



UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL
ESCOLA DE ENGENHARIA
ENGENHARIA DE MATERIAIS



TRABALHO DE DIPLOMAÇÃO

AVALIAÇÃO DO USO DE LIGAS DO SISTEMA Al-Mg-Sc NO SETOR AEROESPACIAL

Aluno: Guilherme Dias Grassi
Matrícula: 00230255

Professor Orientador: Eduardo Luis Schneider

Maio de 2022

GUILHERME DIAS GRASSI

AVALIAÇÃO DO USO DE LIGAS DO SISTEMA Al-Mg-Sc NO SETOR
AEROESPACIAL

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado no Curso de Graduação em Engenharia de Materiais da Universidade Federal do Rio Grande do Sul como requisito para obtenção do título de Bacharel em Engenharia de Materiais.

Orientador: Eduardo Luis Schnider

PORTO ALEGRE

2022

AGRADECIMENTOS

Aos meus pais, aos meus amigos e à minha namorada por me proporcionarem todos os meios para uma educação de qualidade e por não medirem esforços para que eu tenha sucesso.

Aos colegas das monitorias acadêmicas que tanto me ajudaram com o suporte acadêmico durante o desenvolvimento.

Ao professor Eduardo Luis Schneider, pela orientação e suporte, mesmo com as exigências desse período de Ensino Remoto Emergencial e cenário sanitário mundial de pandemia.

“Sonhos determinam o que você quer. Ação
determina o que você conquista.”

(Aldo Novak)

RESUMO

Ligas do sistema Al-Mg-Sc são possíveis opções para utilização em aeronaves visando à redução do peso estrutural e consumo de combustíveis, devido à demanda de ligas metálicas avançadas com melhores propriedades, porém a um custo menos atrativo. Considerando o potencial de emprego dessas ligas na indústria aeroespacial nacional, o presente trabalho se propôs a avaliar o uso das ligas de alumínio Scalmalloy® utilizadas na planta da empresa Aleris em Koblenz na Alemanha em dois componentes de aeronaves: revestimentos das fuselagens e a longarina (*stringer*) das asas; e foram abordados os valores das propriedades desejadas para cada um desses componentes escolhidos. As propriedades mecânicas das ligas Scalmalloy® foram consultadas na ficha de dados da empresa Aleris dessa liga na forma de chapas finas para as ligas Scalmalloy® 5024 e 5028. Foram realizadas consultas às fichas de dados na literatura e posteriores comparações das propriedades mecânicas das ligas Scalmalloy® com as propriedades mecânicas das ligas, que são tradicionalmente utilizadas no setor aeroespacial, com o uso do *software* Cambridge Engineering Selector®. Assim, a partir dos diagramas de Ashby e das tabelas que compilam as propriedades e os índices de materiais das ligas em questão, pode-se ver que, para revestimentos de fuselagem, a liga do sistema Al-Mg-Sc AA5028-H116 possui o maior índice $E^{1/3}/\rho$ igual a 1,571 e o segundo maior índice $\delta_y^{1/2}/\rho$ igual a 6,906 que só é inferior ao índice da AA7475-T7 igual a 8,220. Além disso, para longarinas das asas, a liga do sistema Al-Mg-Sc AA5028-H116, processável por *Melt-Spinning*, possui o maior índice $E^{1/2}/\rho$ igual a 3,19 e o maior índice $\delta_y^{2/3}/\rho$ igual a 25,33, o que mostra a superioridade da AA5028-H116 perante às ligas remanescentes na fase final da seleção de materiais em relação às propriedades mecânicas envolvidas neles. Verificou-se que a AA5028-H116 pode substituir as ligas de alumínio AA2024-T3 e AA2524-T3 e perante à AA7475-T7 compete satisfatoriamente em termos da relação das propriedades mecânicas com a densidade, que são fabricadas em formato de chapas nos revestimentos de fuselagens, e com o processamento por *Melt-Spinning* tem potencial para substituir as ligas de alumínio AA7075-T6 e AA7475-T7, que são fabricadas em formato de chapas ou perfis extrudados utilizados nas longarinas das asas. Além disso, ao combinar alta resistência mecânica com excelentes ductilidade e processabilidade, pode ser considerado um material apropriado para uso em componentes que são submetidos a cargas elevadas e críticas de segurança, apesar do alto preço.

Palavras-chave: Sistema Al-Mg-Sc, fuselagens, longarina das asas, seleção de materiais.

ABSTRACT

Alloys of the Al-Mg-Sc system are possible options for use in aircraft aiming to reduce structural weight and fuel consumption, due to the demand for advanced metal alloys with better properties, but at a less attractive cost. Considering the employment potential of these alloys in the national aerospace industry, the present work aimed to evaluate the use of Scalmetalloy® aluminum alloys used in the Aleris plant in Koblenz, Germany in two aircraft components: fuselage skins and stringer of the wings and the values of desired properties for each of these chosen components were discussed. The mechanical properties of the Scalmetalloy® alloys were consulted in the Aleris company datasheet of this alloy in the form of thin sheets for the Scalmetalloy® alloys 5024 and 5028. Consultations were made to the data in the literature and subsequent comparisons of the mechanical properties of the Scalmetalloy® alloys with the mechanical properties of the alloys, which are traditionally used in the aerospace sector, using Cambridge Engineering Selector® software. Thus, from the Ashby diagrams and tables that compile the properties and material indices of the alloys in question, it can be seen that, for fuselage skins, the system alloy Al-Mg-Sc AA5028-H116 has the highest $E^{1/3}/\rho$ equals 1.571 and the second highest index $\delta_y^{1/2}/\rho$ equals 6.906 which is only inferior to the AA7475-T7 index equal to 8,220. In addition, for wing spars, the alloy system Al-Mg-Sc AA5028-H116, processable by Melt-Spinning, has the highest index $E^{1/2}/\rho$ equal to 3.19 and the highest index $\delta_y^{2/3}/\rho$ equal to 25.313, which shows the superiority of AA5028-H116 over the remaining alloys in the final stage of materials selection in relation to the mechanical properties involved in them. It was found that the AA5028-H116 can replace the aluminum alloys AA2024-T3 and AA2524-T3 and against the AA7475-T7 it competes satisfactorily in terms of the relationship of mechanical properties with density, which are manufactured in the form of plates in the fuselage skins, and with the processing by Melt-Spinning has the potential to replace aluminum alloys AA7075-T6 and AA7475-T7, which are manufactured in the form of sheets or extruded profiles used in wing spars. Furthermore, by combining high mechanical strength with excellent ductility and processability, it can be considered an appropriate material for use in components that are subjected to high and safety-critical loads, despite the high price.

