para a carga, controles, acessórios, passageiros e outros equipamentos. Em aeronaves monomotoras é a fuselagem que também abriga o motor. Em aeronaves multi-motoras os motores podem estar embutidos na fuselagem, podem estar fixados à fuselagem ou suspensos pelas asas. Elas variam, principalmente em tamanho e arranjo dos diferentes compartimentos. Há dois tipos gerais de construção de fuselagens, treliça e monocoque. O tipo treliça consiste de uma armação rígida feita de membros como vigas, montantes e barras que resistem à deformação gerada pelas cargas aplicadas. A fuselagem tipo treliça é geralmente coberta por tela (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

2.4.4 Tipo treliça

A fuselagem tipo treliça (Fig. 2) é geralmente construída de tubos de aço, soldados de tal forma, que todos os membros da treliça possam suportar tanto cargas de tensão como compressão. Em algumas aeronaves, principalmente as mais leves, monomotoras, a treliça é construída de tubos de liga de alumínio e podem ser rebitados ou parafusados em uma peça, utilizando varetas sólidas ou tubos (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

Figura 2 – Estrutura de fuselagem tipo treliça, de tubos de aço soldados.



(Células de Aeronaves; capítulo 1 – Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002)

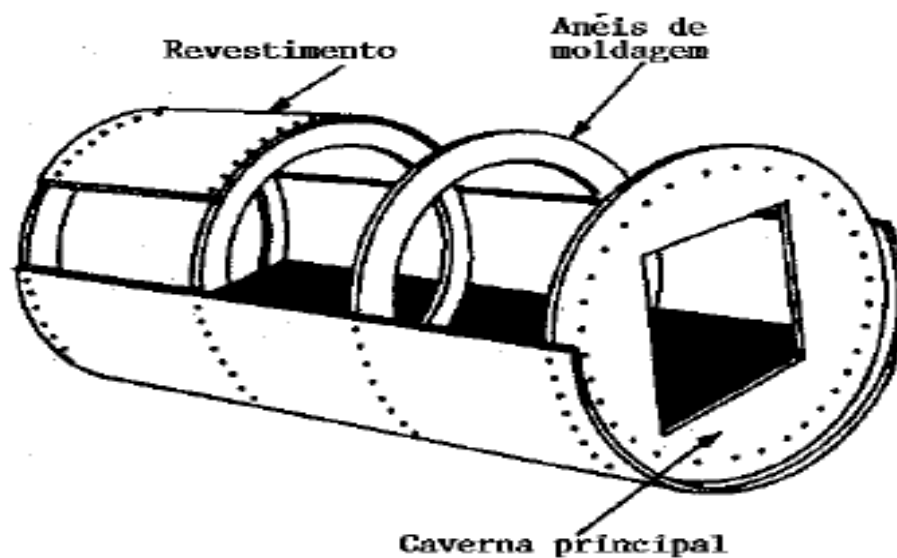
2.4.5 Tipo monocoque

A fuselagem tipo monocoque (revestimento trabalhante), baseia-se largamente na resistência do revestimento para suportar os estresses primários. O desenho pode ser dividido em 3 classes:

- (1) Monocoque;
- (2) semimonocoque;
- (3) revestimento reforçado;

A verdadeira construção monocoque (Fig. 3), lança mão de perfis, cavernas e paredes para dar formato à fuselagem, porém é o revestimento que suporta os estresses primários. Uma vez que não há esteios ou estais, o revestimento deve ser forte o bastante para manter a fuselagem rígida. Sendo assim, o maior problema envolvido na construção monocoque é manter uma resistência suficiente, mantendo o peso dentro de limites aceitáveis (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

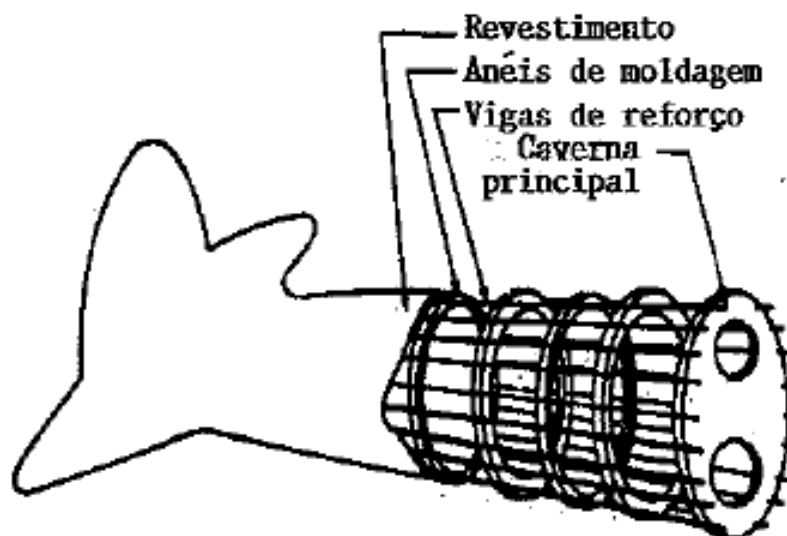
Figura 3 – Construção Monocoque.



(Células de Aeronaves; capítulo 1 – Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002)

Para superar o problema resistência/peso da construção monocoque, uma modificação denominada semi-monocoque (Fig. 4) foi desenvolvida.

Figura 4 – Construção semimonocoque.



(Células de Aeronaves; capítulo 1 – Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002)

Em adição aos perfis, cavernas e paredes, a construção semi-monocoque possui membros longitudinais que reforçam o revestimento. A célula reforçada é revestida por uma estrutura completa de membros estruturais. Diferentes partes da mesma fuselagem podem pertencer a qualquer das três classes, porém a maioria das aeronaves é considerada semimonocoque (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

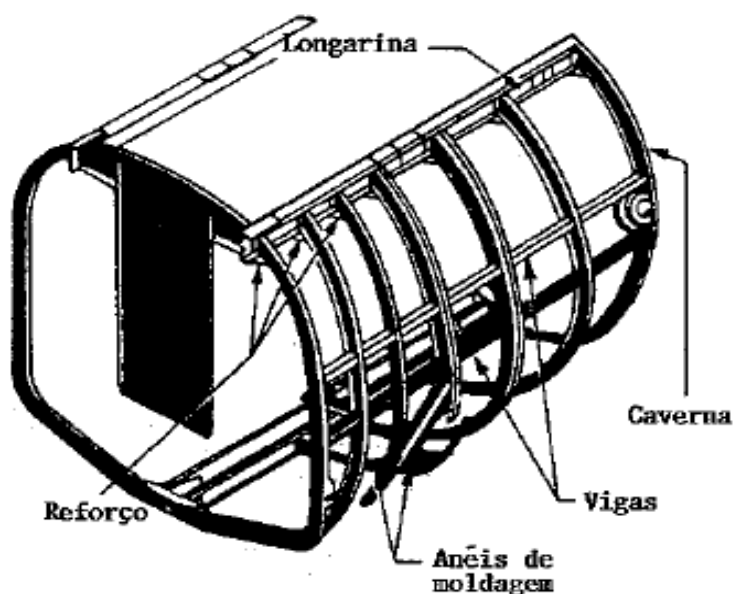
2.4.6 Tipo semi-monocoque

A fuselagem semimonocoque é construída primariamente de ligas de alumínio e magnésio, apesar de encontrarmos aço e titânio em áreas expostas a altas temperaturas. As cargas primárias de flexão são suportadas pelas longarinas, que geralmente se estendem através de diversos pontos de apoio. As longarinas são suplementadas por outros membros longitudinais chamados de vigas de reforço (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

As vigas de reforço são mais numerosas e mais leves que as longarinas. Os membros estruturais verticais são chamados de paredes, cavernas e falsas nervuras. Os membros mais pesados estão localizados a intervalos, para suportar as cargas concentradas, e em pontos onde são usados encaixes para fixar outras unidades, tais como asas, motores e estabilizadores. A Fig. 4 mostra uma forma de desenho atual de semimonocoque. As vigas de reforço são

menores e mais leves que as longarinas e servem como preenchimentos. Elas possuem alguma rigidez, mas são principalmente usadas para dar forma e para fixar o revestimento. As fortes e pesadas longarinas prendem as paredes e as falsas nervuras, e estas, por sua vez, prendem as vigas de reforço. Tudo isso junto forma a estrutura rígida da fuselagem (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

Figura 5 – Membros estruturais da fuselagem.



(Células de Aeronaves; capítulo 1 – Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002)

Geralmente há pouca diferença entre alguns anéis, cavernas e falsas nervuras. Um fabricante pode chamar um esteio de falsa nervura, enquanto outro pode chamar o mesmo tipo de esteio de anel ou caverna. As especificações e instruções do fabricante de um modelo específico de aeronave são os melhores guias. As vigas de reforço e as longarinas evitam que a tensão e a compressão flexionem a fuselagem. As vigas de reforço são geralmente peças inteiriças de liga de alumínio, e são fabricadas em diversos formatos por fundição, extrusão ou modelagem. As longarinas, tal como as vigas de reforço são feitas de liga de alumínio; contudo elas tanto podem ser ou não inteiriças. Só os membros estruturais discutidos não conseguem dar resistência a uma fuselagem. Eles precisam primeiramente ser unidos através de placas de reforço, rebite, porcas e parafusos, ou parafusos de rosca soberba para metais. As placas de reforço (Fig. 4) são um tipo de conexão. Os escoramentos entre as longarinas são geralmente chamados de membros da armação. Eles podem ser instalados na vertical ou na diagonal (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

O revestimento metálico é rebitado às longarinas, paredes e outros membros estruturais, e suporta parte do esforço. A espessura do revestimento da fuselagem varia de acordo com o esforço a ser suportado e com os estresses de um local em particular. Há inúmeras vantagens em se usar uma fuselagem semi-monocoque. As paredes, cavernas, vigas de reforço e longarinas facilitam o desenho e a construção de uma fuselagem aerodinâmica, e aumentam a resistência e rigidez da estrutura. A principal vantagem, contudo, reside no fato de que ela não depende de uns poucos membros para resistência e rigidez (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

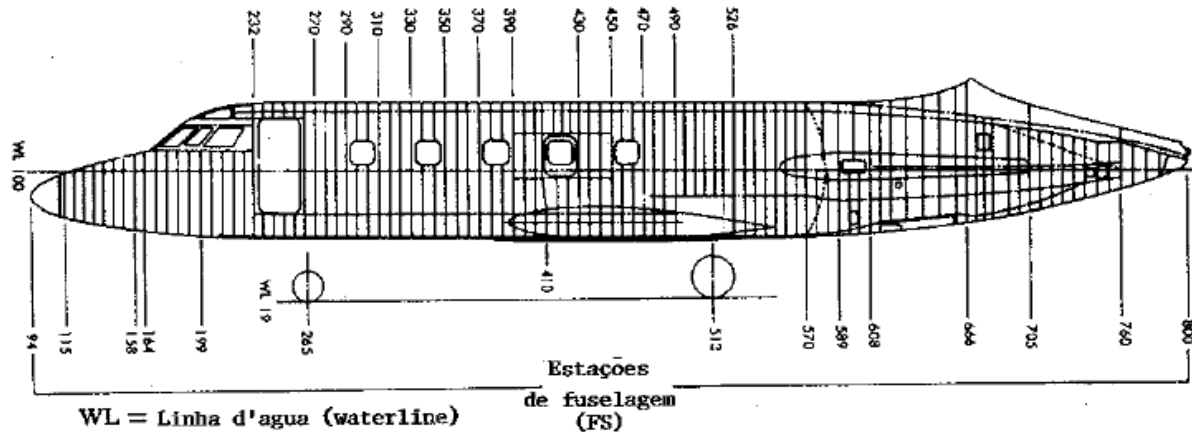
Isso significa que uma fuselagem semi-monocoque, devido a sua construção, pode suportar danos consideráveis e ainda ser forte o suficiente para se manter unida. As fuselagens são geralmente construídas em duas ou mais seções. Em aeronaves pequenas, são geralmente feitas em duas ou três seções, enquanto em aeronaves maiores são feitas de diversas seções. Um acesso rápido aos acessórios e outros equipamentos montados na fuselagem é dado através de numerosas portas de acesso, placas de inspeção, compartimentos de trens de pouso, e outras aberturas. Os diagramas de manutenção mostrando o arranjo do equipamento, e a localização das janelas de acesso são supridos pelo fabricante no manual de manutenção da aeronave (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

2.4.7 Sistema de numeração das localizações

Há diversos sistemas de numeração em uso para facilitar a localização de específicas cavernas de asa, paredes de fuselagem, ou quaisquer membros estruturais de uma aeronave. A maioria dos fabricantes usa um sistema de marcação de estações; por exemplo, o nariz da aeronave pode ser designado estação zero, e todas as demais estações são localizadas a distâncias medidas em polegadas a partir da estação zero. Sendo assim, quando se lê em um esquema "Caverna de fuselagem na estação 137", essa caverna em particular pode ser localizada 137 polegadas atrás do nariz da aeronave. Um diagrama de estações típico é apresentado na Fig. 6. Para localizar as estruturas à direita ou esquerda da linha central de uma aeronave, muitos fabricantes consideram a linha central como sendo a estação zero para a localização à direita ou esquerda. Com tal sistema as cavernas do estabilizador podem ser identificadas como sendo tantas polegadas à direita ou à esquerda da linha central da aeronave. O sistema de numeração do fabricante aplicável e as designações abreviadas ou

símbolos, devem sempre ser revisados antes de tentar localizar um membro estrutural. A lista a seguir inclui os tipicamente usados por muitos fabricantes (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

Figura 6 – Estações da fuselagem.



(Células de Aeronaves; capítulo 1 – Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002)

(1) *Estação de fuselagem* (Fus. Sta. ou F.S.) - são numeradas em polegadas de um referencial ou ponto zero, conhecido como DATUM. O DATUM é um plano vertical imaginário no/ou próximo ao nariz do avião, a partir do qual todas as distâncias são medidas. A distância até um determinado ponto é medida em polegadas paralelamente à linha central, que se estende através da aeronave - do nariz até o centro do cone de cauda. Alguns fabricantes chamam a estação de fuselagem de estação de corpo (body station) abreviado B.S.

(2) *Linha de alheta* (Buttock line - B.L.) – é uma medida de largura à esquerda ou à direita da linha central e paralela à mesma.

(3) *Linha d'água* (Water line - W.L.) - é a medida de altura em polegadas, perpendicularmente a um plano horizontal localizado a uma determinada distância em polegadas abaixo do fundo da fuselagem da aeronave.

(4) *Estação de aileron* (A.S.) - é medida de fora para dentro, paralelamente à lateral interna do aileron, perpendicularmente à longarina traseira da asa.

(5) *Estação de flape* (F.S.) - é medida perpendicularmente à longarina traseira da asa e paralelamente à lateral interna do flape, de fora para dentro.

(6) *Estação de nacele* (N.C. OU Nac. Sta.) – é medida tanto à frente como atrás da longarina dianteira da asa, perpendicularmente à linha d'água designada.

Além das estações listadas acima, usa-se ainda outras medidas, especialmente em aeronaves de grande porte. Ou seja, pode haver estações de estabilizador horizontal (H.S.S.), estações do estabilizador vertical (V.S.S.) ou estações de grupo motopropulsor (P.P.S.). Em todos os casos, a terminologia do fabricante e o sistema de localização de estações devem ser consultados antes de se tentar localizar um ponto em uma determinada aeronave (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

2.4.8 Estrutura Alar

As asas de uma aeronave são superfícies desenhadas para produzir sustentação quando movidas rapidamente no ar. O desenho particular para uma dada aeronave depende de uma série de fatores, tais como: tamanho, peso, aplicação da aeronave, velocidade desejada em voo e no pouso, e razão de subida desejada. As asas de uma aeronave de asas fixas são chamadas de asa esquerda e asa direita, correspondendo à esquerda e à direita do piloto, quando sentado na cabine. As asas da maioria das aeronaves atuais são do tipo cantilever; ou seja, elas são construídas sem nenhum tipo de escoramento externo. O revestimento faz parte da estrutura da asa suporta parte dos estresses da asa. Outras asas de aeronaves possuem suportes externos (montantes, estais, etc.) para auxiliar no suporte da asa e das cargas aerodinâmicas e de pouso. Tanto as ligas de alumínio como as de magnésio são utilizadas na construção de asas (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

A estrutura interna consiste de longarinas e vigas de reforço no sentido da envergadura, e nervuras e falsas nervuras no sentido da corda (do bordo de ataque para o bordo de fuga). As longarinas são os membros estruturais principais da asa. O revestimento é preso aos membros internos e poderá suportar parte dos estresses da asa. Durante o voo, cargas aplicadas, impostas à estrutura primária da asa, atuam primariamente sobre o revestimento (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

Do revestimento elas são transmitidas para as nervuras, e das nervuras para as longarinas. As longarinas suportam toda a carga distribuída e também os pesos concentrados, tais como a fuselagem, o trem de pouso e; em aeronaves multimotoras, as naceles ou "pylons". A asa, tal qual a fuselagem, pode ser construída em seções. Um tipo muito usado compõe-se de uma seção central com painéis externos e pontas de asa. Outro arranjo pode conter projeções da fuselagem, como partes integrantes da asa, ao invés da seção central. As janelas de inspeção e portas de acesso são geralmente localizadas na superfície inferior da asa

(intradorso). Há também drenos na superfície inferior, para escoar a umidade que se condensa ou os fluidos. Em algumas aeronaves, há até locais onde se pode andar sobre a asa; em outras, há pontos para apoio de macacos sob as asas. Diversos pontos nas asas são localizados através do número da estação. A estação de asa zero (W.S. 0.0) está localizada na linha central da fuselagem, e todas as estações de asa são medidas a partir daí, em direção às pontas, em polegadas. Geralmente a construção de uma asa baseia-se em um dos três tipos fundamentais (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002):

- (1) monolongarina;
- (2) multilongarina;
- (3) viga em caixa;

Os diversos fabricantes podem adotar modificações desses tipos básicos. A asa monolongarina incorpora apenas um membro longitudinal principal em sua construção. As nervuras ou paredes suprem o contorno ou formato necessário ao aerofólio. Apesar do tipo estreitamente monolongarina não ser comum, esse tipo de desenho, modificado pela adição de falsas longarinas, ou de membros leves ao longo do bordo de fuga, como suporte para as superfícies de controle, é às vezes utilizado (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

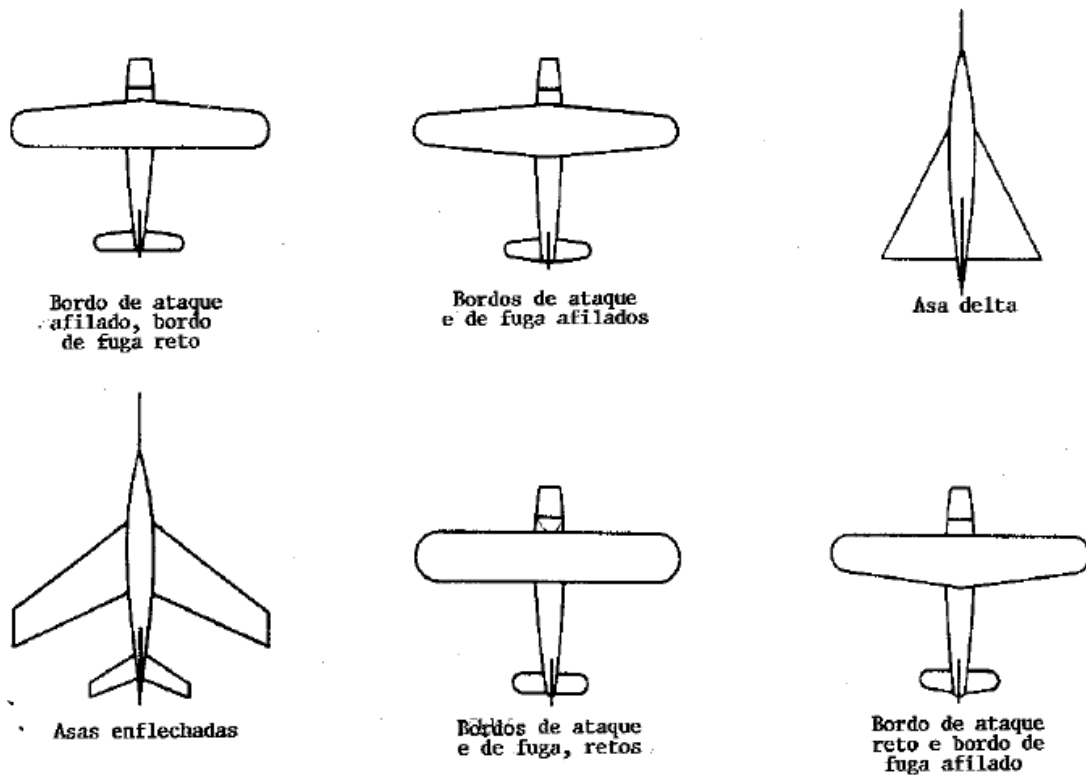
A asa multilongarina incorpora mais de um membro longitudinal principal em sua construção. Para dar contorno à asa, incluem-se geralmente nervuras e paredes. A asa do tipo viga em caixa (caixa central) utiliza dois membros longitudinais principais com paredes de conexão para dar maior resistência e fazer o contorno de asa. Pode-se usar uma chapa corrugada entre as paredes e o revestimento externo liso para que possa suportar melhor as cargas de tensão e compressão. Em alguns casos, usam-se reforçadores pesados ao invés das chapas corrugadas. Às vezes usa-se uma combinação de chapas corrugadas na superfície superior, e reforçadores, na superfície inferior (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

2.4.9 Configurações de asas

Dependendo das características de voo desejadas, as asas serão construídas em diferentes formas e tamanhos. A Fig. 7 mostra alguns dos tipos de bordos de ataque e de fuga.