Keywords: Al-Mg-Sc system, fuselages, wing spar, materials selection.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Efeito do trabalho a frio nas propriedades mecânicas da liga 3003	19
Figura 2 - Microestrutura da liga Al-Fe-Si antes e após a homogeneização.....	23
Figura 3 - A influência da temperatura de recozimento de uma chapa de material laminado da liga 1100 H18	24
Figura 4 - (a) Região rica em Al do diagrama binário Sc; (b) Estrutura cristalina da fase $L1_2$ Al_3Sc	28
Figura 5 - Efeito da adição de Sc na temperatura de recristalização de liga do sistema Al-Mg-Sc.....	30
Figura 6 - Micrografia obtida por microscopia eletrônica de transmissão (MET) mostrando a interação dos precipitados Al_3Sc com discordâncias.....	31
Figura 7 - Efeitos da adição de escândio no limite de escoamento de várias ligas	31
Figura 8 - Comparação de propriedades da liga AlCu AA2024-T351 e Al-Mg-Sc AA5028-H116.....	35
Figura 9 - Preço de escândio e Sc_2O_3 (99,99% de pureza) em US\$/g. Cortesia de U.S. Geological Survey, Mineral Commodity Summaries, anos 2003 a 2014	37
Figura 10 – Esforços provocados pela pressurização na fuselagem.....	40
Figura 11 - Fuselagem em viga armada de um <i>Piper PA-18 Super Club</i>	40
Figura 12 - Fuselagem monocoque.....	41
Figura 13 – Fuselagem semimonocoque reforçada.	42
Figura 14 – Elementos estruturais da fuselagem	42
Figura 15 - Terminologia do perfil da asa.....	43
Figura 16 - Principais tensões suportadas pela asa	44
Figura 17 - Construção do tipo caixa de torção.....	44
Figura 18 - Elementos estruturais utilizados na construção tipo caixa de torção.....	45
Figura 19 - Longarina composta por bastantes nervuras em uma asa.	46
Figura 20 - Réguas de bordo de ataque e de bordo de fuga... ..	47
Figura 21 - Barras de compressão e diagonais.. ..	48
Figura 22 - Componentes estruturais da asa com revestimento.. ..	48
Figura 23 - Propriedades exigidas nos projetos de aeronaves comerciais.	50
Figura 24 - Fundamentos de um sistema de seleção de materiais	52
Figura 25 - Componentes genéricos: (a) um tirante, um componente sob tração; (b) um painel, carregado sob flexão; (c) e (d) vigas, carregadas sob flexão.....	54
Figura 26 -Diagrama de Ashby relacionando resistência mecânica e densidade para classes de materiais padrão	56

Figura 27 - Diagrama de Ashby relacionando módulo de Young e densidade para classes de materiais padrão.....	57
Figura 28-Seleção por computador com a utilização do <i>software</i> CES. O desenho esquemático mostra os três tipos de janela de seleção.....	59
Figura 29 - Componentes de um avião biplano com seus respectivos índices.....	61
Figura 30 - Aplicações das ligas de alumínio das séries 2XXX e 7XXX no setor aeroespacial do modelo A320	64
Figura 31 – Forças na estrutura da asa como resultado da flexão da asa para cima adaptado de Alderliesten, 2018.....	68
Figura 32-Deformação relacionada com a flexão da asa para cima adaptado de Alderliesten, 2018.....	68
Figura 33-Subconjunto do total de ligas de alumínio trabalháveis que são candidatas iniciais.	72
Figura 34- Subconjunto do total de ligas de alumínio trabalháveis que são candidatas após passarem pelas restrições de propriedades iniciais	72
Figura 35-Diagrama de Ashby relacionando módulo de Young e densidade das ligas de alumínio pré Seleccionadas, utilizando o índice $M_{painel\ leve\ e\ rígido} = (E^{1/3}) / \rho$, como candidatas a serem empregadas nos revestimentos de fuselagem.....	74
Figura 36 - Diagrama de Ashby relacionando resistência mecânica e densidade das ligas de alumínio pré selecionadas como candidatas a serem empregadas nos revestimentos de fuselagem, utilizando o índice $M_{painel\ leve\ e\ resistente} = (\delta_y^{1/2}) / \rho$	75
Figura 37-Diagrama de Ashby relacionando os índices $Cm\ \rho / E^{1/3}$ e $Cm\ \rho / \delta_y^{1/2}$ para ligas pré selecionadas candidatas a serem empregadas nos revestimentos de fuselagem.....	75
Figura 38-Diagrama de Ashby relacionando módulo de Young e densidade das ligas de alumínio pré selecionadas utilizando o índice $M_{viga\ leve\ e\ rígida} = (E^{1/2}) / \rho$ como candidatas a serem empregadas nas longarinas das asas	76
Figura 39-Diagrama de Ashby relacionando resistência mecânica e densidade das ligas de alumínio pré selecionadas utilizando o índice $M_{viga\ leve\ e\ resistente} = (\delta_y^{2/3}) / \rho$ como candidatas a serem empregadas nas longarinas das asas	77
Figura 40-Diagrama de Ashby relacionando os índices $Cm\ \rho / E^{1/2}$ e $Cm\ \rho / \delta_y^{2/3}$ para ligas pré selecionadas candidatas a serem empregadas nas longarinas das asas.....	77
Figura 41-Gráfico ilustrando a relação dos índices $E^{1/3} / \rho$ e $\delta_y^{1/2} / \rho$ para as ligas classificadas para os revestimentos de fuselagem com minimização da massa.....	81
Figura 42- Gráfico ilustrando a relação dos índices $E^{1/3} / Cm\ \rho$ e $\delta_y^{1/2} / Cm\ \rho$ para as ligas classificadas para os revestimentos de fuselagem com minimização do custo.....	82
Figura 43- Gráfico ilustrando a relação dos índices $E^{1/2} / \rho$ e $\delta_y^{2/3} / \rho$ para as ligas classificadas para as longarinas das asas com minimização da massa.....	83

Figura 44- Gráfico ilustrando a relação dos índices $E^{1/2}/Cm\rho$ e $\delta y^{2/3}/Cm\rho$ para as ligas classificadas para as longarinas das asas com minimização do custo.....83