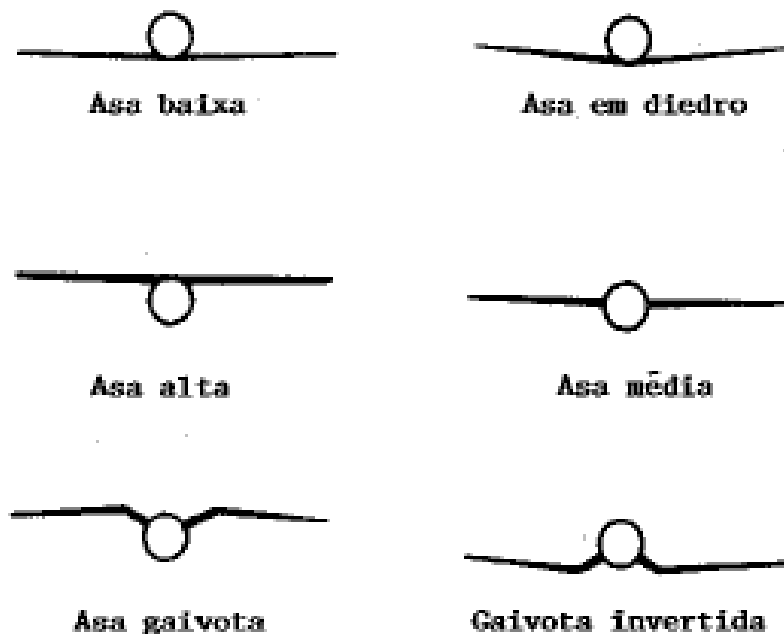
Além da configuração dos bordos de ataque e fuga, as asas são também desenhadas para prover certas características de voo desejáveis, tais como grande sustentação, balanceamento ou estabilidade. A Fig. 8 mostra alguns formatos comuns de asas. Certas características da asa causarão outras variações no projeto. A ponta de asa pode ser quadrada, redonda ou até mesmo pontuda. Ambos, o bordo de ataque e o de fuga, pode ser reto ou curvo. Em adição, a asa pode ser afilada, de forma que a corda nas pontas seja menor que na raiz da asa. Muitos tipos de aeronaves modernas utilizam asas enflechadas para trás (Fig. 7) (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

Figura 7 – Formatos típicos de bordos de ataque e de fuga de asas.



(Células de Aeronaves; capítulo 1 – Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002)

Figura 8 – Formatos comuns de asas.



(Células de Aeronaves; capítulo 1 – Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002)

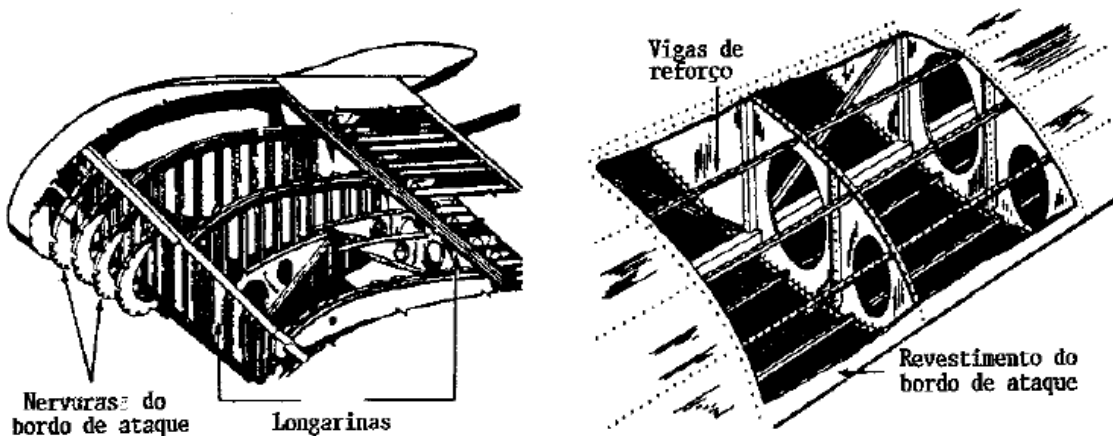
2.4.10 Longarinas de asa

As principais partes estruturais de uma asa são as longarinas, as nervuras ou paredes, e as vigas de reforço ou reforçadores, como mostrado na Figura 9. As longarinas são os principais membros estruturais da asa. Elas correspondem às longarinas da fuselagem. Correm paralelamente ao eixo lateral, ou em direção às pontas da asa e, são geralmente presas à fuselagem, através das ferragens da asa, de vigas ou de um sistema de armação metálica. As longarinas de madeira podem ser classificadas geralmente em quatro tipos diferentes, de acordo com a configuração de sua seção transversal. Como mostrado na Fig.18, elas podem ser parcialmente ocas, no formato de uma caixa, sólidas ou laminadas, retangulares, ou em forma de "I". As longarinas podem ser feitas de madeira ou metal, dependendo do critério de desenho de uma determinada aeronave (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

A maioria das aeronaves recentemente produzidas utiliza longarinas de alumínio sólido extrudado ou pequenas extrusões de alumínio rebitadas juntas para formar uma longarina. O formato da maioria das longarinas de madeira é mostrado na Fig. 10. O formato retangular, Fig. 10A, pode ser sólido ou laminado. A Fig. 10B, é uma viga "I", que foi desbastada

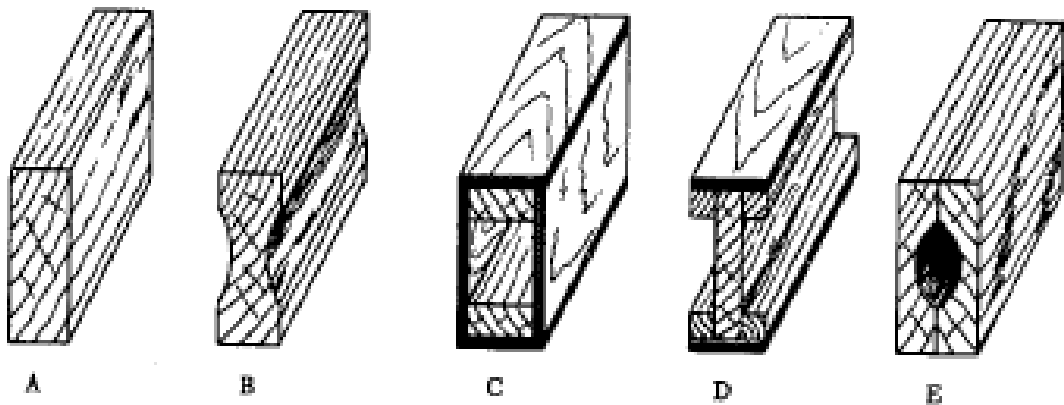
lateralmente, para reduzir seu peso, mantendo uma resistência adequada. A longarina em caixa, Fig. 10C, é construída em compensado e espruce sólido. A longarina "I", Fig. 10D, pode ser construída em madeira ou em alumínio extrudado. A construção de uma longarina "I" geralmente consiste de uma armação (uma placa) e algumas ripas, que são extrudadas ou em ângulo. A armação forma o corpo principal da longarina. As ripas podem ser extrusões, ângulos formados ou aplainados, e são presas à armação. Esses membros suportam os esforços de flexão da asa e também formam uma base para fixação do revestimento. Um exemplo de longarina oca ou internamente rebaixada é mostrado na Figura 10E (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

Figura 9 – Construção interna das asas.



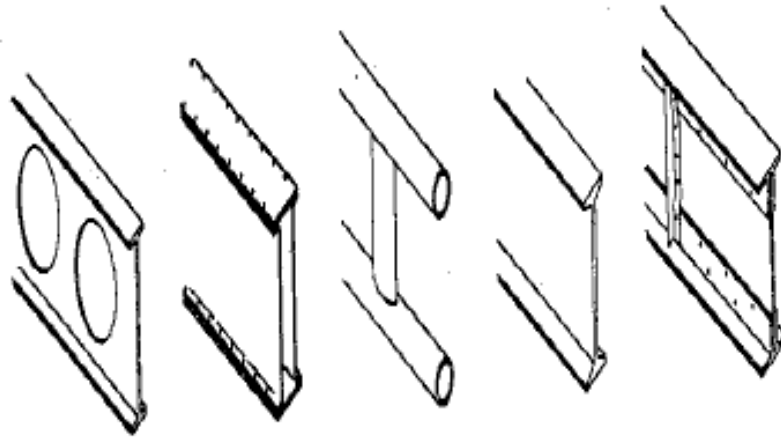
(Células de Aeronaves; capítulo 1 – Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002)

Figura 10 – Configurações das seções em corte de longarinas típicas de madeira.



(Células de Aeronaves; capítulo 1 – Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002)

Figura 11 – Formatos de longarinas metálicas.



(Células de Aeronaves; capítulo 1 – Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002)

A Figura 11 mostra as configurações de algumas longarinas metálicas. A maioria das longarinas metálicas é feita de seções de liga de alumínio extrudado, com seções da armação de liga de alumínio, rebitadas a ela para dar maior resistência. Apesar dos formatos da Fig. 11 serem os mais comuns, a configuração da longarina pode assumir muitas formas. Por exemplo, uma longarina pode ser feita a partir de uma placa ou de uma armação. Figura 11 Formatos de longarinas metálicas. A placa de armação (Fig. 12) consiste de uma placa sólida com reforçadores verticais que aumentam a resistência da armação. Algumas longarinas são construídas de forma diversa. Umas não possuem reforçadores, outras possuem furos flangeados para reduzir o peso (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

A Figura 12 mostra uma longarina de armação metálica, feita com uma cobertura superior, uma cobertura inferior e tubos de conexão vertical e diagonal. Uma estrutura pode ser desenhada de forma a ser considerada à prova de falha. Em outras palavras, se um dos membros de uma estrutura complexa falhar, algum outro membro assumirá sua carga. Uma longarina construída à prova de falha é mostrada na Figura 13. Essa longarina é constituída de duas seções. A seção superior consiste de uma cobertura rebitada à placa de armação. A seção inferior é uma extensão simples, consistindo de uma chapa e uma armação. Essas duas seções são unidas para formar a longarina. Se qualquer uma dessas seções falhar, a outra seção ainda consegue suportar a carga, a qual é o dispositivo à prova de falha. Via de regra, uma asa possui duas longarinas. Uma delas é geralmente localizada próximo ao bordo de ataque da asa, e a outra fica normalmente a 2/3 da distância até o bordo de fuga. Qualquer que seja o tipo, a longarina é a parte mais importante da asa. Quando outros membros estruturais da asa

são submetidos a carga, eles transferem a maioria do estresse resultante às longarinas da asa (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

Figura 12 – Longarina com placa de armação (alma).

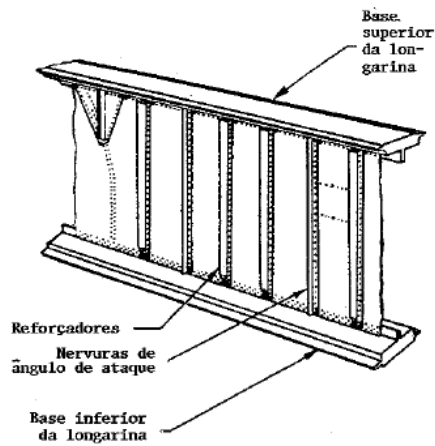
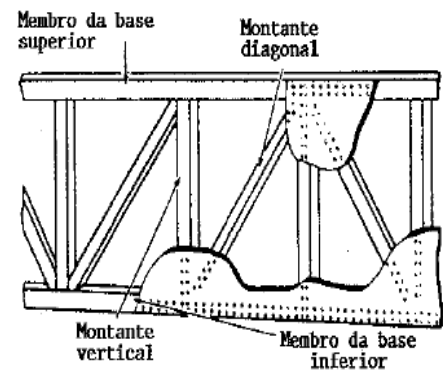
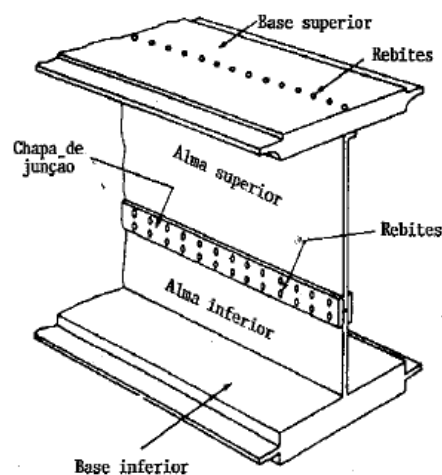


Figura 13 – Longarina treliça.



(Células de Aeronaves; capítulo 1 – Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002)

Figura 14 – Longarina de asa de construção a prova de falhas.

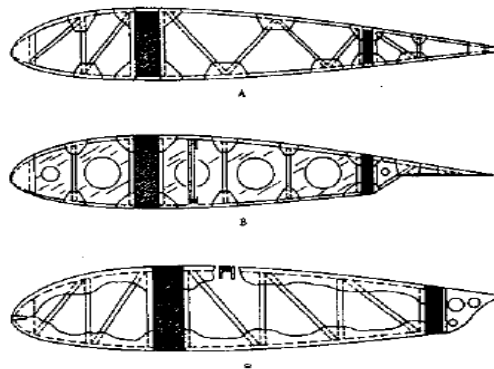


(Células de Aeronaves; capítulo 1 – Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002)

2.4.11 Nervuras de asa

Nervuras são membros estruturais que compõem a armação da asa. Elas geralmente estendem-se do bordo de ataque até a longarina traseira ou até o bordo de fuga. São as nervuras que dão à asa sua curvatura e transmitem os esforços do revestimento e reforçadores para as longarinas. As nervuras são utilizadas também em ailerons, profundos, lemes e estabilizadores. As nervuras são fabricadas em madeira ou metal. Tanto as metálicas como as de madeira são utilizadas com longarinas de madeira, enquanto apenas as nervuras de metal são usadas nas longarinas metálicas. A Fig. 15 mostra algumas nervuras típicas geralmente confeccionadas em espruce (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

Figura 15 – Nervuras típicas de madeira.



(Células de Aeronaves; capítulo 1 – Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002)

Os tipos mais comuns de nervuras de madeira são a armação de compensado, a armação leve de compensado e o tipo treliça. Desses três tipos, o tipo treliça é o mais eficiente, porém não tem a simplicidade dos outros tipos. A nervura de asa mostrada na Fig. 15A é do tipo treliça, com cantoneiras de compensado em ambos os lados da nervura e uma cobertura contínua ao redor de toda a nervura. Essas coberturas são geralmente feitas do mesmo material da nervura. Elas reforçam e fortalecem a nervura e fornecem uma superfície de fixação para o revestimento (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

Uma nervura leve de compensado é mostrada na Fig. 15B. Nesse tipo, a cobertura pode ser laminada, especialmente no bordo de ataque. A Fig. 15C mostra uma nervura com uma cantoneira contínua, que dá um suporte extra a toda a nervura com um reduzido acréscimo de

peso. Uma cantoneira contínua reforça a cobertura da nervura (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

Ela ajuda a prevenir empenamentos e melhora a junção colada entre a nervura e o revestimento, pois pode-se adicionar pequenos pregos, uma vez que esse tipo de nervura resiste melhor que as outras à utilização de pregos. As cantoneiras contínuas são mais fáceis de lidar que a grande quantidade de pequenas cantoneiras necessárias anteriormente. A Figura 24 mostra a estrutura básica longarina/nervura, de uma asa de madeira, junto com outros membros estruturais. Além das longarinas dianteira e traseira, a Fig. 16 mostra uma longarina de aileron ou falsa longarina. Esse tipo de longarina estendesse por apenas uma parte da envergadura e dá suporte às dobradiças do aileron. Vários tipos de nervuras estão também ilustrados na Fig. 16. Em adição à nervura de asa; às vezes chamada de "nervura plana", ou mesmo "nervura principal", aparecem também nervuras dianteiras e nervuras traseiras. Uma nervura dianteira também é chamada falsa nervura, uma vez que ela geralmente estende-se de um bordo de ataque até a longarina dianteira ou um pouco além (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

As nervuras dianteiras dão ao bordo de ataque a necessária curvatura e suporte. A nervura de asa, ou nervura plana, estende-se desde o bordo de ataque da asa até a longarina traseira e, em alguns casos, até o bordo de fuga da asa. A nervura traseira é normalmente a seção mais estressada, na raiz da asa, próxima ao ponto de fixação da asa à fuselagem. Dependendo de sua localização e método de fixação, uma nervura traseira pode ser chamada de nervura parede ou de compressão, caso ela seja desenhada para absorver cargas de compressão que tendem a unir as longarinas da asa (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

Uma vez que as nervuras têm pouca resistência lateral, elas são reforçadas em algumas asas através de fitas entrelaçadas acima e abaixo das seções da nervura para evitar movimento lateral. Os estais de arrasto e de antiarrasto (Fig. 16) cruzam-se entre as longarinas para formar uma armação resistente às forças que atuam sobre a asa no sentido da corda da asa. Esses estais também são conhecidos como tirante ou haste de tensão. Os cabos projetados para resistir às forças para trás são conhecidos como estais de arrasto; os estais de antiarrasto resistem às forças para a frente, na direção da corda da asa (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

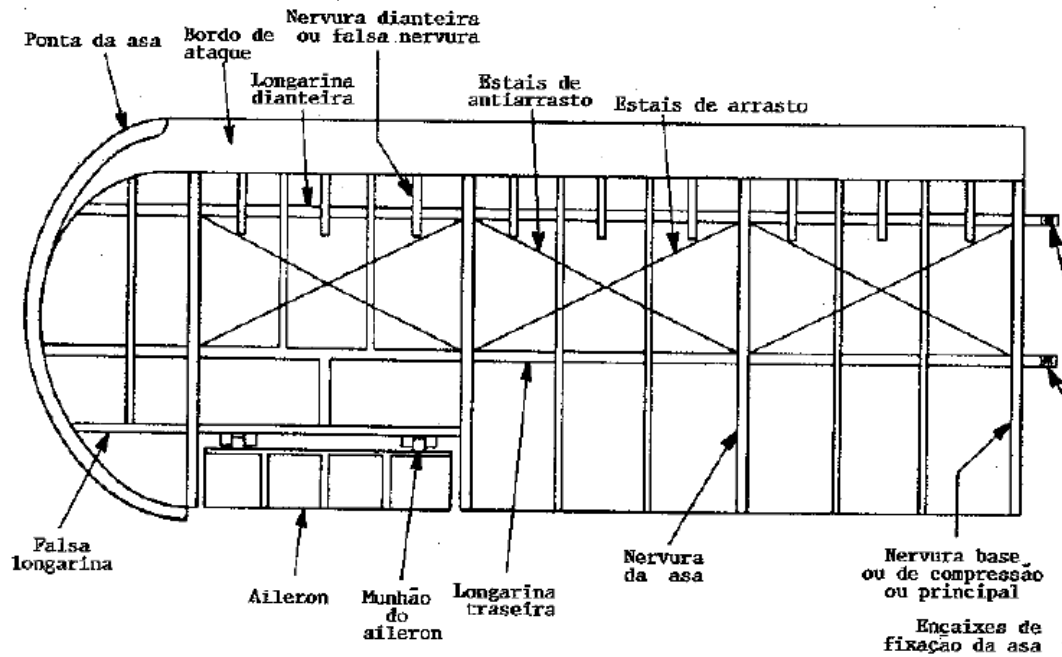
Os encaixes de fixação da asa, mostrados na Fig. 16, dão um meio de fixar a asa à fuselagem da aeronave. A ponta de asa é geralmente uma unidade removível, parafusada às

extremidades do painel da asa. Uma das razões é a vulnerabilidade a danos, especialmente durante o manuseio no solo e no taxiamento. A Fig. 17 mostra uma ponta de asa removível, de uma aeronave de grande porte. A ponta de asa é construída de liga de alumínio. Sua cobertura é fixada através de parafusos de cabeça escareada e, presa às longarinas em quatro pontos, por parafusos de 1/4 pol. O bordo de ataque da ponta de asa é aquecido pelo duto de antigelo. O ar quente é liberado através de uma saída na superfície superior da ponta de asa. As luzes de navegação são fixadas no centro da ponta de asa e geralmente não são avistadas diretamente da cabine de comando (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

Para verificar o funcionamento da luz de navegação, antigamente se usava uma vareta de lucite que levava a luz até o bordo de ataque; hoje em dia usa-se uma placa de acrílico transparente que se ilumina e é facilmente visualizado da cabine. A Fig. 18 ilustra uma vista da seção transversal de uma asa metálica cantilever. A asa é feita de longarinas, nervuras e revestimento superior e inferior. Com poucas exceções, as asas desse tipo são de revestimento trabalhante (o revestimento faz parte da estrutura da asa e suporta parte dos estresses da asa). Os revestimentos superior e inferior da asa são formados por diversas seções integralmente reforçadas (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

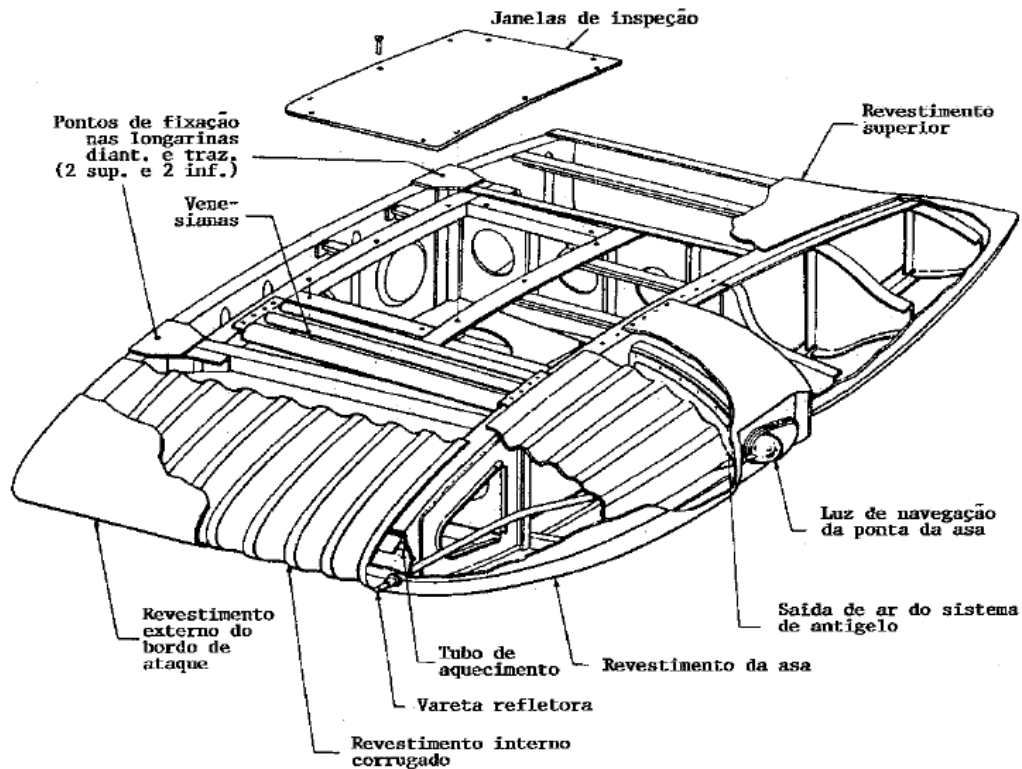
Esse tipo de construção permite a instalação de células de combustível de borracha ou pode ser selado para suportar o combustível sem as células ou tanques usuais. Esse tipo de asa com tanque integral é conhecida como "asa- molhada", e é a mais utilizada nos modernos aviões. Uma asa que utiliza uma longarina em caixa é mostrada na Fig. 19. Esse tipo de construção não apenas aumenta a resistência e reduz o peso, mas também possibilita a asa servir como tanque de combustível quando adequadamente selada. Tanto os materiais formados por sanduíche de colmeia de alumínio, como os de colmeia de fibra de vidro, são comumente usados na construção de superfícies de asa e de estabilizadores, paredes, pisos, superfícies de comando e compensadores (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

Figura 16 – Estrutura básica longarina/nervura de uma asa de madeira.