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Classificação das ligas de Alumínio de acordo com o Processo de Fabricação e a Composição Química (a) ligas trabalháveis e (b) ligas para fundição.....	18
Tabela 2 - Composição química da liga Scalmalloy® 5024	28
Tabela 3 - Composição química da liga Scalmalloy® 5028	29
Tabela 4 - Propriedades mecânicas da liga Scalmalloy® 5024.....	33
Tabela 5- Propriedades mecânicas da liga Scalmalloy® 5028.....	33
Tabela 6- Comparação de propriedades das ligas Al-Li e Al-Mg-Sc com as propriedades da liga Al-Cu (AA2524-T351).....	34
Tabela 7- Comparação de propriedades mecânicas de Al-Mg-Sc 5028 e AA7075-T6.....	36
Tabela 8- Propriedades simples e compostas.....	53
Tabela 9- Exemplos de índices de mérito.....	55
Tabela 10-Propriedades mecânicas de ligas da série 2XXX.....	63
Tabela 11-Propriedades mecânicas de ligas da série 7XXX.....	63
Tabela 12- Requisitos de projeto de seleção de material para os revestimentos de fuselagem..	66
Tabela 13- Requisitos de projeto de seleção de materiais para longarinas das asas.....	69
Tabela 14- Valores de propriedades mecânicas requeridas para revestimentos de fuselagem e suas respectivas ligas.....	78
Tabela 15- Valores de propriedades mecânicas requeridas para longarinas das asas e suas respectivas ligas.....	79
Tabela 16- Resistências à corrosão requeridas nos componentes e suas respectivas ligas.....	80
Tabela 17- Classificação das ligas de alumínio remanescentes para os revestimentos da fuselagem.....	81
Tabela 18- Classificação das ligas de alumínio remanescentes para as longarinas das asas	82

ÍNDICE

1	INTRODUÇÃO	14
2	OBJETIVOS.....	16
2.1	Objetivo Geral	16
2.2	Objetivos Específicos	16
3	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	17
3.1	Ligas de Alumínio	17
3.1.1	<i>Classificação das ligas de alumínio.....</i>	<i>17</i>
3.1.2	<i>Ligas de alumínio trabalháveis.....</i>	<i>19</i>
3.1.3	<i>Aplicações das ligas da série 5XXX.....</i>	<i>31</i>
3.1.4	<i>Ligas do sistema alumínio-magnésio-escândio.....</i>	<i>32</i>
3.1.5	<i>Fundição das ligas do sistema Al-Mg-Sc e comparação com propriedades das ligas 7XXX.....</i>	<i>35</i>
3.1.6	<i>Soldagem das ligas do sistema Al-Mg-Sc.....</i>	<i>36</i>
3.1.7	<i>Abordagem do custo do escândio.....</i>	<i>37</i>
3.2	Componentes do setor aeroespacial.....	38
3.2.1	<i>Fuselagem.....</i>	<i>39</i>
3.2.2	<i>Asas.....</i>	<i>43</i>
3.2.3	<i>Longarinas (Stringers).....</i>	<i>45</i>
3.2.4	<i>Nervuras.....</i>	<i>46</i>
3.2.5	<i>Bordo de Ataque e de Bordo de Fuga.....</i>	<i>47</i>
3.2.6	<i>Barras de Compressão e Diagonais.....</i>	<i>47</i>
3.2.7	<i>Revestimentos.....</i>	<i>48</i>
3.3	Desempenho e propriedades exigidas nos componentes principais das aeronaves.....	49
3.3.1	<i>Propriedades exigidas na fuselagem.....</i>	<i>50</i>
3.3.2	<i>Propriedades exigidas na asa.....</i>	<i>51</i>
3.4	Seleção de materiais.....	52
3.4.1	<i>Seleção de materiais auxiliada por computador.....</i>	<i>58</i>
3.4.2	<i>Seleção de materiais na aviação.....</i>	<i>59</i>
3.4.3	<i>Seleção de ligas de alumínio na aviação.....</i>	<i>61</i>
4	PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL	65
4.1	Escolha dos componentes	65
4.2	Seleção de materiais para os componentes escolhidos.....	65
4.2.1	<i>Seleção de materiais para revestimentos de fuselagem.....</i>	<i>66</i>

4.2.2	<i>Seleção de materiais para longarinas das asas.....</i>	<i>68</i>
4.3	Materiais utilizados.....	71
4.3.1	<i>Seleção de ligas de Al com o CES.....</i>	<i>71</i>
4.3.2	<i>Seleção de ligas de Al na ficha de dados da Aleris e literatura.....</i>	<i>73</i>
5	RESULTADOS E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS	74
5.1	Resultados da seleção de Ligas pelo CES.....	74
5.1.1	<i>Resultados para revestimentos de fuselagem.....</i>	<i>74</i>
5.1.2	<i>Resultados para longarinas das asas.....</i>	<i>76</i>
5.2	Resultados da Seleção de ligas de Al na ficha de dados da Aleris e literatura.....	78
5.2.1	<i>Resultados para revestimentos de fuselagem na ficha de dados da Aleris e literatura.....</i>	<i>78</i>
5.2.2	<i>Resultados para longarinas das asas na ficha de dados da Aleris e literatura.....</i>	<i>79</i>
5.3	Análise dos resultados obtidos.....	80
6	CONCLUSÕES.....	86
7	SUGESTÕES PARA FUTUROS TRABALHOS	87
8	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	88
	APÊNDICE 1- Resultados da seleção de ligas de alumínio com seus respectivos índices de materiais para revestimentos da fuselagem feita com o software Cambridge Engineering Selector 2019.....	98
	APÊNDICE 2- Resultados da seleção de ligas de alumínio com seus respectivos índices de materiais para longarinas das asas feita com o software Cambridge Engineering Selector 2019.....	99

LISTA DE SÍMBOLOS E ABREVIATURAS

Al-Mg-Sc	alumínio-magnésio-escândio
CO₂	Dióxido de carbono
Al₃Sc	Precipitado de alumínio-escândio
NBR	Norma Brasileira de Regulamentação
ASTM	American Society for Testing and Materials
CFC	Cúbica de Face Centrada
L1₂	Relação de 25% escândio e 75% alumínio
nm	nanômetros
tr	temperatura de recristalização
tr^S	temperatura de início da recristalização
t^r	temperatura de término
MET	Microscopia Eletrônica de Transmissão
KO8242	Liga de alumínio-magnésio-escândio 5024
KO8542	Liga de alumínio-magnésio-escândio 5028
AA	Aluminum Association
ZTA	Zona termicamente afetada
ZTMA	Zona termomecanicamente afetada
ZM	Zona de mistura
CES	Cambridge Engineering Selector
TL	Orientação transversal
LT	Orientação longitudinal
FSW	soldagem por fricção e mistura
µm	micrometros

1. INTRODUÇÃO

Um dos principais aspectos que tornam as ligas de alumínio tão atraentes como materiais de construção mecânica é o fato de o alumínio combinar-se com a grande maioria dos metais de engenharia ao ser componente das chamadas ligas metálicas e a partir dessa combinação, ser possível se obter características tecnológicas ajustadas conforme a aplicação do produto final. Geralmente, uma só liga metálica não pode combinar todas as propriedades ótimas para cada aplicação requerida, assim, é necessário se conhecer as vantagens e limitações de cada uma delas, a fim de que se possa fazer a melhor seleção de materiais (1).

Além da baixa densidade, as ligas de alumínio possuem bastantes vantagens, como por exemplo, temperatura de fusão relativamente baixa, baixa solubilidade a gás (com exceção do hidrogênio), boa usinabilidade e acabamento superficial, boa resistência à corrosão e boa condutividade elétrica. Além disso, o alumínio pode ser facilmente fabricado em bastantes formas, e conseqüentemente, pode ser moldado em distintos métodos de fundição e também compete de maneira bem satisfatória com materiais mais baratos que demandam maior trabalhabilidade na moldagem. Portanto, as combinações exclusivas de propriedades fornecidas pelo alumínio e suas ligas ocasionam no fato de que o alumínio seja um dos materiais mais versáteis, econômicos e atraentes para uma ampla faixa de aplicações (2) que posteriormente abrem precedente para a pesquisa e possível utilização de outras ligas de alumínio avançadas detentoras de melhores possibilidades de combinações de propriedades e de processos de fabricação que estabelecem futuros desafios e tendências.

As ligas de alumínio são amplamente utilizadas na indústria aeroespacial, porque possuem a combinação única de propriedades como baixa densidade, resistência à corrosão, tolerância ao dano e combinação de resistência mecânica e conformabilidade (3). Ligas do sistema Al-Mg-Sc, desenvolvidas a partir da série 5XXX com pequenas adições de escândio, constituem essas novas ligas de alumínio desenvolvidas para aplicações estruturais (4,5). A partir dessa realidade, a forte concorrência na indústria aeroespacial impulsiona o desenvolvimento de estruturas que buscam garantir máxima eficiência e custo mínimo ao manter o alto nível de segurança do produto. A partir dessa realidade, a eficiência estrutural está diretamente relacionada ao peso da aeronave e, conseqüentemente, o consumo de combustível (6,7). Com isso, a diminuição no consumo de combustível proporciona tanto a redução de gastos quanto menor quantidade emitida de CO₂ na atmosfera e, conseqüentemente,

cumpra as exigências econômicas e ambientais.

O perfil de propriedades das ligas Scalmalloy®, que é o nome comercial das ligas compostas de alumínio, magnésio e escândio, permite uma aplicação benéfica em termos de peso e custos para componentes estruturais de alto desempenho em aeronaves, porque essas ligas metálicas apresentam densidade reduzida, melhores propriedades em fadiga, tolerância ao dano, além de desempenho estático adequado em comparação com tradicionais ligas das séries 2XXX e 7XXX que são utilizadas em estruturas aeroespaciais, porque a maioria dessas propriedades da liga Scalmalloy® estão relacionadas com a formação de precipitados Al_3Sc que são coerentes com a matriz metálica. Com isso, essas partículas são muito efetivas e bem sucedidas no ancoramento de discordâncias e contornos de grão ao aumentar a resistência mecânica e promover a estabilização da microestrutura (8–10). Além desse fato, apresentam densidades similares às ligas alumínio-lítio com o benefício de menor custo do material (11). A partir dessas características, essas ligas têm despertado o interesse de empresas como a Airbus para aplicações em fuselagens (12–14).

Portanto, considerando o potencial de emprego dessas ligas na indústria aeroespacial brasileira, o presente trabalho avalia o uso de ligas do sistema Al-Mg-Sc nos seguintes componentes de aeronaves: longarinas das asas e revestimentos das fuselagens, porque essas condições do setor industrial aeroespacial aumentam a demanda pelo desenvolvimento e a utilização de ligas metálicas avançadas com melhores combinações de propriedades, além de processos industriais mais eficientes.

2. OBJETIVOS

2.1 Objetivo Geral

Avaliar o uso de ligas do sistema Al-Mg-Sc no setor aeroespacial nos componentes: longarinas das asas e revestimentos de fuselagens.

2.2 Objetivos Específicos

- Pesquisar as principais propriedades mecânicas para longarinas das asas e revestimentos de fuselagens como: limite de resistência mecânica, limite de resistência ao escoamento, limite de resistência à fadiga, tenacidade à fratura e alongamento.
- Consultar na literatura as propriedades mecânicas de limite de resistência mecânica, limite de resistência ao escoamento, limite de resistência à fadiga, tenacidade à fratura e alongamento de ligas do sistema Al-Mg-Sc, bem como as das séries 2000 e 7000 tradicionalmente empregadas nos componentes considerados.
- Utilizar o *software* Cambridge Engineering Selector® e deduzir os índices de materiais tendo como base a função dos componentes a fim de comparar os valores para as ligas do sistema Al-Mg-Sc com os valores das ligas tradicionalmente utilizadas.

3. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

3.1 Ligas de Alumínio

As combinações exclusivas de propriedades, tanto físicas quanto químicas, fornecidas pelo alumínio e suas ligas, mostram que o alumínio é um dos materiais mais versáteis, econômicos e atraentes para uma ampla faixa de aplicações. Assim, a baixa densidade de $2,7 \text{ g/cm}^3$ do alumínio adicionada às altas resistências mecânicas de certas ligas de alumínio, que podem ser superiores a do aço estrutural, permite o projeto e construção de estruturas de peças leves que possuem alta resistência mecânica (1).