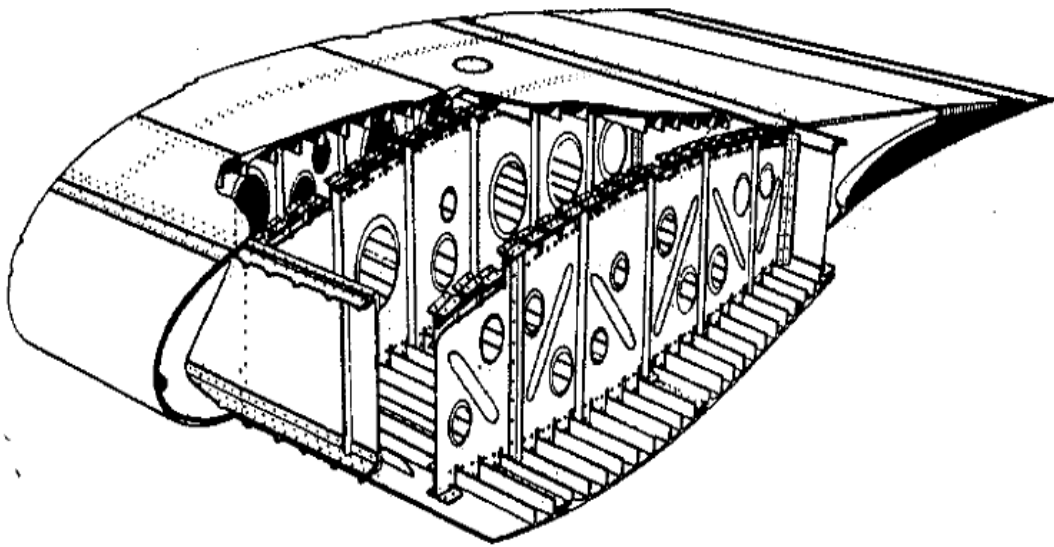
(Células de Aeronaves; capítulo 1 – Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002)

Figura 17 – Ponta removível de uma asa.



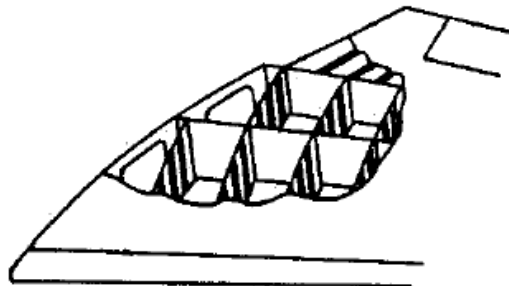
(Células de Aeronaves; capítulo 1 – Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002)

Figura 18 – Asa metálica com revestimento reforçado.



(Células de Aeronaves; capítulo 1 – Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002)

Figura 19 – Asa com longarina em caixa.



(Células de Aeronaves; capítulo 1 – Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002)

O sanduíche (honeycomb) de alumínio é feito de um núcleo de colmeia de folha de alumínio, colada entre duas chapas de alumínio. O sanduíche de fibra de vidro consiste de um núcleo de colmeia colado entre camadas. Na construção de estruturas de aeronaves de grande porte, e também em algumas aeronaves de pequeno porte, a estrutura em sanduíche utiliza tanto o alumínio como materiais plásticos reforçados. Os painéis de colmeia são geralmente núcleos celulares leves colocados entre dois finos revestimentos tais como o alumínio, madeira ou plástico (Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das Aeronaves; IAC; 2002).

2.5 FADIGA NAS AERONAVES

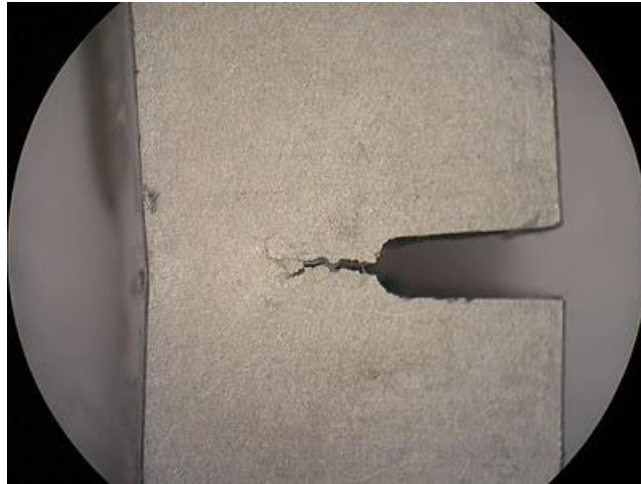
Dentre os principais problemas que afligem as aeronaves quando estão em uso, está a fadiga. Como já foram mencionados, os indícios relacionados com a fadiga são difíceis de serem identificados na prática, e quando ocorrem tais defeitos em aviões, os resultados são catastróficos. Portanto projetos de engenharia neste ramo devem sempre ter um nível do coeficiente de segurança elevado e levar em conta os desgastes por fadiga que podem prejudicar a vida útil da aeronave (LIASCH; Culturaaeronautica.blogspot.com.br 2010/2011).

O fabricante de uma aeronave, desde a fase de projeto, estima um limite de vida útil de suas aeronaves. Vários itens, como estruturas, segurança, economia e exigências legais, influem na determinação da durabilidade de uma aeronave comercial. A durabilidade da estrutura da aeronave é um fator fundamental para se estabelecer a sua vida útil. Uma aeronave sofre muitos tipos de esforços quando está em operação: pousos, turbulências, acelerações (fator carga), pressurização e despressurização, manobras, e outros. A estrutura é feita para suportar tais esforços, mas não vai poder suportá-los para sempre, há um limite prático para isso (LIASCH; Culturaaeronautica.blogspot.com.br 2010/2011).

Os engenheiros que projetam uma aeronave sabem que tipo de operação a aeronave vai fazer, as características do material de que é construída, os esforços que vai sofrer e podem estimar quanto tempo a aeronave pode voar sem sofrer reparos maiores. Mas os engenheiros sabem também que nenhuma máquina dura eternamente, e que vai chegar a um ponto no qual os reparos serão, tecnicamente ou economicamente, inviáveis (LIASCH; Culturaaeronautica.blogspot.com.br 2010/2011).

A estrutura de uma aeronave sofre danos, durante o uso, que comprometem seu desempenho e segurança com o decorrer do tempo. Entre os principais problemas que afetam as estruturas, dois merecem destaque especial, a fadiga de material e a corrosão. A fadiga é um processo físico, decorrente de esforços repetitivos no material. Se uma pessoa pegar um pedaço de arame de aço, por exemplo, e dobrá-lo repetidas vezes, ele vai se quebrar. O mesmo pode acontecer com todas as peças metálicas e algumas não metálicas dos aviões (LIASCH; Culturaaeronautica.blogspot.com.br 2010/2011).

Figura 20 – Dano típico em um componente causado por fadiga.



(<http://culturaaeronautica.blogspot.com.br>; 2011)

As partes estruturais de um avião mais sujeitas à fadiga são as longarinas das asas, as estruturas de apoio dos trens de pouso e as fuselagens pressurizadas. As longarinas das asas são um ótimo exemplo do efeito de fadiga de material, já que, enquanto o avião está voando, as asas sustentam o peso do avião, e enquanto o avião está no solo, é o avião que sustenta o peso das suas asas. São esforços de flexão em sentidos opostos, que se repetem a cada voo que o avião faz. Como as peças que suportam esses esforços da asa são as longarinas, elas estão sujeitas à fadiga depois de certo tempo de operação (LIASCH; [Culturaaeronautica.blogspot.com.br](http://culturaaeronautica.blogspot.com.br) 2010/2011).

Figura 21 – Lockheed C130 perdendo as asas por falha das longarinas.



(<http://culturaaeronautica.blogspot.com.br>; 2011)

Embora o tempo no qual a fadiga das longarinas ocorre seja previsto pelos engenheiros, às vezes ocorre falha prematura, e com resultados catastróficos. Falhas prematuras ocorrem geralmente por carga excessiva, ultrapassagem de limites operacionais de velocidade ou manobra e operação em condições não previstas pelos fabricantes, mas podem ocorrer também em condições normais de voo, por erro dos projetistas ou por deficiências de material. Substituição ou reparo de longarinas afetadas por fadiga são procedimentos extremamente dispendiosos, e muito raramente são viáveis economicamente, o que condena a célula inteira para o uso e força a retirada definitiva de serviço da aeronave (LIASCH; Culturaaeronautica.blogspot.com.br 2010/2011).

Figura 22 – Linhas das janelas reforçada por chapas sobrepostas em um Boeing 737.



(<http://culturaaeronautica.blogspot.com.br>; 2011)

A fadiga nas fuselagens pressurizadas ocorre com muita frequência, pois uma aeronave comercial é pressurizada e despressurizada a cada voo, causando esforços em milhares de peças que compõem a fuselagem. É natural que ocorra fadiga, especialmente em aeronaves de voo doméstico ou regional, que pousam e decolam várias vezes no mesmo dia. A fadiga na fuselagem causada pela pressurização é tão relevante que as aeronaves comerciais possuem limites de operação por ciclos de voo, e não por horas de operação (LIASCH; Culturaaeronautica.blogspot.com.br 2010/2011).

Cada ciclo corresponde a uma decolagem, um voo e um pouso, correspondendo a uma pressurização e a uma despressurização da cabine. Uma aeronave de porte médio, como um Boeing 737 ou um Airbus A320, por exemplo, terá um número de ciclos muito mais próximo ao número de horas de voo do que um jato grande, como um Boeing 747, que faz voos de muitas horas em rotas internacionais. Teoricamente, a fadiga por pressurização deveria ser

muito maior nas aeronaves de porte médio, mas, como as deformações na fuselagem, resultantes da pressurização na cabine, são maiores nas aeronaves de grande porte, essas sofrem mais fadiga por ciclo que uma de porte médio. Como, em geral, cada ciclo corresponde a um pouso completo, a fadiga nas estruturas que suportam os trens de pouso também é maior nas aeronaves de porte médio. Por isso, os projetistas colocam estruturas reforçadas nesse tipo de aeronave, para evitar que danos de reparo dispendioso encurtem a vida útil do avião (LIASCH; Culturaaeronautica.blogspot.com.br 2010/2011).

2.6 A LIGA 7475 – T761 E SUA UTILIDADE NA AERONÁUTICA

O professor Aécio Zangrandi (1988) estudou a fundo a liga de alumínio 7475 e de acordo com seu trabalho as ligas de alumínio 7475 de uso estrutural em aeronaves, caracterizam-se por apresentar uma elevada relação resistência/peso associada a outras propriedades mecânicas como tenacidade à fratura, resistência a corrosão sob tensões e excelente comportamento em fadiga. De acordo com a composição da liga 7475 e seu respectivo tratamento térmico, podemos caracterizar sua utilização na indústria aeronáutica, por ser uma liga de alta resistência mecânica e principalmente por ter bom comportamento em fadiga. Assim podemos verificar sua importância no mercado e no campo científico de estudo. Verificaremos a seguir as principais características desta liga.

2.6.1 Descrição da liga

A ALCOA descreve a liga 7475 como uma liga de resistência controlada desenvolvida para aplicações em chapas e placas que exigem uma combinação de alta resistência, tenacidade à fratura superior e resistência à fadiga de propagação de trinca. Os valores da tenacidade típicos para liga 7475 em placa são cerca de 40 por cento maiores do que a liga 7075, com os mesmos tratamentos térmicos de têmpera. A resistência à corrosão e comportamento à fadiga da liga 7475 são iguais e, em alguns casos, melhor do que muitas das ligas aeroespaciais de alta resistência atuais, tais como 7075, 7050 e 2024. A liga 7475 está disponível como folha nua e Alclad nos tratamentos T61 e T761. Placa está disponível em tratamentos: T651, T7651 e T7351. A Alcoa garante um nível mínimo de tenacidade à fratura, juntamente com propriedades de tração mínimas para liga 7475 de placa e folha de produtos em todo o temperamento disponível, exceto "O" (www.alcoa.com; 2013).

2.6.2 Aplicação e Propriedades

A liga 7475 na forma de placa e folha está sendo especificado para componentes de aeronaves com alto desempenho que podem sofrer esforços críticos e aplicações onde a alta tenacidade à fratura é uma consideração importante para o projeto. Deve-se considerar para peles da fuselagem, peles da asa, longarinas das asas e de anteparos (www.alcoa.com; 2013).

Tabela 3 – Composição química da liga 7475.

COMPOSIÇÃO QUÍMICA DA LIGA 7475 (%)

Si	0.10
Fe	0.12
Cu	1.2-1.9
Mn	0.06
Mg	1.9-2.6
Cr	0.18-0.25
Zn	5.2-6.2
Ti	0.06
Outros, cada	0.05
Outros, total	0.15
Alumínio	Restante

(http://www.alcoa.com/mill_products/catalog/pdf/alloy7475techplatesheet.pdf; 2013)

Tabela 4 – Propriedades mecânicas.

7475-T761

	Puro	Alclad
Espessura: in. (mm)	0.040-0.249	0.063-0.187
	(1.016-6.325)	(1.60-4.75)
Resistência a Tração. Ksi		
(Mpa)	71 (490)	67 (462)
Tensão de Escoamento, ksi		
(Mpa)	60 (414)	56 (386)
Alongamento, %	9	9

(http://www.alcoa.com/mill_products/catalog/pdf/alloy7475techplatesheet.pdf; 2013)

2.6.3 Resistência à Fratura

A liga 7475 folhas está disponível nua ou Alclad nos âmbios T61 e T761. Nua e Alclad 7475-T761 em folha foi o produto preferido para aplicações aeroespaciais, devido à sua resistência à corrosão e esfoliação combinada com maior tenacidade em comparação com a nua e Alclad 7475-T61 folha. Com base na força de rendimento de tração, a liga 7475 oferece uma folha significativamente melhor em combinação de força e resistência do que qualquer liga do tipo 2024-T3 ou 7075-T6 (www.alcoa.com; 2013).

Tabela 5 – Resistência à fratura em relação aos tratamentos térmicos especificados.

Temperamento	Espessura	$KIC: ksi\sqrt{in} . (MPa\sqrt{m}) * TLz$
T761 pura	0.040-0.125	
	in.	87.0 (95.6)
	(1.02-3.18	
	mm)	
T761 alclad	0.126-0.249	
	in.	80.0 (87.9)
	(3.20-6.32	
	mm)	

(http://www.alcoa.com/mill_products/catalog/pdf/alloy7475techplatesheet.pdf; 2013)

2.6.4 Propriedades da propagação de trincas por fadiga

A resistência à fadiga da liga 7475 na forma de folhas e de placas é semelhante àqueles de 7075 em têmperas comparáveis. A Alcoa realizou extensos testes de taxa de crescimento de trincas por fadiga com amplitude constante em ligas 7475 em folha e de placas em vários ambientes. No limite do regime, a liga 7475-T651 tem uma menor taxa de propagação de trincas por fadiga do que a 7475-T7351. Nas mais altas intensidades de estresse, a liga 7475-T7351 tem uma menor taxa de propagação de fissuras em fadiga em comparação com a 7475-T651. As taxas de propagação de trincas por fadiga de 7475-T7351 e placa da liga 2024-T351 são semelhantes. Comportamento de crescimento de trincas por fadiga sob carregamento em espectro é cada vez mais importante na seleção de ligas para esforços críticos em estruturas de aeronaves. Com base em uma carga específica em aviões de caça, a liga 7475 resistência à fadiga superior em relação ao crescimento da trinca, em comparação com as ligas 7050 e 7075 em temperamentos comparáveis (www.alcoa.com; 2013).

2.7 MECÂNICA DA FRATURA

O estudo da mecânica da fratura cerca os temas em desenvolvimento sobre projetos de engenharia. Os maiores problemas para os projetistas rondam em torno da prevenção das falhas nas estruturas. Ter o conhecimento do que causa, quando, quanto e aonde vai se originar as falhas têm sido os maiores objetivos desta ciência. A diversidade das falhas é enorme dentro das possíveis fraturas que encontramos no mundo prático, mas podemos segmenta-las em dois grupos: fraturas dúcteis e fraturas frágeis (PEREIRA, 1995).

A fratura dúctil é identificada por uma deformação plástica irreversível, na nucleação e na propagação da trinca; por outro lado, a falha frágil nos metais é caracterizada por uma grande velocidade de propagação da trinca, com pouca deformação não elástica, mesmo a nível microscópico. Esta última é mais perigosa, pois não avisa quando o colapso está iminente, ao passo que, a primeira, geralmente é gradual e acompanhada por grandes deformações. Entende-se por falha de uma parte do material ou colapso completo, o que segue uma das três condições abaixo:

- Quando a estrutura fica completamente inutilizada;
- Quando ela ainda pode ser utilizada, mas não é capaz de desempenhar a sua função satisfatoriamente;
- Quando uma séria deterioração a torna insegura para continuar a ser utilizada;

A história da humanidade está repleta de casos em que acidentes catastróficos ocorreram por falhas estruturais, associadas com o emprego de novos materiais e/ou novas tecnologias. Mesmo nos dias de hoje a falha dos materiais ainda não é um fenômeno incomum, mesmo em aplicações de alta exigência estrutural. Inclusive, atualmente, devido ao desenvolvimento de novas tecnologias de fabricação, escala de produção e necessidades de redução de custo (PEREIRA, 1995).

Figura 23 – Resultado final da falha da ponte “Pointe Pleasant” ocorrida em 1967 em Ohio- Estados Unidos.



(Fadiga livro Metalurgia Física e Mecânica Aplicada; cap. 2; pág. 381)

2.7.1 Conceitos Metalúrgicos

O comportamento de um metal ou liga metálica em fratura pode ter várias classificações, dependendo do critério abordado. Sob o ponto de vista de energia absorvida durante o processo de fratura, podemos ter a fratura frágil, associada com uma pequena

quantidade de energia absorvida e a fratura tenaz, onde é consumida uma grande quantidade de energia antes de ocorrer à fratura. Sob o ponto de vista da deformação plástica que ocorre na vizinhança das superfícies de fratura, a fratura pode ser classificada como dúctil ou frágil (FORTES, 2003).

Quando a deformação plástica precedendo a fratura é intensa, dizemos que a fratura é dúctil. Como a deformação plástica ocorre com consumo de energia, a fratura dúctil está vinculada a um comportamento tenaz. Por outro lado, a fratura frágil é aquela que ocorre com baixo nível de deformação plástica e, portanto com pequeno consumo de energia. Sob o ponto de vista de micromecanismos de fratura, podemos dizer que a fratura dúctil normalmente ocorre por cisalhamento, enquanto que a fratura frágil ocorre por clivagem (FORTES, 2003).

Tabela 6 - Diversas classificações dos processos de fratura.