Em adição à baixa densidade do alumínio, as ligas de alumínio têm outras vantagens, como por exemplo, temperaturas de fusão relativamente baixas, baixa solubilidade de gás (com exceção do hidrogênio), boa usinabilidade, bom acabamento superficial e boa resistência à corrosão e boas condutividades elétrica e térmica (2). Além desses fatos, destaca-se a facilidade com que o alumínio pode ser fabricado nas mais diferentes formas, ao poder ser moldado em distintos métodos de fundição e assim, compete de maneira bem-sucedida e satisfatória com materiais mais baratos que exigem maior ductilidade na conformação mecânica (15).

3.1.1 *Classificação das ligas de alumínio*

É importante mencionar que a divisão das ligas de alumínio acontece em duas principais categorias: ligas trabalháveis, isto é, que passam por processos de laminação, extrusão, forjamento ou estiramento e ligas para fundição. Contudo, outra diferenciação para cada categoria pode ser baseada no mecanismo primário de desenvolvimento de propriedade, ou seja, se as ligas são submetidas adequadamente ou não ao tratamento térmico baseado em solubilidade de fases, as que não são submetidas aos tratamentos térmicos tradicionais são utilizadas em condições somente fundidas ou em condições termicamente modificadas, porém sem efeitos de solução ou precipitação ou ambos (15). Além disso, segundo o Guia Técnico do Alumínio (2011) e a NBR 6834, a classificação das ligas trabalháveis e ligas para fundição é mostrada conforme a Tabela 1a e 1b. A partir dessa tabela, para as ligas trabalháveis, o segundo dígito do grupo 1XXX indica as modificações dos limites das impurezas ou elementos de liga; já os dois últimos dígitos mostram a porcentagem mínima de alumínio. Para os grupos 2XXX ao 8XXX, o segundo dígito indica a liga original e modificações da liga (determinado pelo

elemento de liga com maior porcentagem), os dois últimos dígitos determinam as distintas ligas do grupo.

Com relação às ligas para fundição, no grupo 1XX.X para o alumínio não ligado de pureza 99% ou superior, os dois dígitos seguintes são algarismos 1 que representam os centésimos da porcentagem mínima de alumínio; já o último dígito indica a forma do produto, sendo 0 para peças fundidas e 1 para lingotes. Com isso, para os grupos 2XX.X ao 9XX.X, os dígitos que antecedem o ponto indicam as distintas ligas do grupo, enquanto o último dígito mostra o formato do produto, ao ser 0 para peças fundidas, 1 para lingotes e 2 para lingotes cuja composição química distingue dos limites estabelecidos como pode ser visto na tabela 1 abaixo (1).

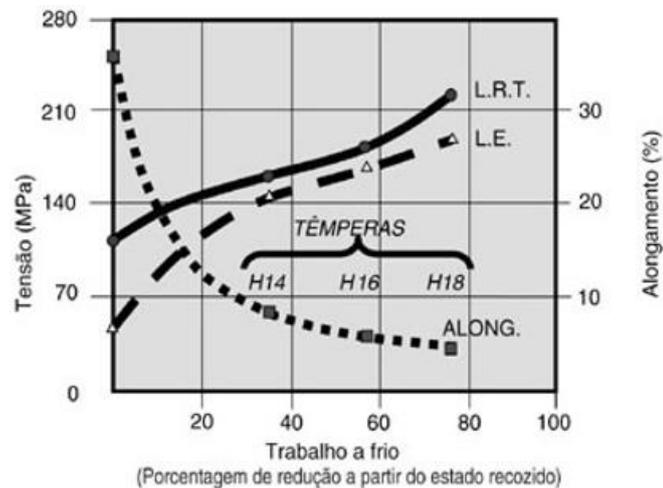
Tabela 1 – Classificação das ligas de Alumínio de acordo com o Processo de Fabricação e a Composição Química (a) ligas trabalháveis e (b) ligas para fundição (1).

(a)		(b)	
a) Al não ligado com no mínimo 99% de pureza		a) Al não ligado com no mínimo 99% de pureza	
1XXX		1XX.X	
b) Ligas de Al agrupadas conforme o elemento de liga principal		b) Ligas de Al agrupadas conforme o elemento de liga principal	
- Cobre	2XXX	- Cobre	2XX.X
- Manganês	3XXX	- Silício com Cobre e/ou Magnésio	3XX.X
- Silício	4XXX	- Silício	4XX.X
- Magnésio	5XXX	- Magnésio	5XX.X
- Magnésio e Silício	6XXX	- Zinco	7XX.X
- Zinco	7XXX	- Estanho	8XX.X
- Outros elementos	8XXX	- Outros elementos	9XX.X
c) Série não utilizada		c) Série não utilizada	
9XXX		6XX.X	

3.1.2 Ligas de alumínio trabalháveis

As ligas de alumínio são divididas convenientemente em dois grupos: as ligas “tratáveis” termicamente, propiciando-lhes maior resistência, e as ligas “não-tratáveis” termicamente, cuja resistência só pode ser aumentada a partir do trabalho a frio. As ligas tratáveis termicamente podem ser trabalhadas a frio e, posteriormente, sofrer o tratamento térmico para o aumento da resistência mecânica. As ligas não tratáveis termicamente podem ser submetidas a tratamentos térmicos como de estabilização e recozimentos pleno ou parcial. As têmperas são classificadas conforme a norma NBR 6835 e de acordo com os processos a que são submetidas: “F” (como fabricada), “O” (recozida), “H” (encruada), “W” (solubilizada) e “T” (tratada termicamente) (1,16,17). Assim, a Figura 1 ilustra o efeito do trabalho a frio nas propriedades mecânicas da liga 3003 com as têmperas: H18, que é a têmpera de trabalho a frio severo que resulta no endurecimento pleno correspondente a 75 % de redução em área; e as têmperas H14, H16 que são obtidas com menor grau de encruamento, ou seja, menor redução em área no trabalho a frio, representando respectivamente as têmperas $\frac{3}{4}$ duro, $\frac{1}{2}$ duro.

Figura 1- Efeito do trabalho a frio nas propriedades mecânicas da liga 3003 (1,18) .