Ponto de Vista	Classificação da Fratura	
Modo cristalográfico	Cisalhamento	Clivagem
Aspecto da fratura	Fibrosa	Granular
Deformação plástica	Dúctil	Frágil
Energia absorvida	Tenaz	Frágil

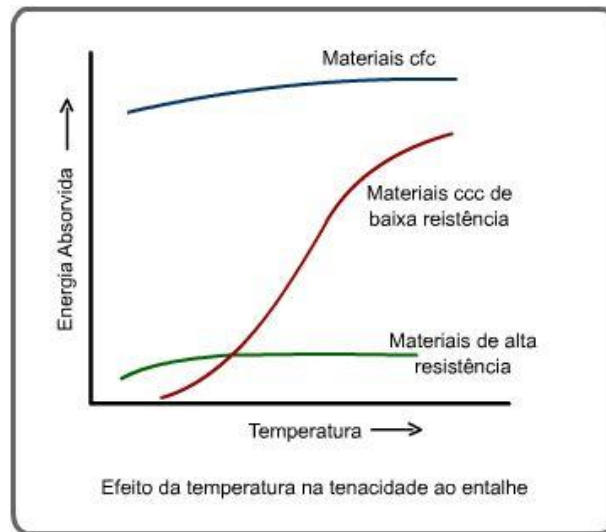
(FORTES, Cleber; **Mecânica da Fratura**; pág 3; 2003)

2.7.2 Temperatura de Transição

Normalmente, os materiais apresentam uma variação de tenacidade ou de ductilidade com a variação da temperatura. Metais com estrutura cristalina cúbica de faces centradas como, por exemplo, cobre, alumínio, níquel e aço inoxidável austenítico, apresentam uma queda suave de tenacidade com a diminuição da temperatura. Por sua vez, metais com estrutura cristalina cúbica de corpo centrado como, por exemplo, aços ferríticos, apresentam sensível queda em tenacidade em certa faixa de temperatura (FORTES, 2003).

Como é ilustrado no gráfico 1 de forma esquemática, a variação de tenacidade com a temperatura, para ambos os tipos de estrutura cristalina.

Gráfico 1 – Curvas de ductilidade em função da temperatura.



(<http://www.cimm.com.br>; temperatura de transição; 2013)

Deve ser notado que a causa da transição do comportamento dos aços ferríticos de dúctil para frágil quando a temperatura diminui é uma mudança no modo metalúrgico de fratura de cisalhamento para clivagem, por uma inibição dos mecanismos de deformação plástica, e não como uma causa, temos uma passagem de escoamento em larga escala para escoamento restrito no comportamento mecânico macroscópico do material, fazendo com que o material fracture logo após o limite de escoamento ser atingido (FORTES, 2003).

Não só a temperatura, mas qualquer parâmetro que restrinja a deformação plástica pode provocar uma queda na tenacidade ou na ductilidade, como, por exemplo, a taxa de deformação ou o estado de tensões reinante (FORTES, 2003).

2.7.3 Conceitos Básicos da Mecânica Linear da Fratura

O estudo da mecânica linear da fratura se resume em conceituar as falhas mecânicas que ocorrem respeitando as leis do regime elástico de propagação de trinca. Segundo o professor Celso Pinto, pelo conhecimento das propriedades dos materiais, qualquer projetista poderá selecionar inicialmente o material adequado. No entanto, mesmo que empregue cuidadosamente os procedimentos de projetos, quanto à análise de tensões e deformações, isto tudo ainda será insuficiente, pois há outros fatores que devem ser levados em conta. Esses fatores são devidos à presença de tensões cíclicas, concentração de tensões, falhas de natureza

metalúrgica, efeitos de temperaturas altas e baixas, corrosão e outros efeitos especiais (PEREIRA, 1995).

Como os componentes mecânicos estruturais dificilmente estarão isentos de descontinuidades, trincas e outros defeitos que concentram tensões nas suas vizinhanças, estas criam pequenas regiões de deformações plásticas que podem conduzir a consequências desastrosas, como já foi o caso, por exemplo, da queda de aeronaves com perdas irreparáveis de vidas humanas. Além disso, os materiais de alta resistência mecânica têm baixa resistência a trincas e as estruturas construídas com estes materiais, mesmo que apresentem trincas muito pequenas, podem fraturar com tensões inferiores às tensões máximas para as quais foram projetadas (PEREIRA, 1995).

Um melhor entendimento do efeito de trincas e defeitos na fratura dos componentes estruturais surgiu com o desenvolvimento da denominada Mecânica Linear da Fratura, que apresenta uma metodologia capaz de suprir a inadequação dos conceitos convencionais de projeto (PEREIRA, 1995).

2.7.4 Propagação das Trincas

Seguindo os estágios da fratura, temos após a nucleação da trinca a propagação da trinca, em que podemos ter analisar certa previsão do que irá acontecer com o corpo de prova ou material fraturado em questão. Analisamos a velocidade da propagação, o tipo de propagação (quanto aos grãos), formas da trinca, número de trincas, entre outros. A fratura está intimamente ligada com a propagação de uma ou mais trincas do material até a extensão de uma fenda, quando então o componente mecânico não mais suportará o carregamento por muito tempo. Ainda que se usem procedimentos de inspeção, dificilmente se consegue projetar a iniciação de uma trinca, mesmo porque a maioria dos componentes mecânicos traz consigo algumas trincas ou defeitos de fundição. Mesmo assim, deve-se tentar projetar os componentes para que neles não ocorram propagações de trincas ou, ao menos seja possível controlar essa propagação (PEREIRA, 1995).

A introdução de uma descontinuidade ou entalhe numa parte qualquer do material produzirá uma forte concentração e triaxialidade de tensões, cujo grau depende da geometria do entalhe e das condições de carregamento (PEREIRA, 1995).

Figura 24 – Análise de falha em estrutura.



(<http://www.matcoinc.com/failure-analysis/forensic-engineering>; 2013)

2.7.5 Conceito de Griffith para a fratura

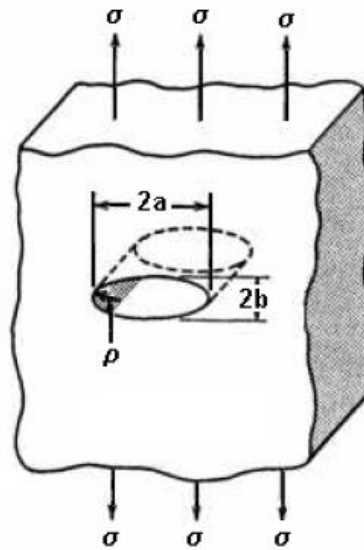
A Mecânica Linear da Fratura (M.L.F.) foi desenvolvida a partir dos estudos iniciais de Griffith (1921), que buscou explicar o porquê da resistência de um material ser consideravelmente menor, do que a resistência teórica baseada nas forças entre átomos. Ele concluiu que, na realidade, os materiais devem conter pequenos defeitos e trincas microscópicas que reduzem sua resistência. Estas trincas causam concentração de tensões, e estas normalmente não são levadas em consideração no cálculo de um fator de concentração de tensões linear elástico K_t (PEREIRA, 1995).

Como pode ser observada para o caso de um defeito elíptico, Figura 25, em uma placa infinita e submetida a uma tensão uniaxial, aplicada distante do defeito central, o seu fator de concentração de tensões é definido pela equação:

$$K_t = 1 + 2(a/b) \quad (1.1)$$

Quando $b \rightarrow 0$, o defeito torna-se uma trinca e, pela equação (1.1) $K_t \rightarrow \infty$. Consequentemente isto sugeriria que um material com uma trinca não seria capaz de resistir a qualquer aplicação de forças, o que é contrário ao observado (PEREIRA, 1995).

Figura 25 – Defeito elíptico numa placa sob tensão uniaxial.



(FORTES, Cleber; **Mecânica da Fratura**; pág. 19; 2003)

Assim Griffith, através de rigoroso tratamento matemático, desenvolveu um conceito para explicar como uma propagação estável de trinca poderia existir em um material. Baseado no conceito de energia, Griffith fez o balanço energético entre a energia consumida para a propagação da trinca (W) e a energia liberada pelo sistema (U). O sistema abrange a extensão da placa com uma trinca e o carregamento externo. Ele postulou que “a propagação de uma trinca somente torna-se instável, se um incremento no crescimento (da) da trinca resultar na liberação de mais energia armazenada do que aquela consumida ou absorvida na produção de uma nova superfície livre de trinca” (PEREIRA, 1995).

Desta maneira é possível escrever:

$$d/da(U + W) = 0$$

ou

$$dW/da = -dU/da \quad (1.2)$$

O segundo membro da Eq. 1.2 é definido como:

$$G = -dU/da \quad (1.3)$$

Que é denominado como “*taxa de liberação de energia*”.

O primeiro membro da Eq. 1.2 é definido como:

$$R = dW/da \quad (1.4)$$

E denominado “*resistência de crescimento da trinca*”.

Desse modo, para uma trinca ser *estacionária*, ou ter uma propagação *instável*, em determinado material, terá que apresentar $G \leq R$ ou $G > R$, respectivamente (PEREIRA, 1995).

Baseado nessa premissa e com subsequente refinamento matemático, principalmente realizado por Irwin, a M.L.F. teve um desenvolvimento analítico aproximado para a fratura, a qual fornece a distribuição de tensões nas vizinhanças da ponta da trinca em função de alguns parâmetros, tais como: tensão nominal aplicada na estrutura, tamanho, forma e orientação da trinca. Com isto permite-se representar as propriedades de fratura do material, muitas vezes, em termos de um único parâmetro (PEREIRA, 1995).

2.7.6 Análise de tensões em trincas

Segundo Cleber Fortes, Wastergaard determinou a natureza das distribuições de tensões na ponta de uma trinca, utilizando uma análise de tensões baseada em conceitos da teoria da elasticidade. Os campos de tensões circundando a ponta de uma trinca podem ser divididos em três modos principais de carregamento que envolve deslocamentos diferentes das superfícies da trinca.

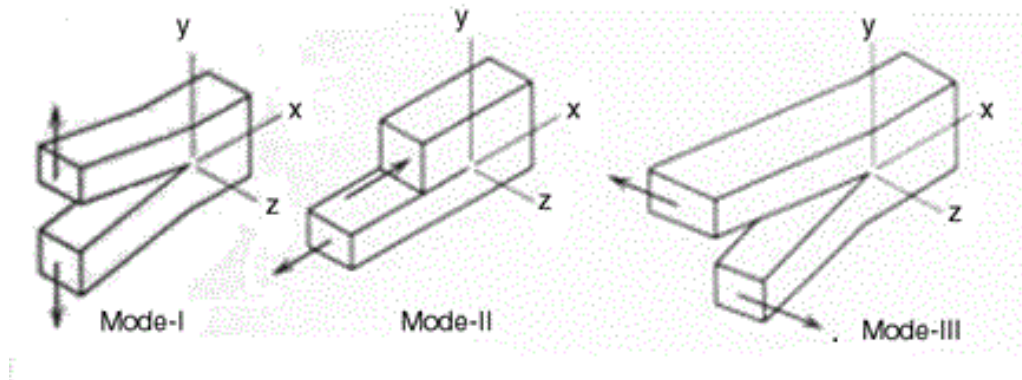
2.7.7 Modos de Deformação na Ponta da Trinca

Foi considerado, até agora, que o plano de carregamento é simétrico e perpendicular em relação ao plano da trinca. Esta é provavelmente a situação mais frequente nas aplicações de Engenharia e é denominada como *modo de abertura ou de tração da trinca* (designado como modo 1), Figura 26a. Na realidade, uma trinca de um corpo pode estar sujeita a três diferentes tipos de carregamento, produzindo três modos possíveis de deformação. As Figuras 26b e 26c mostram os outros dois modos de deformação:

1. *Abertura ou tração da trinca* (modo 1): têm simetria em relação ao plano (x,y) e ao plano (x,z).

2. *Modo de deslizamento ou de cisalhamento* (modo 2): têm simetria em relação ao plano (x,y) e anti-simetria em relação ao plano (x,z).
3. *Modo de rasgamento ou corte* (modo 3): têm anti-simetria em relação aos planos (x,y) e (x,z) (FORTES, 2003).

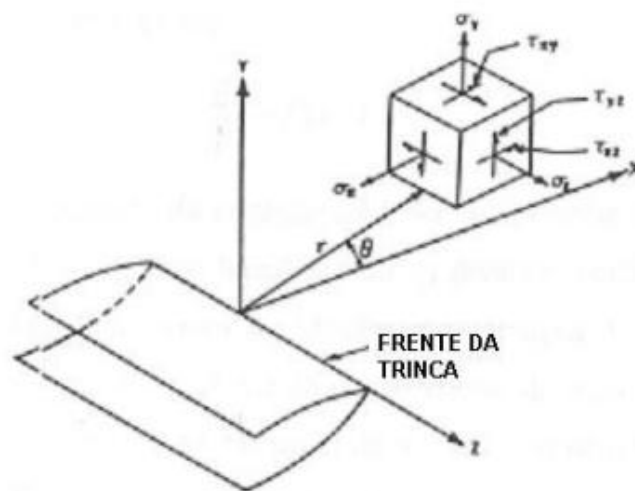
Figura 26 – Modos de deformação na ponta da trinca.



(FORTES, Cleber; **Mecânica da Fratura**; pág. 23; 2003)

O modo 1 de carregamento é encontrado na maioria dos casos e, portanto, apresenta um maior desenvolvimento nos métodos analíticos e experimentais que os outros modos de carregamento. As tensões mostradas na Figura 27 podem ser resolvidas através das equações abaixo:

Figura 27 – Distribuição de tensões na vizinhança da ponta de uma trinca.



(FORTES, Cleber; **Mecânica da Fratura**; pág. 24; 2003)

Equações (1.5) à (1.9):

$$\sigma_y = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right]$$

$$\sigma_x = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right]$$

$$\tau_{xy} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} \left[\sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \right]$$

$$\sigma_x = 0 \text{ (tensão plana)}$$

$$\sigma_x = \nu(\sigma_y + \sigma_z) \text{ (deformação plana)}$$

Pode ser observado nessas equações que as tensões locais poderiam crescer até atingir valores extremamente altos quando o raio r se aproximasse de zero, o que não acontece, porém, porque a ponta da trinca sofre deformação plástica. A partir desse estágio, na zona plástica da ponta da trinca, as equações acima não são mais aplicáveis (FORTES, 2003).

Uma característica importante dessas equações é o fato que a distribuição de tensões em torno de qualquer trinca em uma estrutura é similar e depende somente dos parâmetros r e θ . A diferença entre um componente trincado e outro reside na grandeza do parâmetro K do campo de tensões, definido como **fator de intensidade de tensões**. Essencialmente, k serve como um fator de escala para definir a magnitude do campo de tensões. Do desenvolvimento de Westergaard, pode ser deduzido que:

$$K = f(\sigma, a) \quad (1.10)$$

Onde a relação funcional depende da configuração do componente trincado e do modo de aplicação das cargas. Existem muitas funções para as diversas configurações de corpos de prova, estando disponíveis na literatura de Mecânica da Fratura. É importante comparar o fator de intensidade de tensões K e o fator de concentração de tensões K_t . Embora K_t leve em consideração variáveis geométricas, tamanho de trinca e raio na ponta da trinca, o fator de intensidade de tensões K incorpora ambos termos geométricos (o comprimento da trinca aparece explicitamente, enquanto que o raio na ponta da trinca é considerado muito pequeno)

e nível de tensões. Dessa forma, o fator de intensidade de tensões incorpora mais informações do que o fator de concentração de tensões (FORTES, 2003).

Se o fator de intensidade de tensões de uma determinada amostra é conhecido, então é possível determinar o máximo fator de intensidade de tensões que causaria falha. Esse valor crítico **K_c** é descrito na literatura como a **tenacidade à fratura do material**. Uma analogia interessante pode ser feita entre tensão e resistência, e fator de intensidade de tensões e tenacidade à fratura (FORTES, 2003).

Um componente pode sofrer muitos níveis de tensões que produz deformação plástica permanente, que é a tensão de escoamento, bem como um único nível de tensões que causa fratura, que é a tensão limite de resistência. Da mesma forma, o fator de intensidade de tensões na ponta de uma trinca pode variar com o nível de carregamento aplicado e com o comprimento da trinca. Porém, existe um único nível de intensidade de tensões que causa a fratura, que é o nível crítico de intensidade de tensões, definido como tenacidade à fratura. Portanto, a tensão está para a resistência mecânica assim como o fator de intensidade de tensões está para a tenacidade à fratura (FORTES, 2003).

2.8 CONCEITOS DE FADIGA

Os problemas com fadiga nos materiais têm acompanhado a humanidade a um longo tempo. As primeiras aparições deste fenômeno remontam o ano de 1829, quando Wilhelm August Julius Albert publicou resultados de testes realizados em correntes de ferro submetidas a carregamentos cíclicos (PEREIRA, 1995).

No período de 1852 a 1869, em Berlim, August Wöhler estudou a ruptura de eixos ferroviários. A ocorrência destas falhas era imprevisível para os engenheiros da época. Vários eixos fraturavam após apenas algumas centenas de quilômetros de serviço e, embora projetados de acordo com critérios de resistência estática, essa fratura ocorria sob condições de carregamento normal. Apesar de ensaios de tração realizada no material antes da entrada em serviço revelar adequada ductilidade, a ruptura em serviço não apresentava sinais de deformação plástica. Ainda, estes mesmos ensaios realizados no material após a fratura apresentavam as características de ductilidade iniciais (PEREIRA, 1995).

O nome fadiga se deve ao fato do mecanismo deste fenômeno ser desconhecido na época, daí então se dizia que o material "cansava" ou "fadigava". O mecanismo de fadiga dos

materiais atua como um desgaste nas propriedades mecânicas dos materiais, através de carregamento periódico, que pode ser constante ou variável (PEREIRA, 1995).

Os ciclos dinâmicos ocorrem com alternância entre tensão e deformação. Isso gera a nucleação de uma trinca e a seguinte propagação da mesma. Inicialmente as tensões cisalhantes provocam um escoamento localizado gerando intrusões e extrusões na superfície; isto aumenta a concentração de tensões dando origem a uma descontinuidade inicial. À medida que esta descontinuidade vai ficando mais "aguda" a mesma pode começar a propagar gerando uma "trinca de fadiga" cujo tamanho aumentará progressivamente até a fratura do componente (PEREIRA, 1995).

Figura 28 – Fratura frágil ocorrida em um navio de carga Liberty que separou o navio em duas partes em 1941.



(Fadiga livro Metalurgia Física e Mecânica Aplicada; cap. 2; pág. 382)

2.8.1 Conceitos Básicos de Fadiga

Segundo o professor Celso, a maioria dos elementos estruturais ou componentes de máquinas está submetida a tensões variáveis produzidas por solicitações de carga e descarga que variam periodicamente ou por contato com peças rotativas. Os elementos sujeitos a este tipo de esforços rompem-se ou falham, frequentemente, sob valores de tensão muito abaixo da tensão de ruptura do material, determinado mediante o clássico ensaio estático de tração. Este tipo de falha provocada por carregamento cíclico prolongado denomina-se fratura por fadiga.

Ao projetar corretamente elementos submetidos a tensões alternadas, é necessário conhecer a tensão a ser aplicada, para que o elemento permaneça sem se romper após um

grande número de ciclos, ou a tensão especialmente mais alta que pode ser aplicada certo número limitado de vezes. Este último caso é importante quando se projetam máquinas ou elementos mecânicos para uma vida finita pré-estabelecida. A máxima tensão que o material é capaz de resistir, sem falhar, seja qual for o número de repetições intermitentes da mesma, recebe o nome de limite de resistência à fadiga, ou simplesmente limite de fadiga, sendo designada por σ (PEREIRA, 1995).

O limite de resistência à fadiga avalia-se por via experimental nas máquinas de ensaios adequadas, devendo-se submeter a provas no mínimo de seis amostras de um dado material. O estudo da fadiga é de primordial importância para o projeto de peças sujeitas a tensões cíclicas, que são hoje cada vez em maior número, como por exemplo, eixos de turbinas, fuselagem de aeronaves que sofrem pressurização na decolagem e despressurização na aterrissagem, etc. No carregamento cíclico, quer intermitente ou alternado, o material rompe-se devido a muitos movimentos micro estruturais eminentemente localizados que levam à propagação de trincas. Nos primeiros estágios de desenvolvimento de uma trinca ocorrem deslizamentos microscópicos e irreversíveis no interior dos grãos, causando extrusões e intrusões na superfície externa dos grãos, que passam a atuar como concentradores de tensões, havendo gradualmente uma redução de ductilidade nas regiões desses planos de deslizamento (PEREIRA, 1995).

A fratura em materiais policristalinos pode ser classificada, à luz da metalografia, como transgranular (a trinca propaga-se através dos grãos) ou intergranular (a trinca propaga-se ao longo dos contornos de grão) (PEREIRA, 1995).

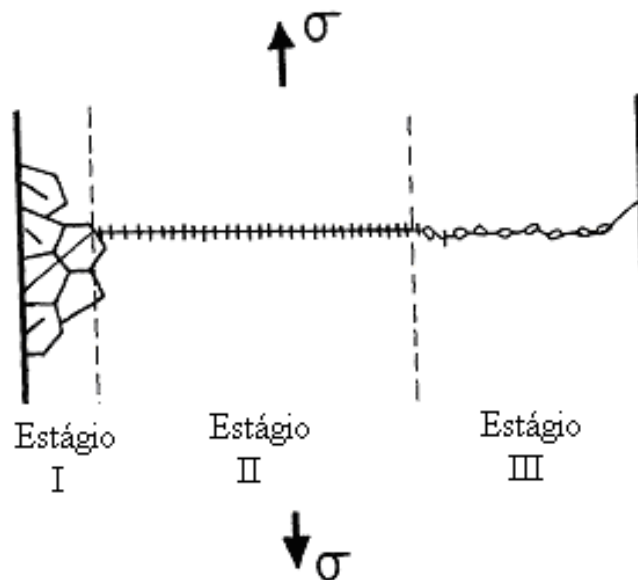
1. Nucleação ou iniciação da trinca de fadiga;
2. Propagação da trinca;
3. Ruptura final;

Devido às solicitações cíclicas, as trincas iniciam-se (ou são nucleadas) normalmente na superfície das peças, onde são máximas as tensões e surgem irregularidades superficiais que concentram essas tensões. Além disso, os cristais na superfície estão mais livres do que no interior e, assim mais sujeitos à ocorrência de deformação sob tensão. Uma vez iniciada a trinca, a propagação dá-se em três fases: a fase um consiste num crescimento a 45 graus relativamente à direção da solicitação, devido a valores elevados da tensão de cisalhamento (PEREIRA, 1995).

Na fase dois a trinca tende a propagar-se perpendicularmente à solicitação externa, comportamento provavelmente regido pelo valor da tensão normal, sendo que nesta fase a

velocidade de propagação é função da variação do fator de intensidade de tensão. Finalmente, atingindo um tamanho crítico da trinca, ocorre a fase terminal, fase três, com a consequente ruptura instável (PEREIRA, 1995).

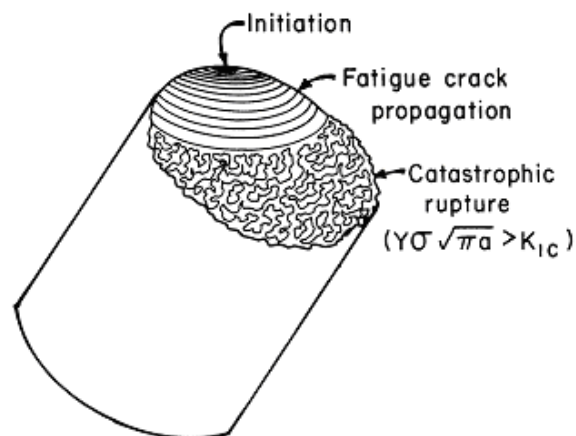
Figura 29 – Iniciação e fases 1, 2 e 3 do crescimento de uma trinca de fadiga.



(Projetos de Elementos de Máquinas; **arquivado no curso de Engenharia Mecatrônica da UNIP**; 2013)

Uma relação entre a iniciação, propagação e o tamanho crítico na trinca de um corpo de prova de ensaio de fadiga, em laboratório é mostrada esquematicamente a seguir.

Figura 30 – Esquema mostrando as regiões de iniciação, propagação e fratura de uma trinca por fadiga.



(Projetos de Elementos de Máquinas; **arquivado no curso de Engenharia Mecatrônica da UNIP**; 2013)

Neste caso, a trinca tem uma iniciação, cresce por certa distância que depende do material da amostra e, finalmente ocorre à *fratura*. Em muitas vezes, os níveis de tensão aplicados para a iniciação e propagação da fadiga podem estar abaixo dos níveis de “tensão admissível de projeto” para carregamento estático, o que mostra a necessidade de critérios mais sofisticados da integridade (PEREIRA, 1995).

2.8.2 Carregamento Cíclico

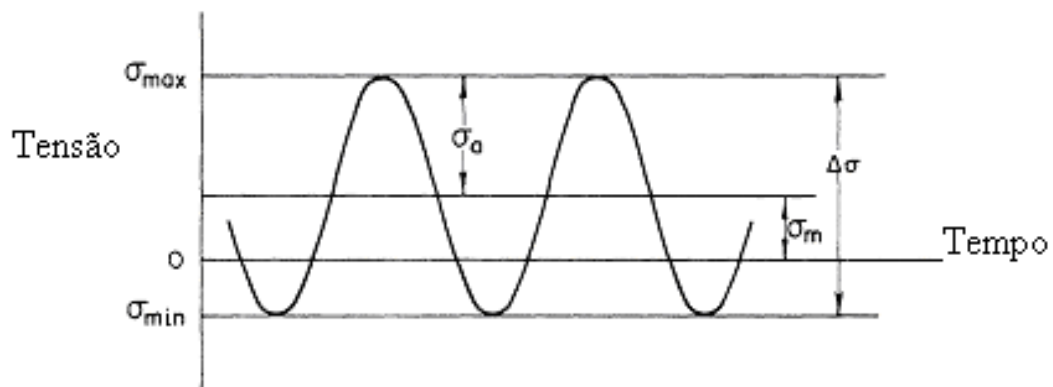
Os dois tipos de carregamento cíclicos são: o de *amplitude constante* e o de *amplitude variável* (ou aleatório). No primeiro tipo, a variação de tensão, $\Delta\sigma$, deve permanecer constante, ou seja, a faixa de tensão não varia, assim (PEREIRA, 1995):

$$\Delta\sigma = \sigma_{\text{máx}} - \sigma_{\text{mín}} \quad (1.11)$$

A tensão média é:

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{\text{máx}} + \sigma_{\text{mín}}}{2} \quad (1.12)$$

Gráfico 2 – Terminologia para carregamento cíclico de amplitude constante.



(Projetos de Elementos de Máquinas; [arquivado no curso de Engenharia Mecatrônica da UNIP](#); 2013)

A amplitude de tensão é definida como:

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{\text{máx}} - \sigma_{\text{mín}}}{2} \quad (1.13)$$

Uma grandeza importante no estudo da fadiga é a relação entre a tensão mínima e a máxima, denominada *razão de tensões ou razão de carregamento* (PEREIRA, 1995):

$$R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} \quad (1.14)$$

2.8.3 Critérios de Projeto na Fadiga

Existem duas abordagens ou requisitos importantes nos projetos industriais quanto à fadiga: uma é baseada no conceito tradicional de projeto e é denominada de *duração garantida ou vida segura “safe life”*, enquanto a outra é baseada na *ruptura controlada ou falha segura “fail safe”* (PEREIRA, 1995).

O conceito de VIDA SEGURA baseia-se na hipótese de que o material utilizado não contém trincas, ou pelo menos, que está sujeito a tensões aplicadas suficientemente baixas para não provocar propagação de trincas se estas existirem. Em outras palavras, este conceito procura garantir que, para a tensão aplicada na estrutura, não haverá fratura brusca durante a vida útil para a qual o componente ou estrutura foi projetado. Na realidade, trata-se do estudo do comportamento inicial da fadiga. Isto implica que a vida de uma estrutura possa ser prevista antes mesmo do seu término, para que a estrutura possa ser substituída ou retirada de uso (PEREIRA, 1995).

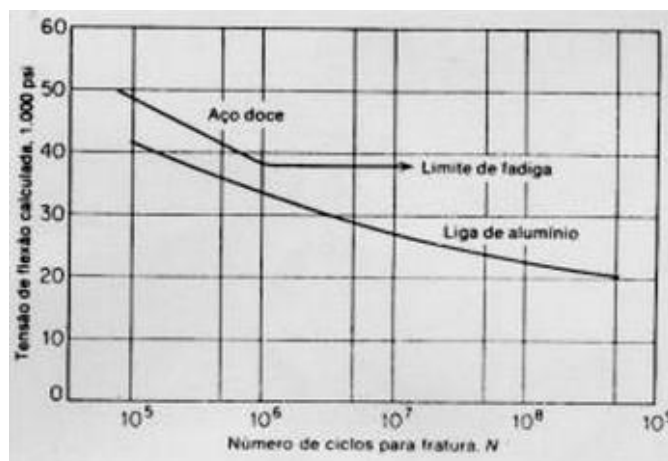
Geralmente, os cálculos baseiam-se nas curvas σ -N ou de Wöhler e na Equação de Miner, a serem apresentadas nas próximas seções, que são utilizadas para prever a vida em carregamento com amplitude variável. O conceito de falha segura considera a proteção total contra trincas, é essencialmente o estudo da propagação de trincas por fadiga, e usa os conceitos de *Mecânica da Fratura*. É o método da avaliação crítica de defeitos. Está baseado na hipótese de que a estrutura contém algum defeito, mas que *continuará a trabalhar satisfatoriamente*, mesmo com a presença do defeito (PEREIRA, 1995).

O projeto deve garantir que a propagação das trincas não conduzirá à completa falha estrutural, quer por escoamento geral ou por fratura frágil. Para este controle devem-se fazer inspeções periódicas a fim de se detectar trincas em seu tamanho mínimo, para que se possa controlar sua propagação; ou então, limitando-se as trincas antes que elas se propaguem completamente, ao longo da vida útil do componente estrutural (PEREIRA, 1995).

2.8.4 Curvas $\sigma - N$

A maneira mais rápida para a apresentação dos resultados dos ensaios de fadiga, onde CDPs idênticos são fabricados e testados em várias amplitudes de tensão (normalmente à amplitude constante), é sem dúvida, através da curva $\sigma - N$ ou curva de Wöhler. Convém lembrar que a ASTM usa “S”, em lugar de “ σ ”. Então, em muitas situações estas curvas são expressas por “curvas S – N”; no entanto, prefere-se ficar com a norma ISO, que recomenda que se use “ σ ” para designar a tensão. Nessa curva normalmente é lançada a tensão máxima, $\sigma_{\text{máx}}$, nominal, sem considerar o concentrador de tensões, no eixo das ordenadas contra o número de ciclos necessários à fratura, N , também denominado vida de fadiga, que normalmente emprega uma escala logarítmica, no eixo das abscissas (PEREIRA, 1995).

Gráfico 3 – Curvas $\sigma - N$ para aço doce e liga de alumínio, sob carregamento cíclico de tração – compressão.



(Apostila de análise de Falhas; **arquivado no curso de engenharia da UNICAMP; 2002**)

Geralmente a determinação das propriedades da fadiga dos materiais é feita em flexão rotativa, torção ou tração-compressão, fazendo-se um entalhe inicial no CDP para promover uma concentração de tensões. A curva $\sigma - N$ é determinada com cerca de 8 a 12 corpos de prova. Estes ensaios são padronizados pela norma ASTM E466-82. Notar que, no Gráfico 3, quanto menor a tensão máxima aplicada, $\sigma_{\text{máx}}$, maior é o número de ciclos, N , suportado pelo material para se romper. Então, a relação $\sigma - N$ é denominada para um valor específico de $\sigma_{\text{méd}}$ ou R , e pode-se observar que as falhas de fadiga estão relacionadas com um grande número de ciclos ($N > 10^5$ ciclos) (PEREIRA, 1995).

Nestas condições, a tensão é tomada geralmente como elástica; porém, à rigor, ocorre a deformação plástica nos metais de maneira eminentemente localizada e, então para tensões maiores, a vida de fadiga decresce progressivamente, tomando a deformação plástica generalizada de difícil interpretação em termos somente de tensão. Os metais não-ferrosos em geral, como por exemplo: *ligas de alumínio, magnésio e de cobre*, não apresentam esse patamar. Assim, a curva $\sigma - N$ decresce continuamente com o aumento do número de ciclos. Neste caso costuma-se caracterizar as propriedades de fadiga do material fornecendo-se o limite de fadiga para um número arbitrário de ciclos, como por exemplo, 10^8 ciclos (PEREIRA, 1995).

A metodologia proposta por Wöhler apresenta algumas desvantagens, tais como:

- Não permite distinguir com clareza, os estágios de iniciação e de propagação de trincas;
- Torna difícil a previsão da falha de fadiga;
- Apresenta elevado espalhamento de resultados;

2.8.5 Influências do Ambiente

2.8.5.1 Efeito da Temperatura

Muitos componentes mecânicos estão sujeitos a condições de fadiga quando trabalham em temperaturas diferentes da ambiente. Por exemplo, componentes de aeronaves em grandes altitudes podem alcançar temperaturas de congelamento, enquanto uma turbina a gás ou a vapor irá funcionar a centenas de graus Celsius. Testes sobre um número de ligas de aço e alumínio atingindo temperaturas abaixo de -50°C , e até mais baixas em alguns casos, têm mostrado que a resistência à fadiga é praticamente igual ou em alguns casos melhor do que a temperatura normal ($+20^{\circ}\text{C}$) (PEREIRA, 1995).

Por outro lado, os testes de fadiga em altas temperaturas (até aproximadamente 300°C), mostram pouco ou nenhum efeito, após o qual para os aços, por volta de 400°C , há um aumento da resistência à fadiga, atingindo um valor máximo, seguido por uma rápida queda de valores bem abaixo daqueles à $+20^{\circ}\text{C}$. Uma característica interessante a mais é que um material tendo um determinado limite de fadiga numa temperatura ambiente irá perdê-lo em

altas temperaturas, e a curva $\sigma - N$ continuará a cair de maneira suave e um limite de resistência à fadiga terá que ser considerado. Acima de certa temperatura, há uma interação entre fadiga e os efeitos de fluência (“creep”). Descobriu-se que, acima de 700°C, as ligas de aço resistentes ao calor têm a fadiga como o critério de fratura, uma vez que para altas temperaturas a fluência (deformação lenta) torna-se a causa da falha (PEREIRA, 1995).

2.8.5.2 Efeito da Corrosão

Testes de fadiga são normalmente realizados ao ar, como uma condição de referência, mas na prática, muitos componentes estão sujeitos a tensão cíclica na presença de um meio corrosivo. A corrosão é essencialmente um processo de oxidação e, sob condições estáticas, é formado um *filme de óxido protetor* o qual tende a protelar o ataque da corrosão. Na presença da tensão cíclica a situação é muito diferente, uma vez que uma pequena porção do filme de óxido protetor é rompida em cada ciclo, permitindo o ataque posterior (PEREIRA, 1995).

Uma explicação simplificada do mecanismo da fadiga com corrosão é que a microestrutura na superfície do metal é atacada pelo agente corrosivo, causando uma fácil e mais rápida iniciação das trincas. A concentração de tensões na ponta das fissuras quebra o filme de óxido, e o agente corrosivo na trinca age como uma forma de eletrodo, com a ponta da trinca tornando-se um anodo, pelo qual o material é removido, e assim ajudando a ação da propagação sob fadiga. Foi mostrado que os efeitos separados da corrosão e da fadiga quando adicionados, não causam uma redução tão séria na resistência, como as duas condições atuando simultaneamente. Um dos aspectos importantes da corrosão na fadiga é que o metal estando trabalhando no limite de fadiga ao ar, não resistirá por muito tempo a um ambiente corrosivo; no entanto, fraturas podem ser obtidas com tensões muito abaixo, após centenas de milhões de ciclos (PEREIRA, 1995).

2.8.6 Propagação de trincas e vida útil em fadiga

Assim conclui-se que, a falha ou ruptura por fadiga em componentes mecânicos inicia-se nos pontos mais solicitados, na forma de pequenas trincas de fadiga que se vão propagando e, com isso reduzindo a seção resistente do componente, até que uma sobrecarga leve à ruptura final, com uma brusca propagação da trinca. A resistência à fadiga do componente deve ser analisada de forma distinta, para o período de *nucleação da trinca* e para o período

de *propagação da trinca*, pois os fenômenos envolvidos são bastante diferentes (PEREIRA, 1995).

Em muitos casos, principalmente em componentes de grandes dimensões, o material não pode ser considerado homogêneo, pois sempre existem defeitos internos, oriundos do processo de fabricação. Nestes casos, a *vida de fadiga* é principalmente função da resistência à propagação dos defeitos do material, já que a nucleação da trinca é imediata, a partir do defeito. Deste modo, a previsão da resistência mecânica deve levar em conta, explicitamente, a propagação da trinca por fadiga (PEREIRA, 1995).

3 MATERIAIS E MÉTODOS

Em nosso cotidiano, a indústria em geral realiza projetos de engenharia, de acordo com vários critérios de segurança e especificações. Em um projeto fazemos a seleção dos materiais apropriados, de acordo com suas propriedades mecânicas. Com a evolução das ciências envolvidas e o nível do rigor sendo aumentado pelas indústrias, necessitou-se da presença de outros critérios para a realização dos projetos de engenharia. Foram adicionados fatores como: resistência à fadiga, tenacidade à fratura, resistência à corrosão, propriedades mecânicas mais avançadas, entre outros.

Quando analisamos as propriedades mecânicas de um determinado material, precisamos verificar para isso, sua microestrutura, que está associada intimamente à composição química do material. A composição química deve ser estudada levando em consideração os tratamentos em que o material foi submetido (tratamentos térmicos, superficiais, etc.). Devemos ter todo o conhecimento possível a cerca da liga em estudo, para sua específica aplicação.

O estudo prático deste trabalho tem como alvo, a análise minuciosa das propriedades da liga de alumínio 7475 – T761, a partir de testes experimentais que visam definir e quantificar as propriedades mecânicas, de fadiga e comportamento quanto aos tratamentos térmicos da liga para deduzir as mudanças em tais propriedades, quando um produto composto por esta liga é submetido a mudanças críticas de carregamento.

A partir de agora, veremos os materiais e as máquinas usadas para o estudo experimental da liga 7475 – T761; analisaremos a microestrutura com os resultados da microscopia óptica da liga, em que veremos as incrustações e os precipitados nos corpos de prova e o que isso influencia nas propriedades do material, passaremos pela análise da microdureza dos CDPs; estudaremos em nível profundo a análise microestrutural com o microscópio eletrônico de varredura (MEV) e interpretaremos os resultados dos ensaios de tração e fadiga do material, em que verificaremos as curvas de tensão e deformação, e de tensão por número de ciclos.

3.1 MATERIAL

O material usado para análise foi uma chapa da liga de alumínio 7475 – T761 de 150mm X 150mm X 10mm. Da chapa foram inicialmente cortados três elementos em uma

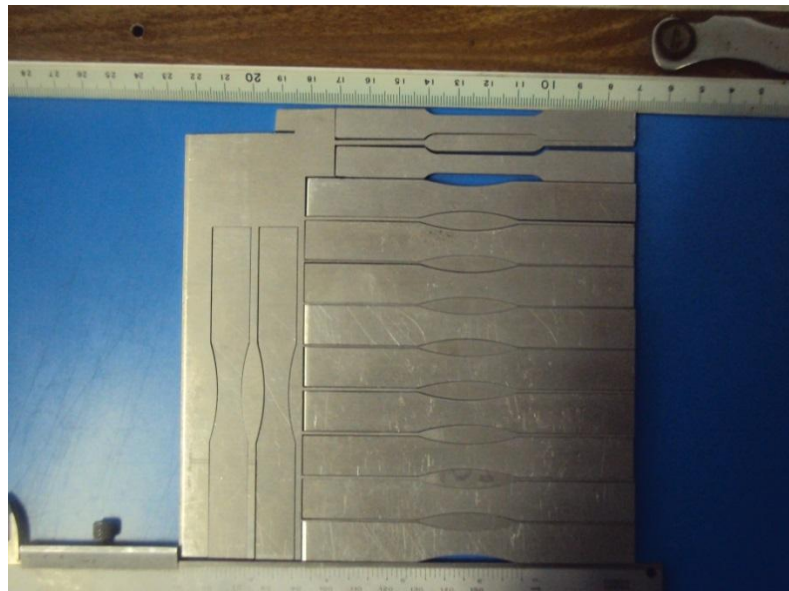
máquina de serra de fita circular, de tamanho aproximadamente igual (10mm X 10mm X 5mm), que foram usados como corpos de prova para a análise de microscopia óptica. Descrição dos materiais (CDPs) usados nos outros experimentos.

Figura 31 – Confeccção dos CDPs de tração e fadiga por eletro-erosão a fio.



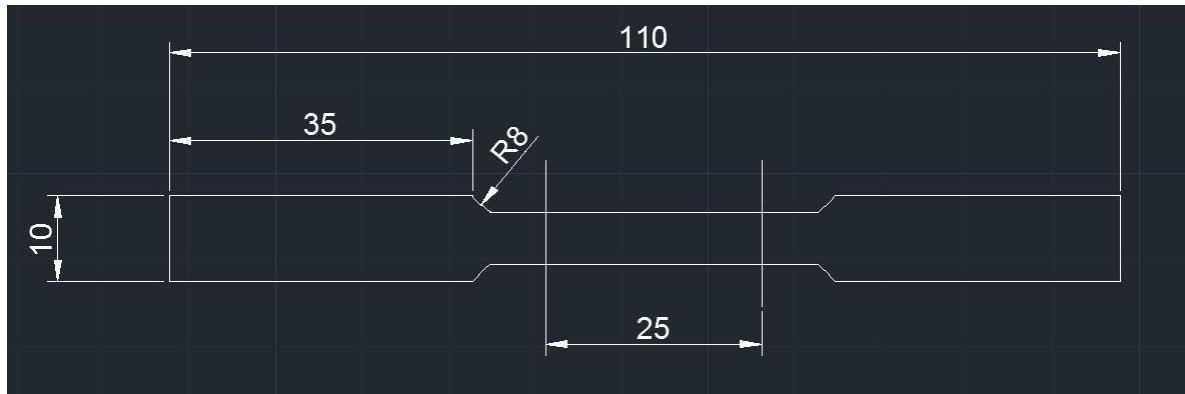
(Autor)

Figura 32 – Moldes dos CDPs prontos.



(Autor)

Figura 33 – Medidas para os CDPs de tração e fadiga segundo a norma ASTM – E647.



(Autor)

Figura 34- Chapa da liga 7475 – T761 usada para análise metalográfica e sentido de laminação indicado.



(Autor)

3.2 MÉTODOS

Na análise metalográfica, foi usada uma máquina de corte com serra de fita para formar os corpos de prova da microscopia óptica, em seguida os CDPs da liga foram envoltos em um molde de baquelite formado por alta pressão e temperatura na máquina Arotec PRE 30MI. Após os moldes serem formados, iniciamos a metalografia, com o lixamento dos três CDPs, em uma lixadeira manual, com o uso das lixas variando da granulação 200, 400, 600, 1000, 1200 e 1500.

Figura 35 – Máquina de formação dos moldes de baquelite.



(Autor)

Figura 36 – Moldes de baquelite com CDPs.



(Autor)

Figura 37 – Dispositivo usado para lixamento.