Classificação de acordo com processos térmicos e mecânicos

A letra T é sempre seguida por um ou mais dígitos. Um período de envelhecimento natural pode ocorrer entre as operações relacionadas para as têmperas T e sempre que for necessário do ponto de vista metalúrgico, deve haver um controle rigoroso desse intervalo de tempo. A partir desses fatos, números de 1 a 10 indicam seqüências de tratamentos específicos (16,19):

T1: resfriado de uma temperatura elevada em um processo de conformação e envelhecido naturalmente até uma condição substancialmente estável. Aplica-se a produtos que não são trabalhados a frio após o resfriamento de uma temperatura elevada em um processo de conformação a quente ou nos quais o efeito do trabalho a frio no endireitamento ou na planificação é reconhecido nos limites de propriedades mecânicas.

T2: resfriado de uma temperatura elevada em um processo de conformação, trabalhado a frio e envelhecido naturalmente até uma condição substancialmente estável. Aplica-se a produtos que são trabalhados a frio para aumentar a resistência mecânica após resfriamento de uma temperatura elevada em um processo de conformação ou nos quais o efeito do trabalho mecânico no endireitamento ou a planificação é reconhecido nos limites de propriedades mecânicas.

T3: solubilizado, trabalhado a frio e envelhecido naturalmente até uma condição substancialmente estável. Aplica-se a produtos que são trabalhados a frio para aumentar a resistência mecânica após solubilização ou nos quais o efeito do trabalho mecânico no endireitamento ou na planificação é reconhecido nos limites de propriedades mecânicas.

T4: solubilizado e envelhecido naturalmente até uma condição substancialmente estável. Aplica-se a produtos que não são trabalhados mecanicamente após solubilização ou nos quais o efeito do trabalho a frio no endireitamento ou a planificação pode não ser reconhecido nos limites de propriedades mecânicas.

T5: resfriado de uma temperatura elevada em um processo de conformação e envelhecido naturalmente. Aplica-se a produtos que não são trabalhados a frio após resfriamento de uma temperatura elevada em um processo de conformação a quente ou nos quais o efeito do trabalho a frio no endireitamento ou na planificação pode não ser reconhecido nos limites de propriedades mecânicas.

T6: solubilizado e envelhecido artificialmente. Aplica-se a produtos que não são trabalhados a frio após solubilização ou nos quais o efeito do trabalho a frio no endireitamento ou na planificação pode não ser reconhecido nos limites de propriedades mecânicas.

T7: solubilizado e estabilizado. Aplica-se a produtos que são estabilizados após

solubilização para levá-los além do ponto de máxima resistência mecânica, de modo a permitir o controle de alguma característica especial.

T8: solubilizado, trabalhado a frio e então envelhecido artificialmente. Aplica-se a produtos que são trabalhados a frio para aumentar a resistência mecânica ou nos quais o efeito do trabalho mecânico no endireitamento ou na planificação é reconhecido nos limites de propriedades mecânicas.

T9: solubilizado, envelhecido artificialmente e trabalhado a frio. Aplica-se a produtos que são trabalhados a frio para aumentar a resistência mecânica.

T10: resfriado de uma temperatura elevada em um processo de conformação, trabalhado a frio e então envelhecido artificialmente. Aplica-se a produtos que são trabalhados a frio para aumentar a resistência mecânica ou nos quais o efeito do trabalho mecânico no endireitamento ou na planificação é reconhecido nos limites de propriedades mecânicas.

As denominações seguintes que envolvem dígitos adicionais são usadas para o caso de materiais submetidos a alívios de tensões de produtos trabalhados (16,19):

T-51: submetido a alívio de tensões por estiramento. Aplica-se aos seguintes produtos quando estirados, sendo indicado o grau de estiramento em %, após solubilização ou resfriamento a partir de trabalho a quente: placas: 1,5 a 3% de ajuste permanente; vergalhões, barras, perfis e tubos extrudados: 1 a 3% de ajuste permanente; tubos trefilados: 0,5 a 3% de ajuste permanente. Aplica-se diretamente a placas, barras e vergalhões laminados ou acabados a frio. Esses produtos não sofrem nenhum endireitamento adicional após o estiramento. Também aplica-se a vergalhões, barras, tubos e perfis extrudados e além disso, a tubos trefilados quando denominados de maneira mostrada a seguir: **T-510:** produtos não sofrem endireitamento adicional após estiramento. **T-511:** produtos que podem sofrer um pequeno endireitamento após o estiramento, de modo a se enquadrar nas tolerâncias padronizadas.

T-52: submetido a alívio de tensões por compressão. Aplica-se aos produtos que foram submetidos a alívio de tensões por compressão após solubilização ou resfriamento a partir do trabalho a quente de modo a produzir um ajuste permanente de 1 a 5%.

T-54: submetido a alívio de tensões por combinação de estiramento e compressão. Aplica-se a produtos forjados que são submetidos a alívio de tensões ao serem repassados a frio pela matriz de acabamento.

Os mesmos dígitos 51, 52 e 54 podem ser adicionados à designação W para indicar um produto solubilizado instável e submetido a alívio de tensões. Já as seguintes designações são usadas para classificar produtos trabalhados e termicamente tratados das têmperas O ou F, para manifestar resposta a tratamentos térmicos: **T42:** solubilizado a partir das têmperas O ou F para demonstrar resposta ao tratamento térmico e envelhecido naturalmente até uma condição suficientemente estável; **T62:** solubilizado a partir das têmperas O ou F para demonstrar resposta ao tratamento térmico e envelhecido artificialmente.

As denominações de têmpera T42 e T62 também podem ser aplicadas a produtos trabalhados e termicamente tratados a partir de qualquer têmpera quando esses tratamentos resultam em propriedades mecânicas compatíveis com essas têmperas.

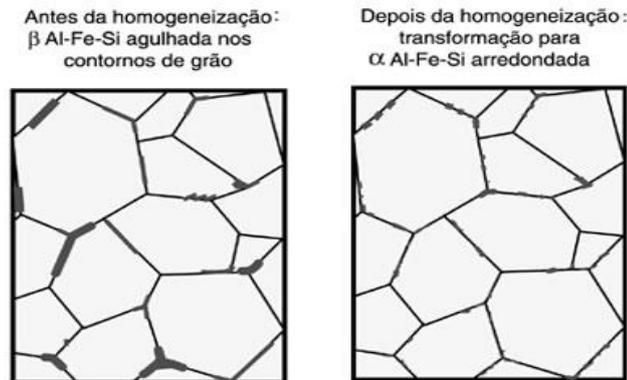
Tratamentos térmicos

As ligas de alumínio são classificadas em “tratáveis termicamente”, quando respondem ao tratamento de solubilização e envelhecimento, e “não-tratáveis termicamente”, cujas propriedades são melhoradas apenas com o trabalho a frio. Os principais tipos de tratamento térmico são abordados a seguir:

Homogeneização

É um tratamento térmico realizado em temperaturas ao redor de 500 °C, dependendo da liga e tem por objetivo remover ou reduzir as segregações, produzir estruturas estáveis e controlar certas características metalúrgicas, tais como: propriedades mecânicas, tamanho de grão, estampabilidade. No caso da laminação a quente, esse tratamento pode ser executado concomitantemente ao aquecimento das placas (1,16,17). A Figura 2 mostra a microestrutura da liga Al-Fe-Si antes e após a homogeneização.