(Autor)

Após o lixamento, os CDPs passaram pelo processo de polimento (máquina de polimento), com solução de alumina. Com a conclusão do polimento, iniciamos o ataque com o reagente utilizando uma estufa (para procedimentos de segurança), um conta gotas, béqueres (um contendo o reagente e outro contendo água morna); a água foi pré-aquecida em um bico de bulsen.

Com o tempo do ataque finalizado, os CDPs foram para a análise da microscopia óptica no microscópio com luz polarizada EPIPHOT 200 da marca NIKON, e uma câmera do tipo SPOT Insight QE, utilizando os programas SPOT e Image – Pro Plus. As micrografias foram obtidas através da microscopia eletrônica de varredura no microscópio JEOL modelo 7500F.

Nos ensaios de tração e de fadiga foi utilizado a máquina Instron 8801 de 100kN, no teste de propagação de trinca, na análise de microdureza foram feitos ensaios de microdureza Vickers nas amostras com o auxílio da máquina SHIMADZU HARDNESS TESTER.

3.3 ANÁLISE METALOGRÁFICA

3.3.1 Lixamento e Polimento

Iniciamos a metalografia com a formação dos moldes de baquelite envolvendo os corpos de prova da liga de alumínio respectiva, em seguida o processo de lixamento começou com lixamentos intermitentes entre a graduação das lixas (200, 400, 600, 1000, 1200, 1500), aumentando o número da lixa, quando não houvesse mais riscos não paralelos na amostra, cada novo lixamento era feito na direção perpendicular do anterior. Quando a última lixa foi atingida, seguiu-se com o polimento utilizando solução de alumina para lubrificar e tirar os riscos do lixamento anterior.

3.3.2 Ataque

Para o ataque ao corpo de prova da liga de alumínio foi utilizado o reagente Keller. O reagente Keller é formado por 10 ml de ácido fluorídrico (HF) concentrado, 15 ml de ácido clorídrico (HCl) concentrado, 25 ml de ácido nítrico (HNO₃) concentrado e 50 ml de água destilada. O ataque durou de 10 a 20 segundos e foi feito por imersão a frio e removido por lavagem de água morna corrente.

Figura 38 – Preparação para o ataque do reagente Keller nos CDPs.



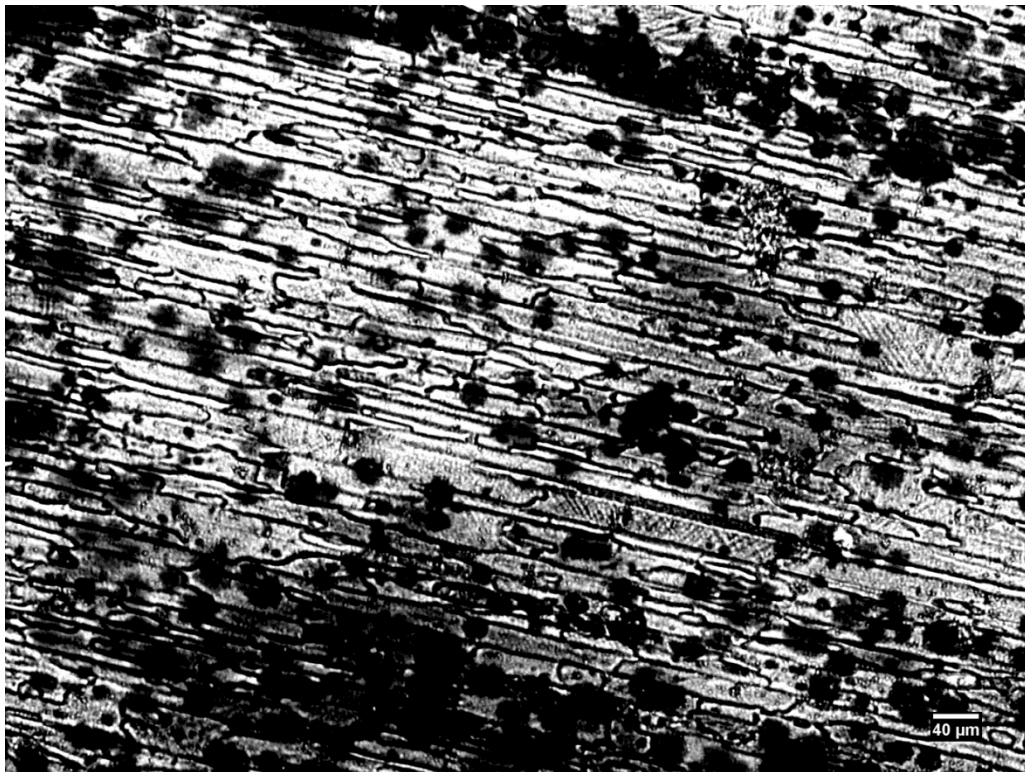
(Autor)

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

4.1 MICROSCOPIA ÓPTICA

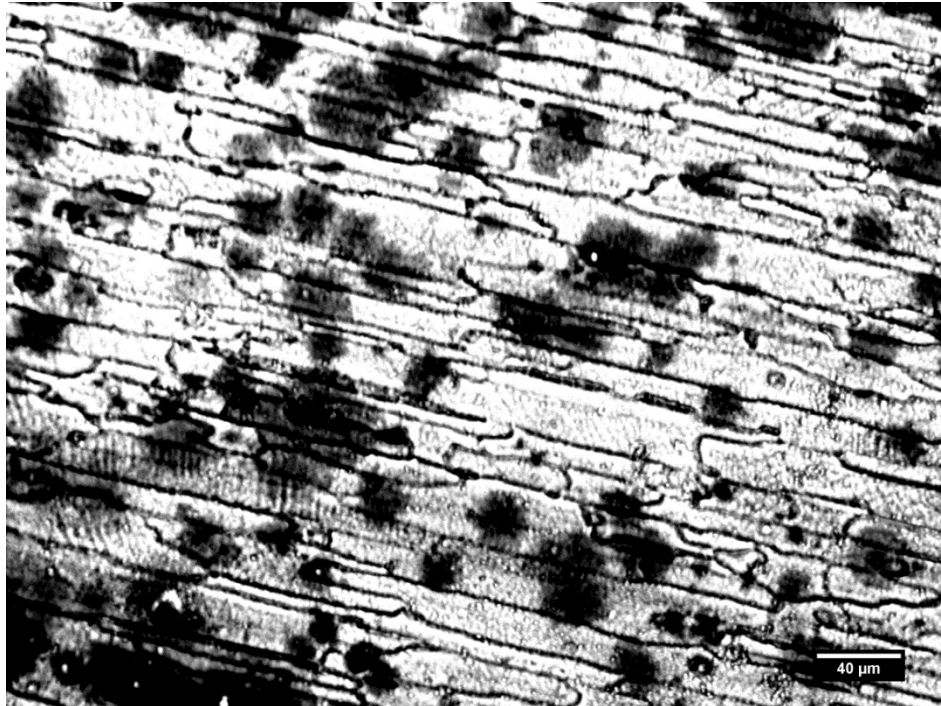
As análises feitas no microscópio óptico seguem para indicar os contornos de grãos da liga em questão, precipitados e defeitos, que geram discordâncias e mudanças na tenacidade e anisotropia do material. Podemos também notar a presença de alguns precipitados na liga.

Figura 39 – Foto da microscopia óptica da face longitudinal da placa com aumento de 10X.



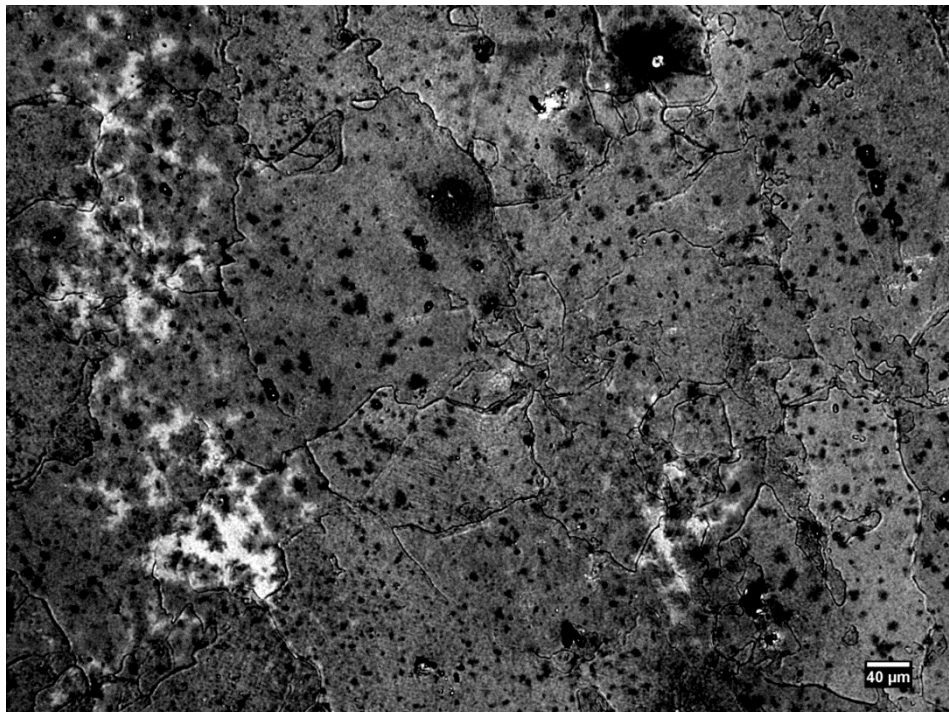
(Autor)

Figura 40 – Foto da microscopia óptica da face longitudinal da placa com aumento de 20X.



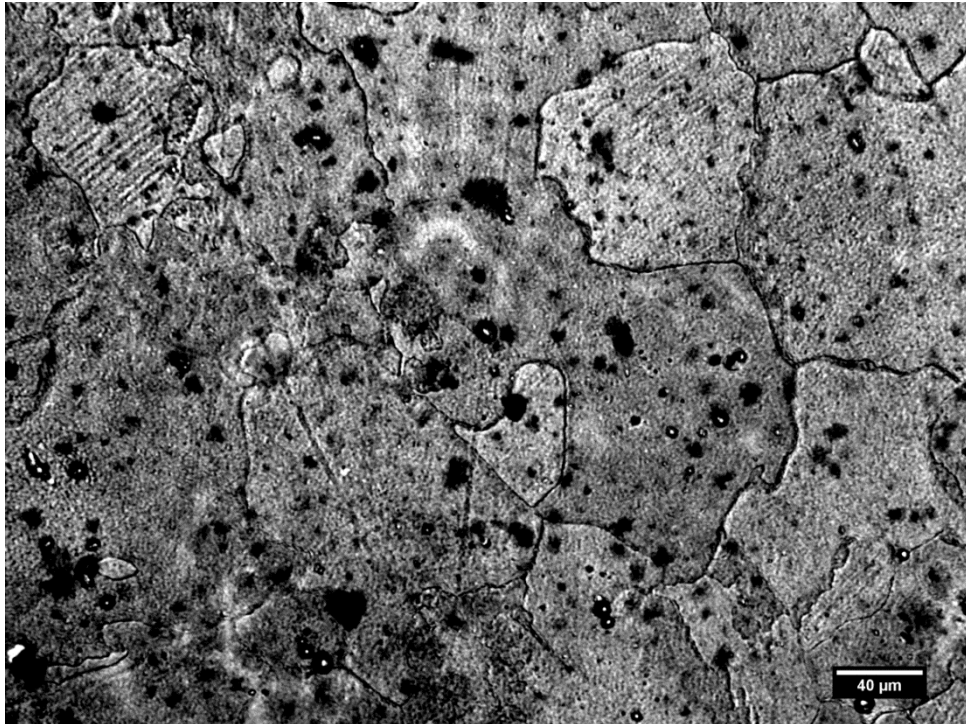
(Autor)

Figura 41 – Foto da microscopia óptica da face superficial da placa com aumento de 10X.



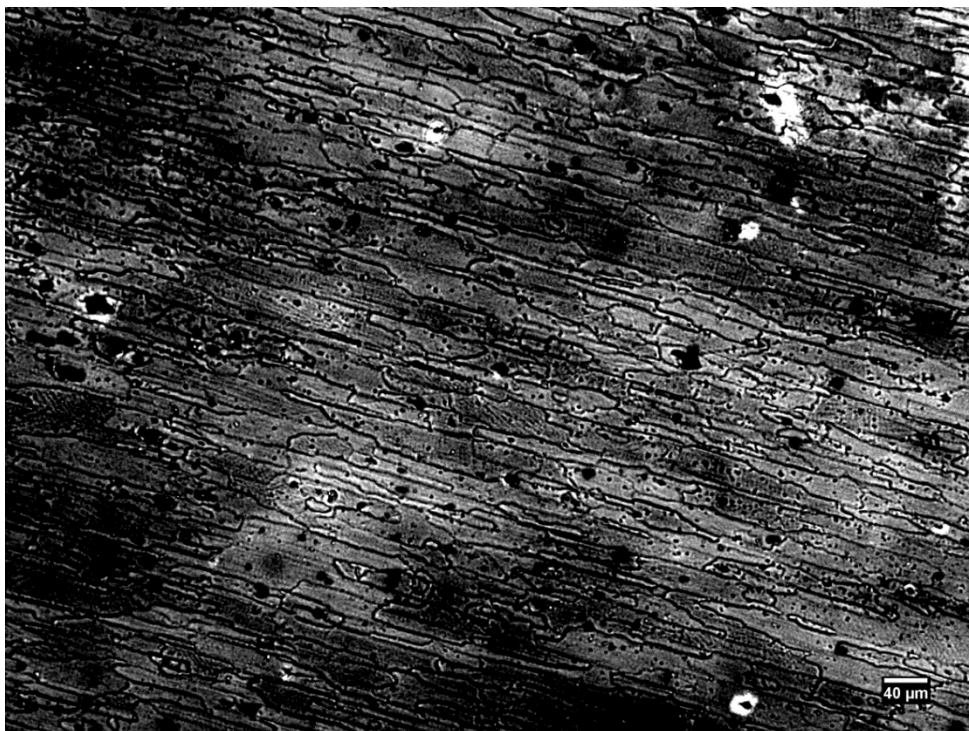
(Autor)

Figura 42 – Foto da microscopia óptica da face superficial da placa com aumento de 20X.



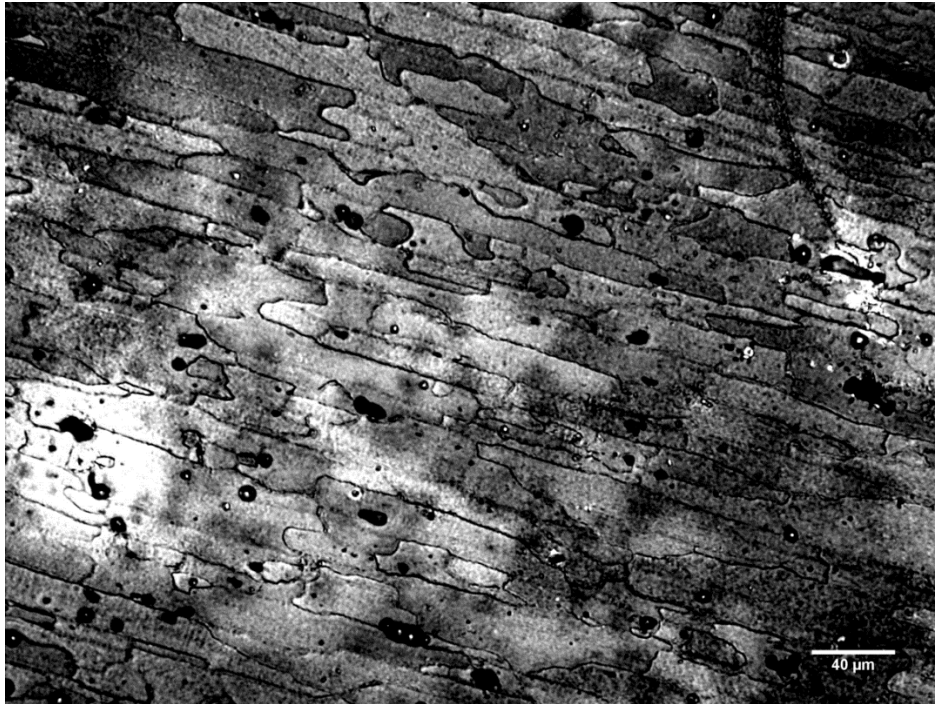
(Autor)

Figura 43 – Foto da microscopia óptica da face transversal da placa com aumento de 10X.



(Autor)

Figura 44 – Foto da microscopia óptica da face transversal da placa com aumento de 20X.



(Autor)

As partículas encontradas na microscopia óptica são formadas geralmente no processo de solidificação e constituem impurezas de Fe e Si, do tipo Al_7Cu_2Fe , Al_6Fe , Mg_2Si , o tamanho destes precipitados variam acima de $1\mu m$, geralmente entre 5 e $20\mu m$, com o ataque ideal do reagente Keller (ZANGRANDI, 1988). Os contornos dos grãos visualizados nas imagens da microscopia óptica sugerem a dificuldade da movimentação das discordâncias, o que gera por consequência o aumento da resistência da liga.

O grande número de precipitados encontrados dispersos na liga também gera a alta resistência mecânica da liga aeronáutica. Também podemos evidenciar que como os grãos possuem pequena largura (grãos finos), possuem maior comprimento de contorno o que dificulta ainda mais a movimentação das discordâncias (maior resistência).

O grande número de precipitados incoerentes em comparação aos coerentes também geram aumento de resistência, pois precipitados incoerentes, são aqueles que não possuem uma uniformidade em um reticulado cristalino de precipitado e matriz. Isso gera defeitos planares que também geram dificuldade na movimentação das discordâncias.

4.2 ENSAIO DE MICRODUREZA VICKERS

Os testes de dureza foram realizados com a finalidade de verificar a uniformidade da chapa, avaliar os efeitos da deformação a frio e dos tratamentos térmicos, que foram realizados na liga. Foram feitas medidas de dureza Vickers, para uma carga de 0,3 kg em amostras referentes às superfícies transversal, longitudinal e superficial da chapa da liga 7475 – T761. A seguir encontram-se as medidas de dureza listadas:

Tabela 7 – Medidas de dureza Vickers da face transversal.

Medidas	HV
1	313,3
2	267,9
3	264,3
4	268
5	302,9
6	263,7
7	273,7
8	265,3
9	259,2

(Autor)

Tabela 8 – Medidas de dureza Vickers da face longitudinal.

Medidas	HV
1	262,5
2	280,7
3	273,7
4	266,8
5	258,9
6	263,6
7	287,3
8	284,2
9	307,9

(Autor)

Tabela 9 – Medidas de dureza Vickers da face superficial.

Medidas	HV
1	253,8
2	257,5
3	260,6
4	268,7
5	260,9
6	266,2
7	269,7
8	259,3
9	261,9

(Autor)

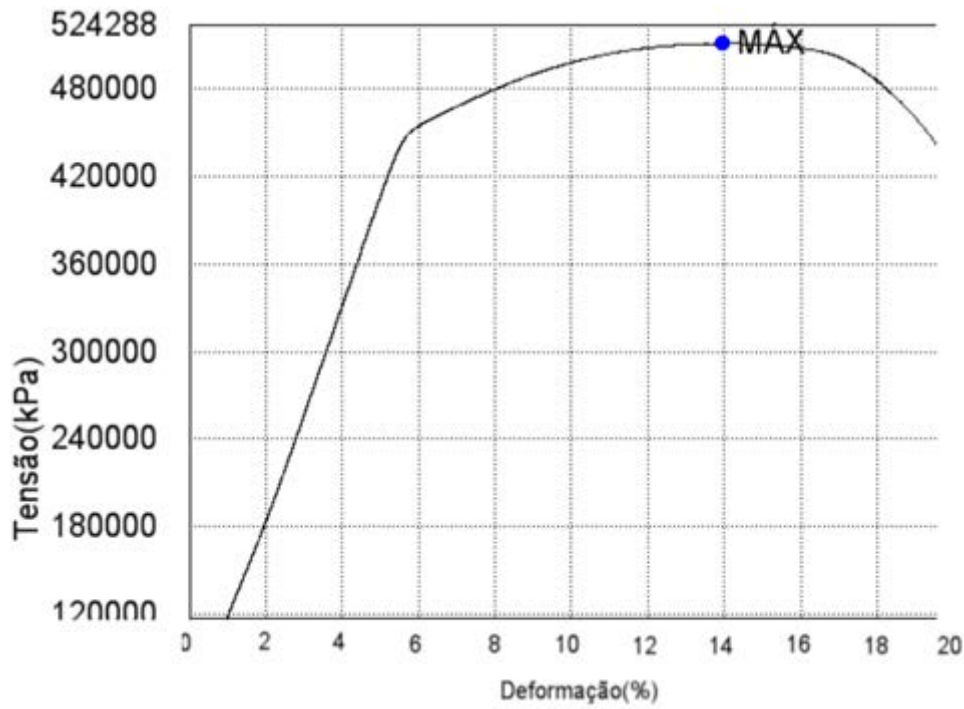
Os ensaios de dureza mostraram uma média de 275,37 para dureza na face transversal com desvio padrão de 19,14, de 276,18 na face longitudinal com desvio padrão de 15,62 e de 262,07 na face superficial com desvio padrão de 5,24. Tais resultados mostram uma uniformidade na resistência da face superficial em relação as outras, mas seus valores de dureza foram menores em comparação as faces longitudinal e transversal.

4.3 ENSAIO DE TRAÇÃO

O ensaio de tração foi realizado na máquina SHIMADZU do departamento de materiais da universidade Júlio de Mesquita Filho de Guaratinguetá. Foram preparados dois corpos de prova para o teste. Suas medidas de comprimento antes e depois do teste foram armazenadas, para se calcular o índice de deformação. O grau de deformação proporcionado nos CDPs foi controlado através do valor da carga aplicada e do comprimento.