Figura 2- Microestrutura da liga Al-Fe-Si antes e após a homogeneização (1).



Solubilização / envelhecimento

Um aumento na resistência mecânica é obtido nas ligas que respondem a esse tratamento térmico. Primeiramente, o metal é aquecido uniformemente até o campo monofásico, sendo que a temperatura exata depende da liga em particular. Isso ocasiona a dissolução dos elementos de liga na solução sólida (tratamento de solubilização). Assim, segue-se um resfriamento rápido, geralmente em água, que previne temporariamente que esses constituintes se precipitem. Essa condição é instável e, gradualmente, os constituintes se precipitam de maneira extremamente fina (somente visível a partir de potentes microscópios), alcançando, dependendo do tempo e temperatura do tratamento, o máximo efeito de endurecimento (envelhecimento) (1,16,17). Assim, se este tratamento for realizado em temperatura ambiente, depois de um determinado período de tempo, de geralmente alguns dias, tem-se o envelhecimento natural. Outra possibilidade é quando o tratamento ocorre a partir de reaquecimento por algumas horas, por exemplo, a cerca de 175 °C (1,16,17).

As chapas são normalmente tratadas em um banho de sal fundido, o qual possui alta taxa de extração de calor e fornece suporte ao metal, ao preveni-lo quanto às possíveis deformações em altas temperaturas. Fornos com circulação de ar forçada são geralmente utilizados para perfis extrudados, tubos, forjados e peças fundidas (1,16,17).

Os efeitos de um tratamento térmico completo incluem não somente um aumento substancial no limite de resistência à tração, mas também na redução da ductilidade. Consequentemente, é usual submeter o material a qualquer operação de conformação severa

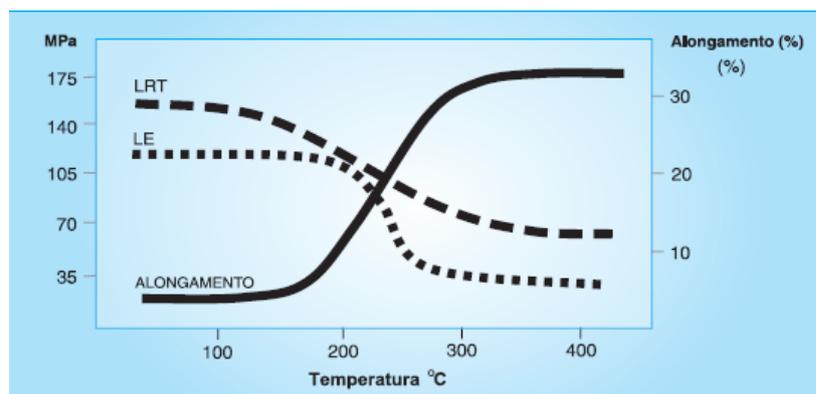
que seja necessária antes do tratamento térmico. Assim, a maior parte das conformações pode ser feita antes do tratamento de solução com um acerto posterior para corrigir quaisquer distorções não previstas que possam ocorrer durante o resfriamento, porém a conformação deve ser feita preferencialmente imediatamente após o tratamento de solução e antes do envelhecimento. Quando for difícil essa conciliação, é possível retardar o envelhecimento ao manter os componentes resfriados que é uma técnica frequentemente aplicada em rebites para a indústria de aviação (1,16).

Recozimento pleno

O recozimento pleno é um tratamento térmico em que se consegue as condições de ductilidade máxima do metal (têmpera O), ao produzir uma recristalização total do mesmo.

No processo de recozimento, o metal é aquecido por um tempo suficientemente para permitir o seu rearranjo em uma nova configuração microestrutural não deformada. Esse processo de recristalização remove o efeito do trabalho a frio e deixa o metal em uma condição dúctil. Assim, o recozimento bem-sucedido se caracteriza somente pela recristalização primária. Deve-se ainda evitar superaquecimentos, já que isso causa a coalescência e o crescimento exagerado dos grãos (20), também chamada de recristalização secundária com a consequente tendência de ser desenvolvido o defeito “casca de laranja” nos trabalhos de conformação subsequentes, principalmente de estampagem. A Figura 3 mostra a influência da temperatura de recozimento no limite de resistência a tração, no limite de escoamento e no % de alongamento de uma chapa laminada da liga 1100 H18 (1).

Figura 3- A influência da temperatura de recozimento de uma chapa de material laminado da liga 1100 H18 (1).



Para que se obtenham peças de boa qualidade após estampagem, dobramento ou extrusão por impacto, é preciso ocorrer a condição de recristalização total, porque senão pode ocorrer o rompimento da peça ou o surgimento do defeito “casca de laranja”, o que pode exigir operação de polimento adicional para restituir-lhe a superfície lisa, às vezes, com grandes dificuldades (1). Além disso, convém observar que o tamanho de grão em micrometros é inversamente proporcional ao número do mesmo tamanho ASTM.

Recozimento parcial

Este tipo de tratamento térmico corresponde a uma recristalização parcial do material, ao permitir a obtenção de têmperas com alongamentos maiores, o que favorece, em alguns casos, o processo de estampagem, ao conferir ao produto final uma maior resistência mecânica. Pode ser realizado entre as temperaturas de 200 °C a 280 °C, dependendo da porcentagem de redução aplicada na laminação a frio (1,18).

Estabilização

Nas ligas de Al com Mg (série 5XXX), ocorre uma perda de propriedades mecânicas do material deformado a frio após alguns dias em temperatura ambiente. Assim, para contornar esse inconveniente, aplica-se uma porcentagem de deformação mais alta do que a necessária para se atingir determinado nível de propriedades mecânicas que são determinadas com base em uma curva de encruamento para material estabilizado e, depois, aquece-se o material em temperaturas ao redor de 150 °C, para acelerar a recuperação (têmperas H3X). Assim, esse tratamento serve para aliviar a tensão residual dos materiais encruados e para aumentar a resistência à corrosão das ligas de Al-Mg (1).