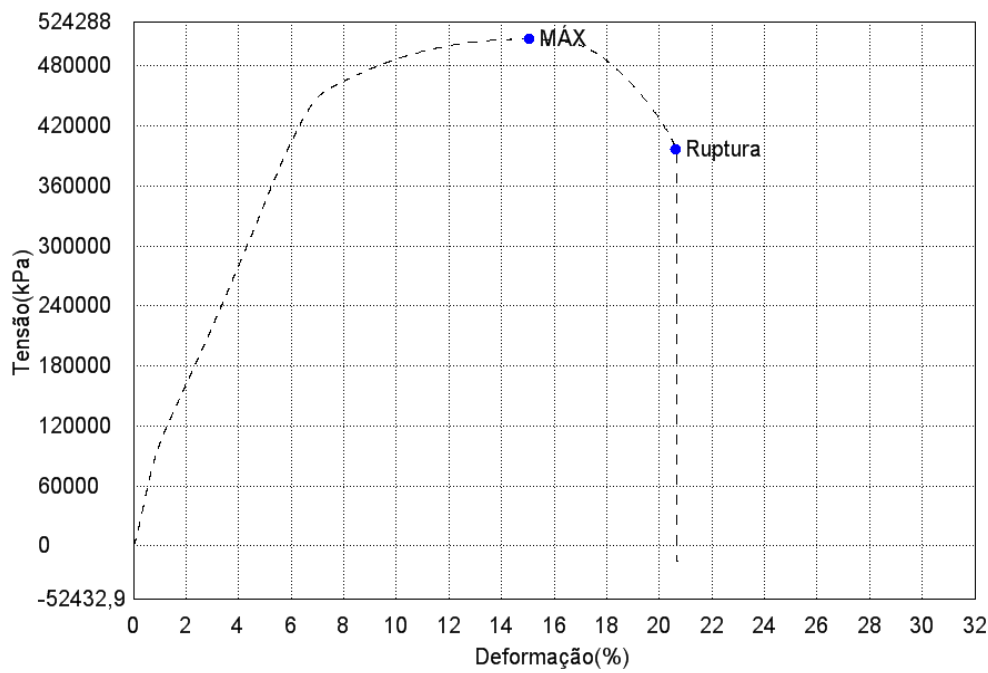
Nos gráficos podemos notar os limites de regime elástico do carregamento, assim como o limite de escoamento, de ruptura e tensão máxima.

Gráfico 4 – Curva de tração do primeiro CDP, indicando a tensão máxima de tração, o limite de escoamento e a tensão de ruptura (longitudinal).



(Autor)

Gráfico 5 – Curva de tração do segundo CDP, indicando a tensão máxima de tração, o limite de escoamento e a tensão de ruptura (transversal).



(Autor)

De acordo com o professor Aécio a resistência à tração $\sigma_t = P_{\text{máx}}/A_o$, onde A_o = área inicial de teste do espécime, é um parâmetro indicativo de uma condição de instabilidade no ensaio de tração que representa o final da deformação homogênea e o início da deformação localizada, começo da estricção (necking). Podemos estabelecer a relação entre o limite de resistência à tração e o limite de escoamento é um parâmetro indicativo da ductilidade, pois quanto maior for essa relação mais dúctil é o material e maior será a sua capacidade de deformação plástica.

As propriedades mecânicas obtidas através dos dados do ensaio de tração, para os corpos de prova na direção longitudinal e transversal são apresentadas na Tabela 10, onde σ_{LE} é o limite de escoamento, σ_{LR} é o limite de resistência, ϵ_{LR} é a deformação na tensão máxima e AL é o alongamento total.

Tabela 10 – Valores de tensões, deformações e alongamentos, com médias e desvios.

CDP	σ_{LE} (MPa)	σ_{LR} (MPa)	σ_R (MPa)	ϵ_{LR} (mm/mm)	AL
1	450	510	440	0,440	44%
2	523,82	655,69	400	0,456	45,6%
Média	486,91	582,845	420	0,448	0,448
Desvio Padrão	52,2	103,0	28,3	0,01131	1,1313

(Autor)

O limite de escoamento em tração aceitável para a liga de alumínio 7475 – T761 é de 462Mpa para um valor mínimo. Portanto de acordo com este ensaio, o material da liga em teste se enquadra no padrão estabelecido. Os dois CDPs se enquadram no valor mínimo de limite de escoamento especificado, mas o segundo CDP (direção transversal) apresenta maiores valores de tensão de escoamento e máxima, o que mostra que o material em estudo apresenta maior resistência mecânica no sentido ortogonal ao sentido da laminação da chapa. Isso acontece devido aos contornos de grãos que se apresentam em maior desordem e em maior discordância neste sentido, favorecendo que o material resiste aos movimentos de cisalhamento e clivagem.

4.4 ENSAIO DE FADIGA

Para se estudar o comportamento de um material sob carregamento de fadiga, a maneira mais rápida é o teste em várias amplitudes de tensão ao longo do aumento do número de ciclos, formando assim a curva de Wöhler, ou curva $\sigma - N$. Os corpos de prova utilizados foram confeccionados de acordo com a norma ASTM E647-88^a. Os CDPs foram feitos a partir do processo de eletro-erosão e o carregamento cíclico aplicado foi de tração-tração. Para o ensaio de fadiga foram preparadas ao todo nove amostras da liga em estudo, sete na direção longitudinal e duas na direção transversal da placa, em seguida as amostras foram submetidas ao ensaio com razão de carga $R=1$. No fim dos ensaios, os resultados foram plotados em uma curva de fadiga, representada a seguir.

Gráfico 6 – Dispersão dos resultados experimentais (direção longitudinal) para o traçado da curva $\sigma - N$.

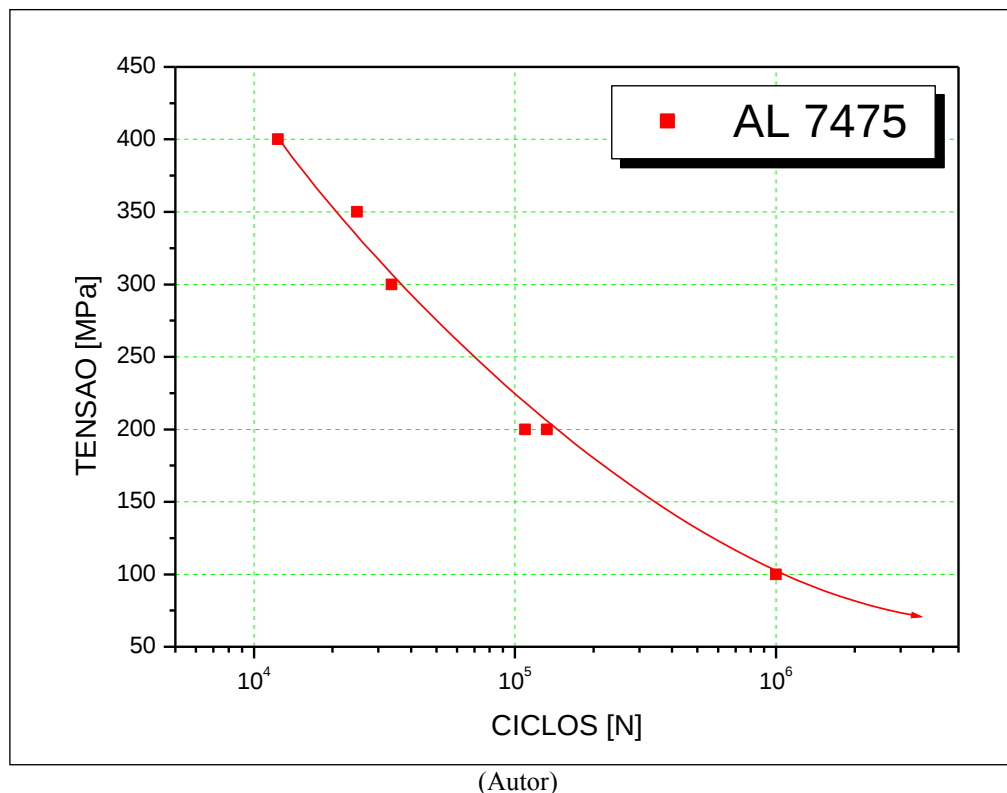
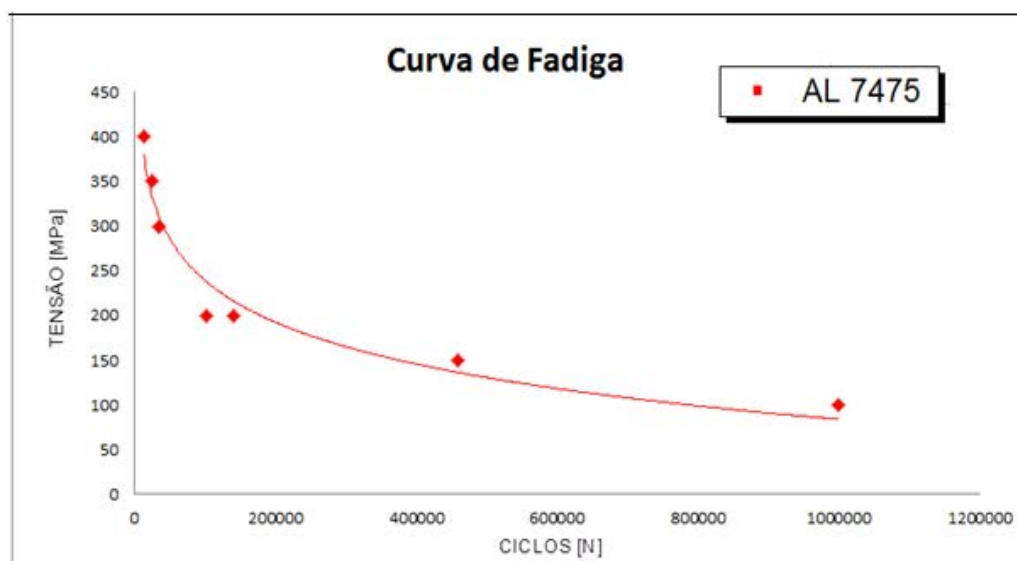


Tabela 11 – Dados do ensaio de fadiga (direção longitudinal).

TENSÃO [MPa]	CICLOS [N]
400	12351
350	24853
300	33701
200	109281
200	132859
100	1000000
400	12351

(Autor)

Gráfico 7 - Dispersão dos resultados experimentais (direção transversal) para o traçado da curva $\sigma - N$.

(Autor)

Tabela 12 – Dados do ensaio de fadiga (direção transversal).

TENSÃO (MPa)	CICLOS (N)
400	12351
350	24853
300	33761
200	102281
200	139980
100	1000000
150	458891

(Autor)

O tipo de solicitação e as condições de preparação dos corpos de prova influem nos resultados de fadiga, e, portanto, devem ser padronizados para permitir que os resultados sejam comparados em outras condições. De acordo com os resultados obtidos com os ensaios, podemos verificar que não existe uma diferença significativa entre as resistências de fadiga em relação à direção longitudinal ou transversal da laminação.

4.5 ANÁLISE DA MICROSCOPIA ELETRÔNICA DE VARREDURA (MEV)

A microscopia eletrônica de varredura foi realizada para dar auxílio na análise microestrutural da liga de alumínio 7475 – T761. A análise foi feita seguindo espectros que variaram de 1µm até 200µm em 1cm da escala. Com a análise de MEV qualquer superfície de uma amostra de material condutor de eletricidade e estável em vácuo, pode ser analisada numa faixa de 10 a 100.000 vezes de aumento.

Essa técnica tem sido muito usada no estudo de fraturas do tipo clivagem ou do tipo dúctil, que envolve a nucleação, crescimento e coalescimento de vazios e produz uma superfície de fratura alveolar (fratura por “dimples”) característica desse tipo de fratura, além de auxiliar no estudo da nucleação de trincas por fadiga e por corrosão sob tensão. Com exceção da densidade e distribuição de discordâncias, todas as características consideradas importantes numa superfície de fratura podem ser estudadas detalhadamente com MEV.

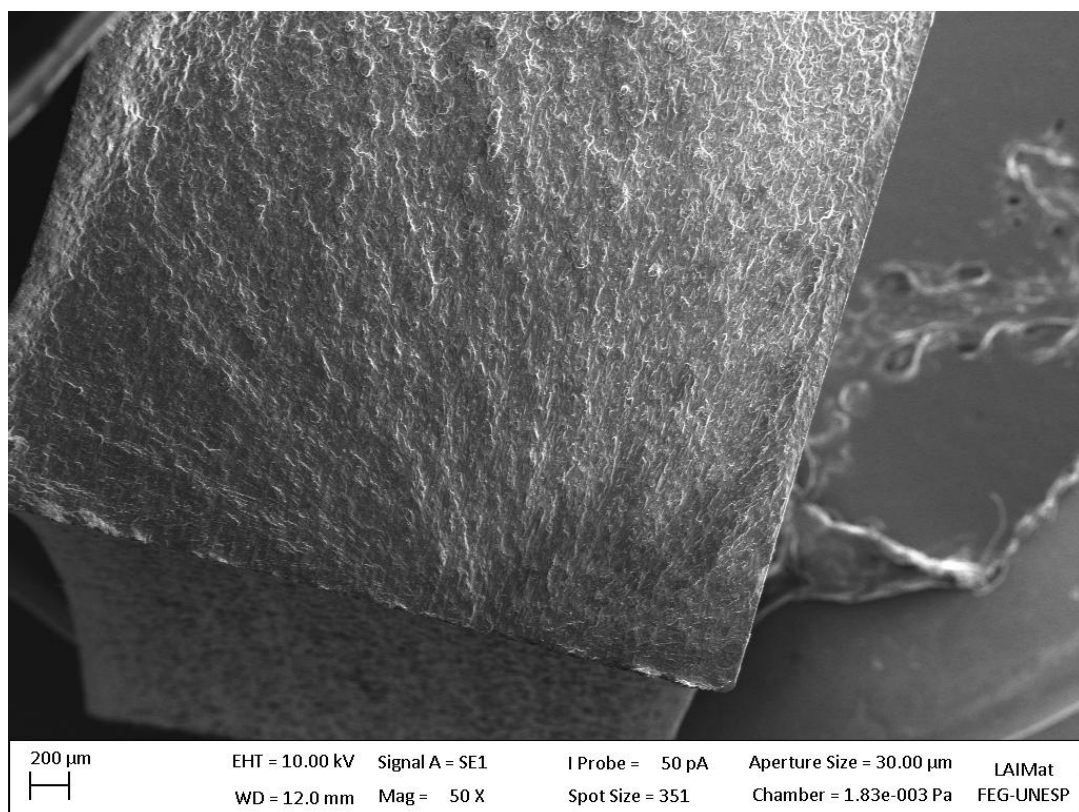
A fratura por fadiga dos materiais está associada com a nucleação e a propagação da trinca, caracterizada pela presença de estrias na superfície de fratura. O espaçamento e a

orientação das estrias dão indicações da velocidade e da direção de propagação da ponta da trinca, respectivamente.

Na análise feita foi possível identificar discordâncias dentro da estrutura da liga, além de vazios, estes principalmente possibilitam um grande concentrador de tensões. Tais concentradores de tensões favorecem a nucleação de trincas por fadiga e aumentam a velocidade de propagação das mesmas no segundo estágio das fraturas por fadiga.

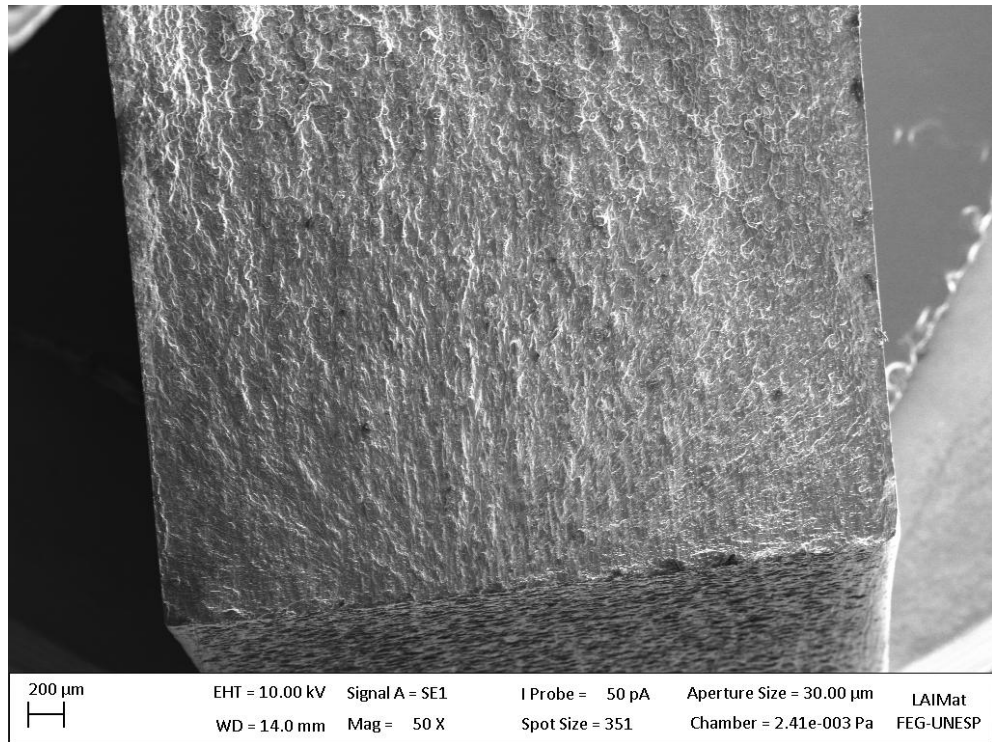
Foi utilizada MEV neste trabalho, com o objetivo de identificar os locais mais comuns de nucleação de trincas por fadiga, analisar a aparência da superfície de fratura de uma maneira geral para obter informações que pudessem explicar o comportamento em fadiga da liga 7475 em estudo. As imagens da microscopia eletrônica de varredura são mostradas a seguir:

Figura 45 – Fotografia do aspecto geral da fratura.



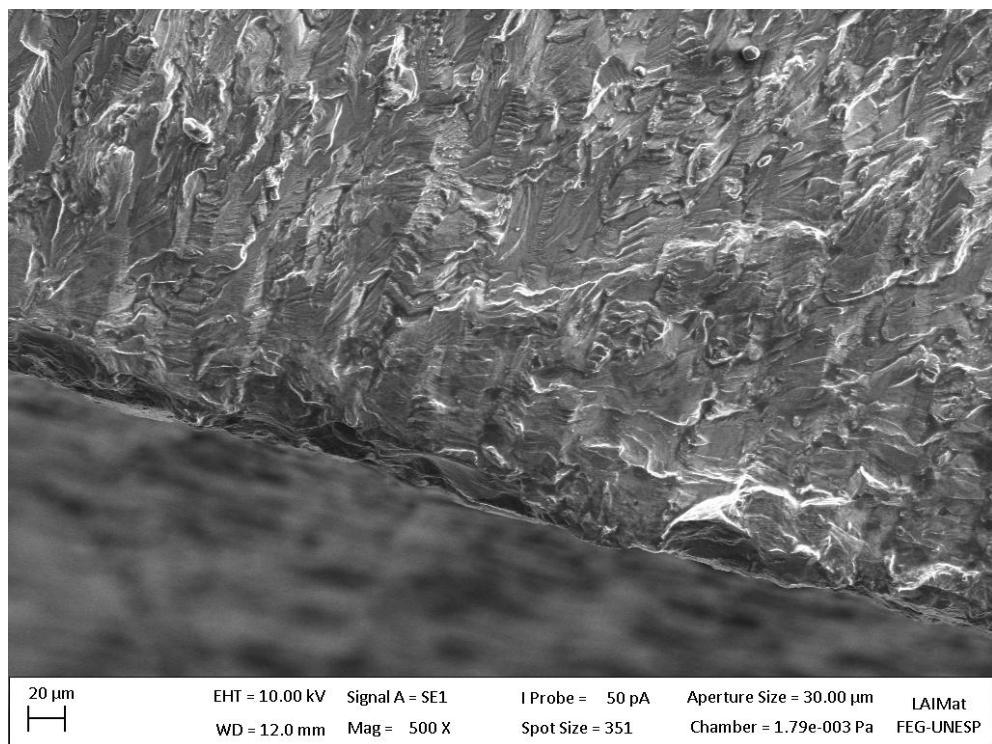
(Autor)

Figura 46 – Fotografia do aspecto geral da fratura.



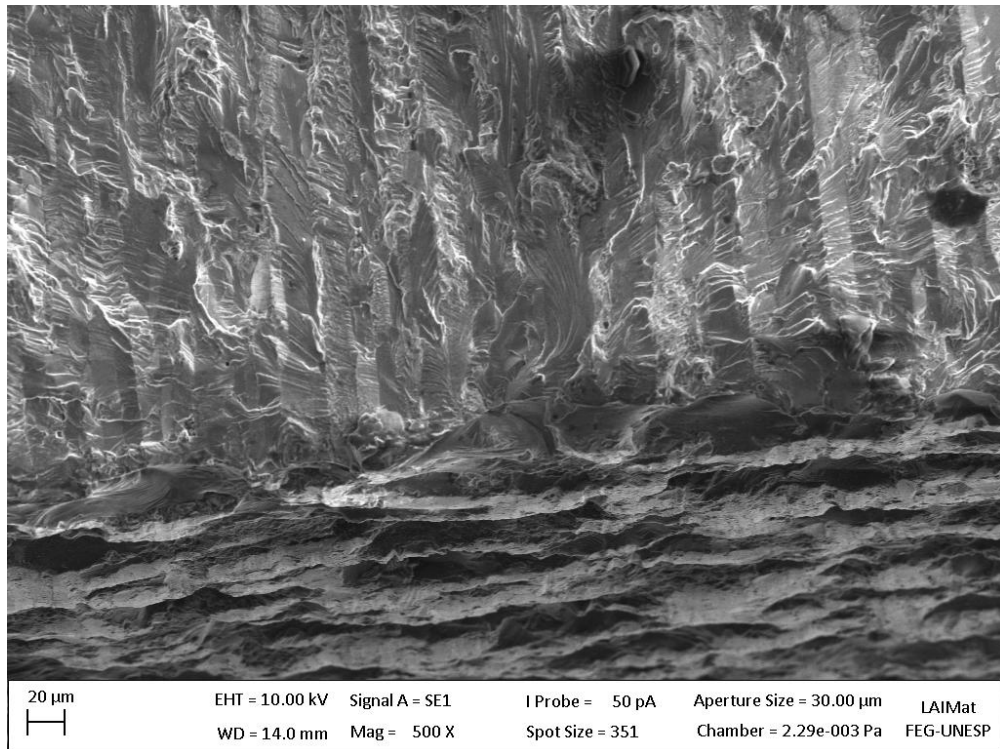
(Autor)

Figura 47 – Fotografia do aspecto geral da fratura.



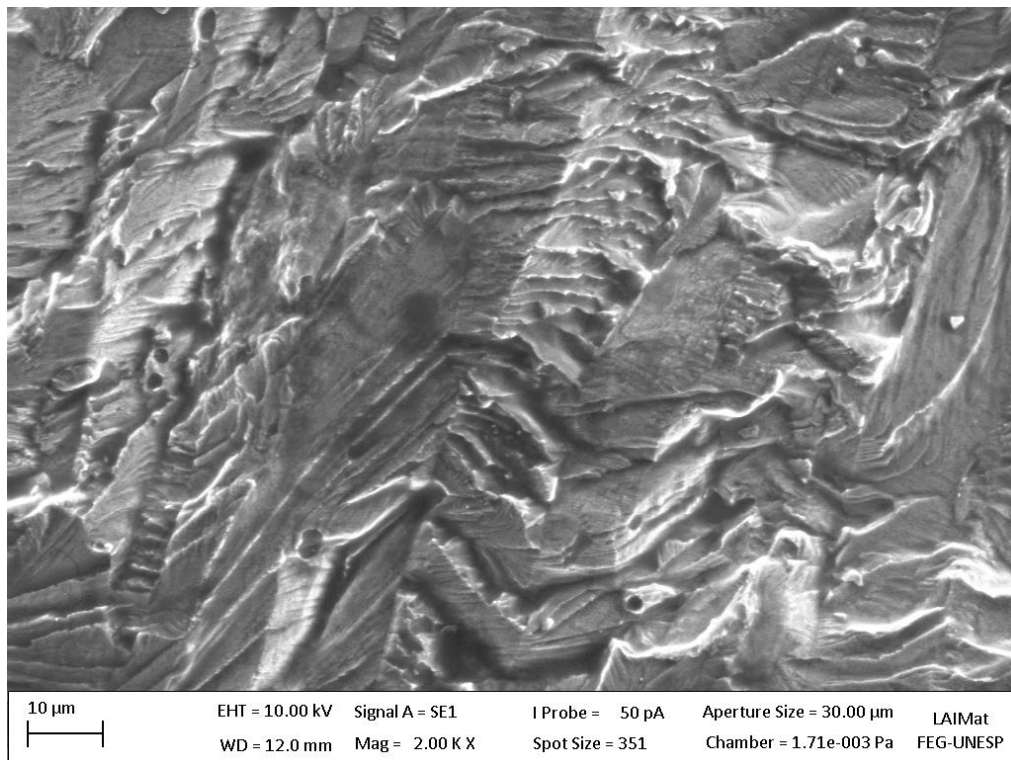
(Autor)

Figura 48 – Fotografia do aspecto geral da fratura.



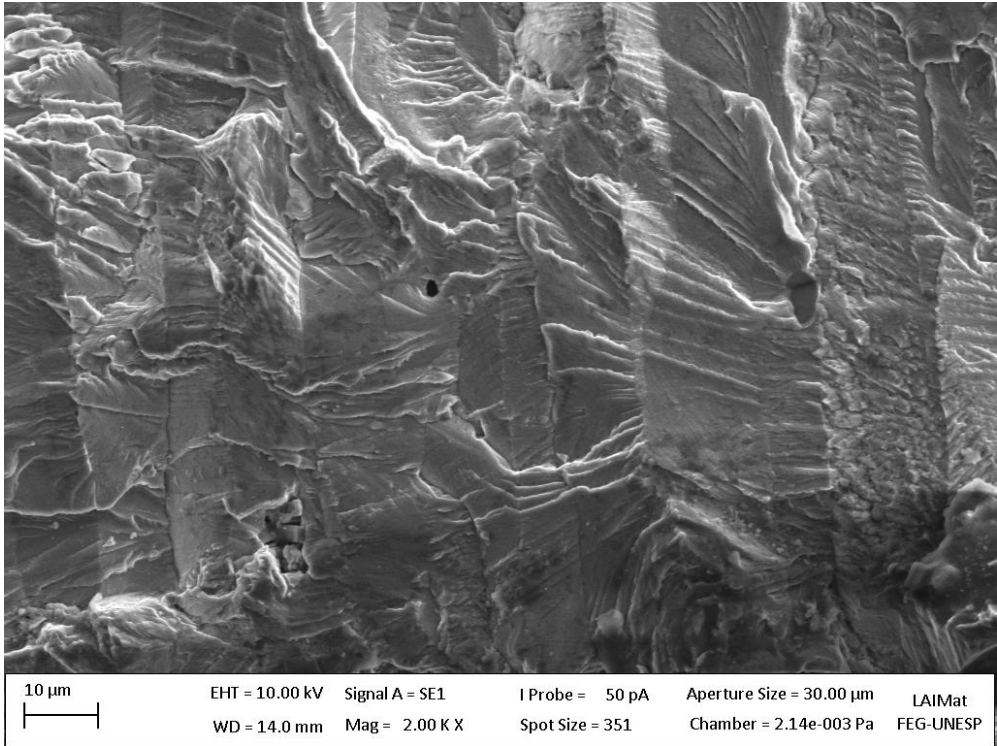
(Autor)

Figura 49 – Fotografia da região de nucleação da trinca.



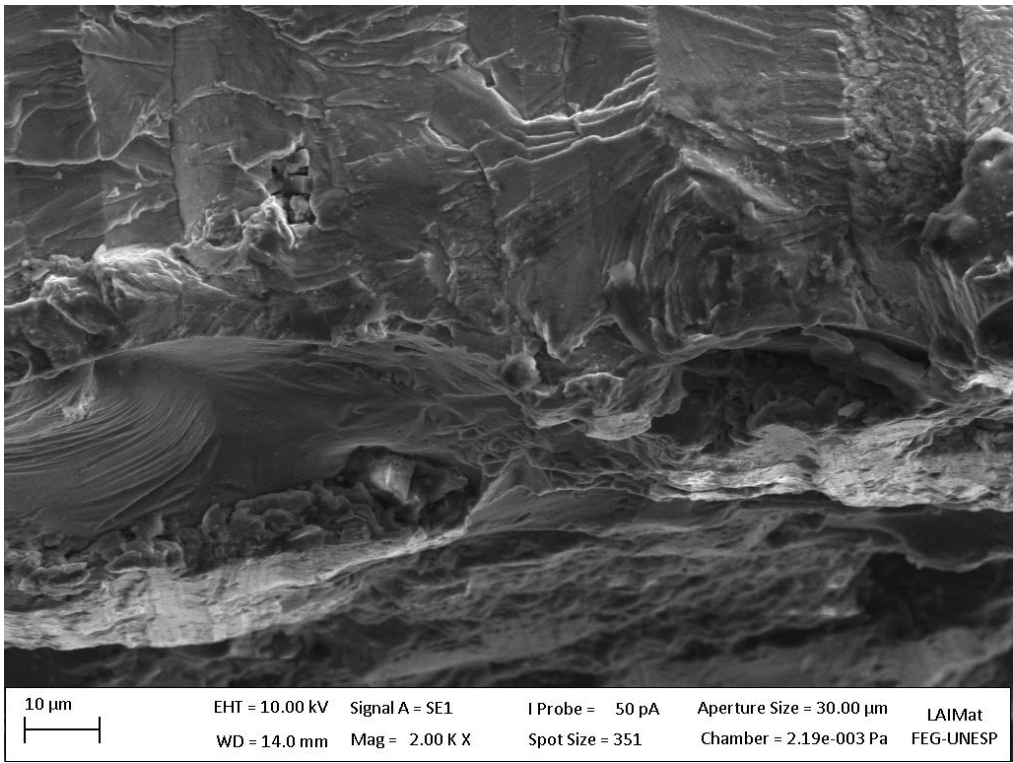
(Autor)

Figura 50 – Fotografia do aspecto geral da fratura.



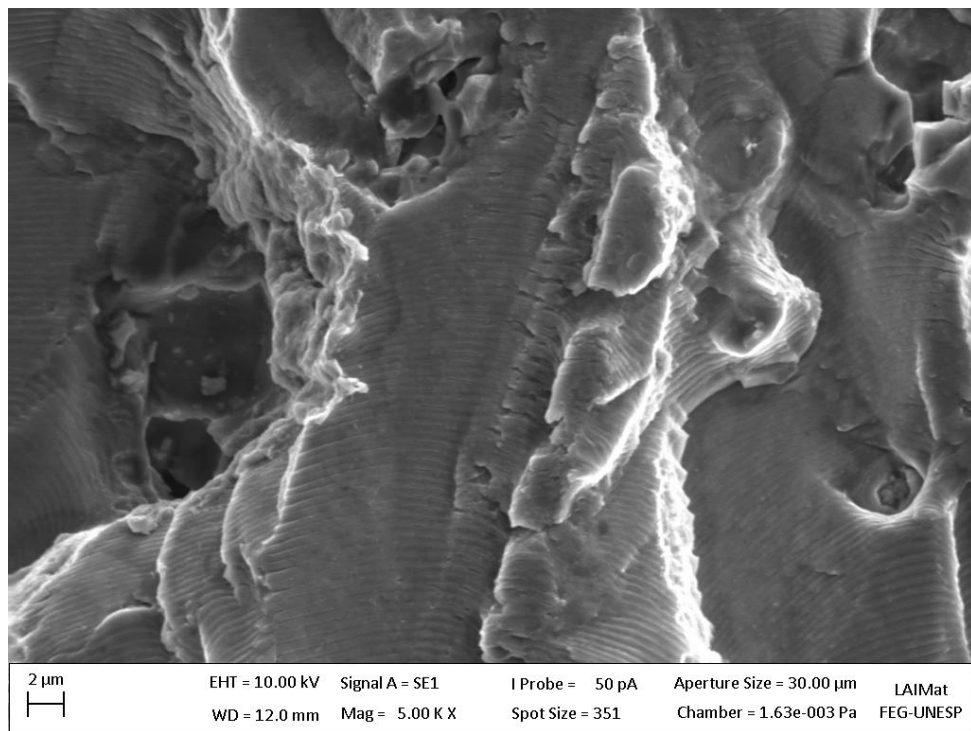
(Autor)

Figura 51 – Fotografia com vazios na microestrutura da liga.



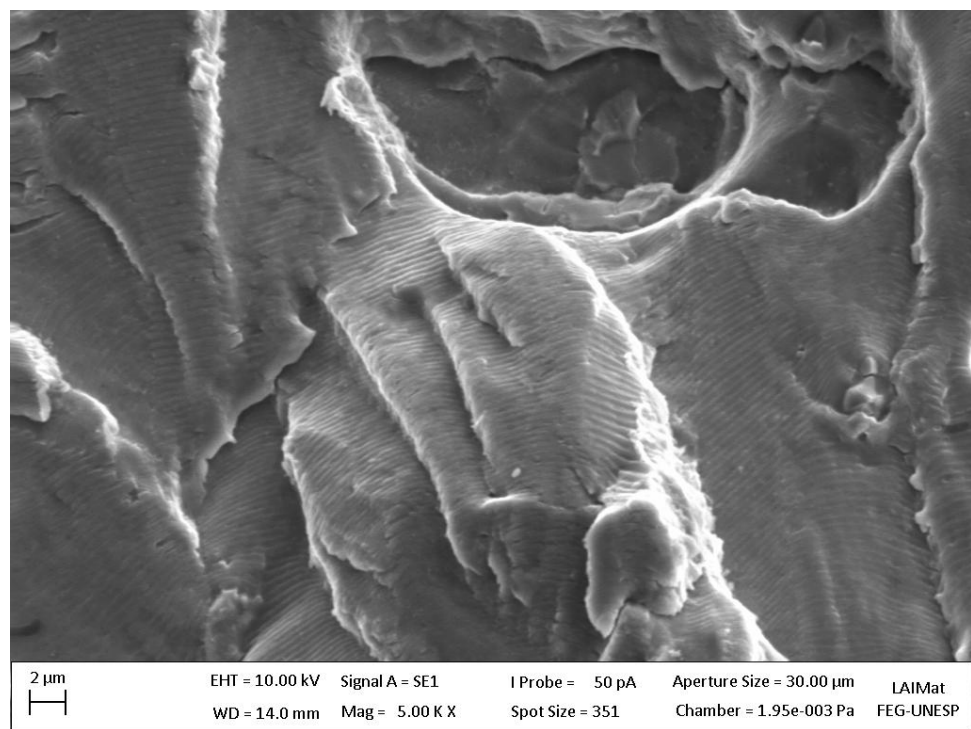
(Autor)

Figura 52 – Fotografia mostrando estrias, que acompanham a propagação da trinca, no segundo estágio da fratura por fadiga.



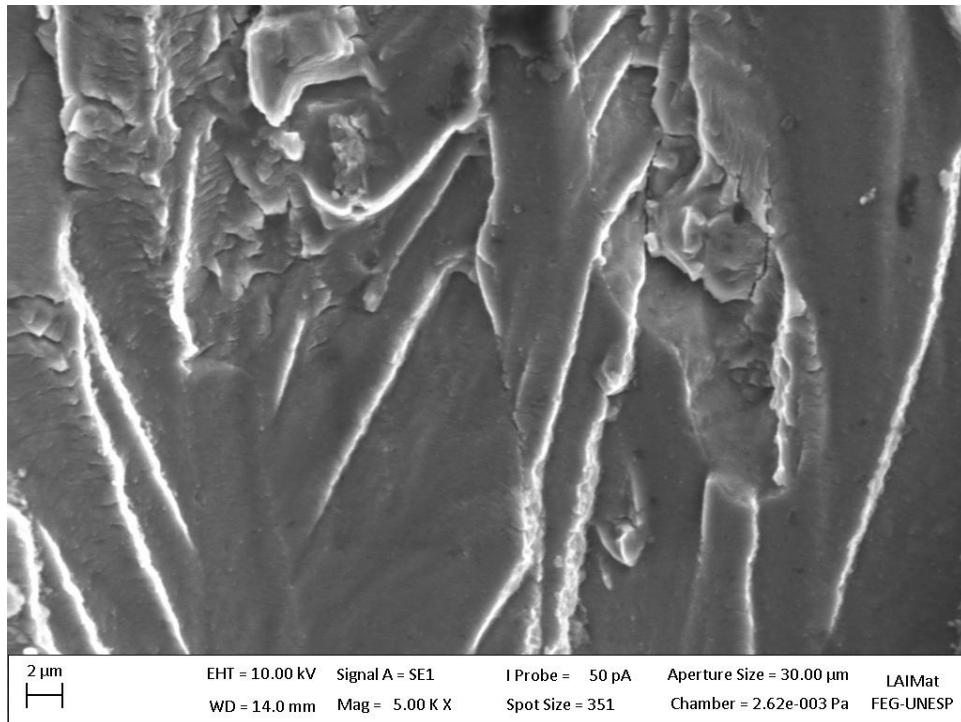
(Autor)

Figura 53 – Fotografia com estrias.



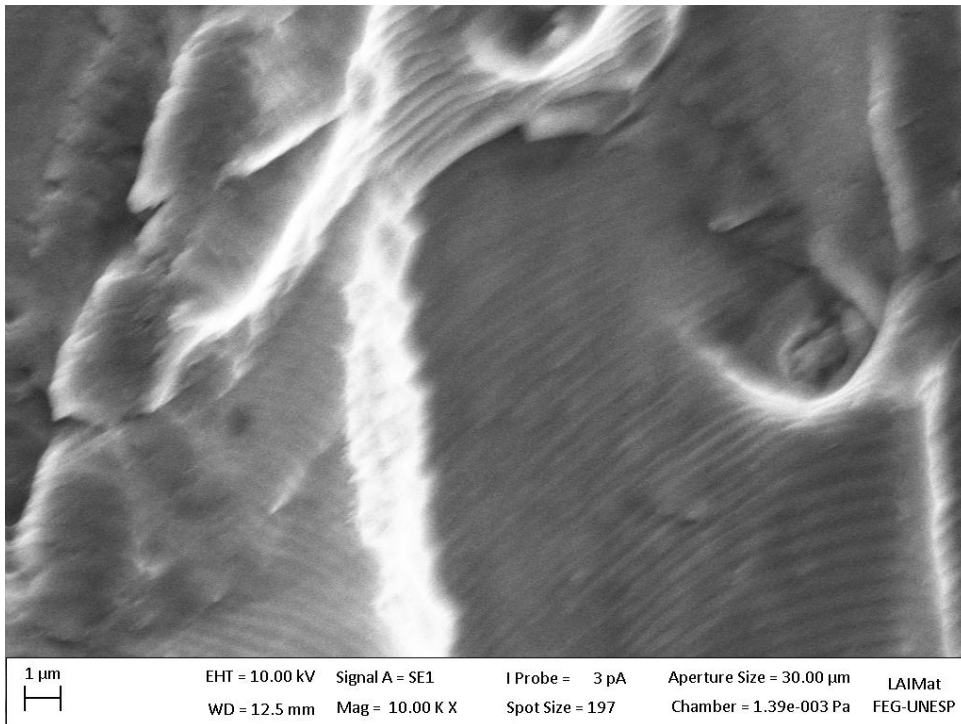
(Autor)

Figura 54 – Fotografia com estrias.



(Autor)

Figura 55 – Fotografia com estrias.



(Autor)

Com a observação das imagens podemos notar a evolução da fratura de fadiga, a partir da nucleação da trinca e a sua propagação. Na fase de propagação as marcas de praia se mostram evidentes pelas imagens, com estrias bem definidas e espaçadas. Podemos notar também os vazios dentro da estrutura da liga que favorecem para o aparecimento das trincas e sua propagação, por serem concentradores de tensões.

5 CONCLUSÃO

Com o término deste trabalho, pôde-se observar a importância de um estudo prévio de engenharia envolvendo projetos com estruturas metálicas. As ligas metálicas com alumínio têm um grande mercado na indústria aeronáutica como também em outros setores. No trabalho em análise pôde-se ver como a liga 7475 – T761 possui aplicabilidade elevada na indústria de aeronaves, por possuir grande resistência mecânica devido aos contornos de grãos desuniformes, precipitados incoerentes e grande área de contorno, que possibilitam dificuldade de movimento das discordâncias e por consequência maior resistência mecânica; esta análise foi verificada com as imagens obtidas na microscopia óptica (MO) e com as imagens da microscopia eletrônica de varredura (MEV).

Puderam-se ver com os estudos do ensaio de tração as diferenças entre o aumento da resistência mecânica referente ao sentido de laminação e contra este na placa da liga 7475. A análise da microdureza Vickers deu suporte para a análise das diferenças entre a dureza do sentido transversal e longitudinal da liga, pelas discordâncias encontradas na microestrutura. No final do estudo, o ensaio de fadiga mostrou como o comportamento da fratura se comporta com o aumento da tensão em relação ao número de ciclos para a ruptura; a comparação feita entre os sentidos dos ensaios, não mostrou diferença significativa no comportamento da curva de fadiga.

REFERÊNCIAS

IAC - INSTITUTO DE AVIAÇÃO CIVIL; Células de Aeronaves; Capítulo 1 - Estrutura das aeronaves; 2002.

ASTM INTERNATIONAL; **Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates**; 49 páginas; revisada em maio de 2013.

BARSA, enciclopédia; A história do alumínio V.1; p.290, 291; 1971.

FORTES, Cleber; **Mecânica da Fratura**. Assistência Técnica Consumíveis – ESAB BR; Engenheiro Metalúrgico, 2003.

GODOY, P. R. P. **Caracterização da textura e do orelhamento (“earing”) da liga AA3104 após a redução a frio**. Dissertação (Mestrado em Engenharia de Materiais – ciência na área de concentração: Materiais Metálicos, Cerâmicos e Poliméricos.) – Universidade de São Paulo – Escola de Engenharia de Lorena, Lorena, 2011.

LIASCH, Jonas; Culturaaeronautica.blogspot.com.br/2011/10/quanto-tempo-dra-um-avião-comercial.html; visitado em 17/11/2013.

PEREIRA, M. P. C. **Estudo de Fadiga da liga 7475**. Dissertação (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Universidade de São Paulo (USP) – Campus de Lorena, 1995.

ZANGRANDI, Aécio; **Efeito da deformação a frio nas propriedades de tração e no comportamento em fadiga de uma liga de alumínio de alta resistência do tipo 7475**.

Dissertação (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Universidade de Campinas (UNICAMP), 1988.

www.alcoa.com/mill_products/catalog/pdf/alloy7475techplatesheet.pdf; acessado em 20 de novembro de 2013.