Efeito dos elementos de liga nas propriedades das ligas de alumínio

A possibilidade de o alumínio se combinar com a maior parte dos metais de engenharia ao formar as ligas de alumínio e assim obter propriedades tecnológicas adaptadas conforme o produto final é um dos motivos pelos quais as ligas de alumínio são muito utilizadas. Assim, essas ligas metálicas oferecem à indústria ampla diversidade de combinações de resistência mecânica, condutividade elétrica, usinabilidade, ductilidade, resistência à corrosão e ao ataque

de substâncias químicas, porém é necessário o conhecimento das vantagens e limitações dessas ligas para que se otimize a seleção; já que em uma só liga metálica não é possível combinar todas as propriedades ótimas para uma determinada aplicação final de um produto (1,21,22).

A presença de elementos de liga influencia as propriedades físicas e químicas das ligas de alumínio já que esses elementos químicos modificam a microestrutura em função de suas concentrações percentuais (21). A fim de melhor entendimento da função dos distintos tipos de elementos de liga nas propriedades das diferentes ligas de alumínio, classificam-se os elementos de liga como: elementos principais, elementos secundários, modificadores da microestrutura e impurezas, conforme abaixo (22):

- Elementos principais: silício, cobre, magnésio e zinco;
- Elementos secundários: níquel e estanho;
- Modificadores da microestrutura: titânio, boro, estrôncio, fósforo, berílio, manganês e cromo;
- Impurezas: ferro, cromo e zinco.

Um conceito definitivo quanto à função de cada elemento de liga é complicado já que ele é alterado em função do percentual de elementos presentes e também, porque há interações entre eles, assim, a função de cada elemento de liga é classificada da seguinte maneira (1):

Silício: principal elemento de liga utilizado, porque possui característica de aumentar a capacidade do metal líquido de preencher as cavidades estreitas dos moldes (melhor fluidez), controla o nível de porosidade nas peças vazadas e também a contração na solidificação, além disso, aumenta a resistência ao desgaste das peças fundidas. Possui solubilidade baixa em alumínio, ao tender assim, a se combinar principalmente com ferro, manganês e magnésio;

Cobre: elemento responsável por aumentar a resistência mecânica e dureza da liga por meio da formação de precipitados endurecedores ao ser adicionado em porcentagens de aproximadamente 5%. Além disso, o cobre melhora a usinabilidade das ligas ao aumentar a dureza da matriz metálica, por outro lado, o cobre geralmente ocasiona a diminuição da resistência à corrosão do alumínio (22);

Magnésio: forte endurecedor das ligas ao ser adicionado em solução sólida ou

combinado com outros elementos por meio da formação de precipitados endurecedores (Mg_2Si , $MgZn_2$). Além disso, confere alta resistência à corrosão;

Titânio: age como agente nucleante de solidificação, refina o tamanho do grão por meio da adição de pequenas concentrações ao formar o composto $TiAl_3$ que é distribuído no metal líquido em condições controladas;

Boro: acrescenta eficiência do refinamento de grão em contribuição ao titânio ao formar o composto TiB_2 . Com isso, o boro também aumenta a condutibilidade elétrica do material ao remover da solução sólida elementos como titânio, manganês, cromo e vanádio;

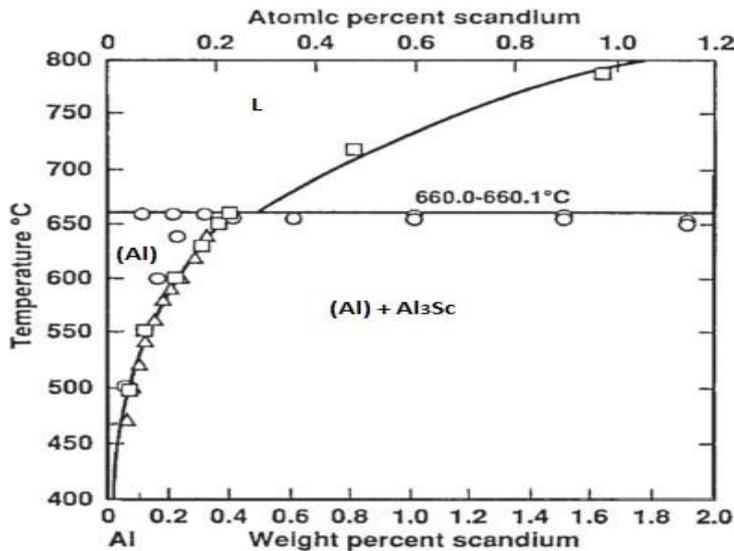
Manganês, cromo e zircônio: formam compostos estáveis nas temperaturas de conformação e tratamento térmico e assim, retêm a estrutura fibrosa, ou seja, atuam como controladores de microestrutura do material trabalhado a quente ao serem adicionados em porcentagens entre 0,1% e 0,3%, e aumentam, conseqüentemente, as propriedades mecânicas na direção longitudinal. Por outro lado, esses elementos dificultam a solubilização das ligas tratadas termicamente, ao acrescentarem sua sensibilidade à têmpera. Além disso, a inserção de zircônio precisa ser cuidadosa, porque pode afetar os refinadores de grão à base de titânio;

Ferro: impureza mais comum tende a se combinar com o silício ao formar compostos da família $Al-Fe-Si$, cuja a morfologia deve ser controlada nos processos de vazamento para não prejudicar as propriedades requeridas. Assim, o ferro possui elevada solubilidade no alumínio no estado líquido, porém no estado sólido, acontece o decréscimo drástico dessa solubilidade ao se formarem, assim, precipitados ricos em ferro na microestrutura (23).

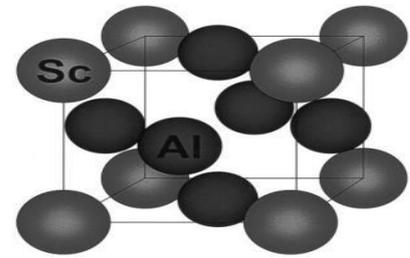
Escândio: A melhoria das propriedades mecânicas que são oriundas da inserção de escândio nas ligas de alumínio ocorre, porque há a formação de precipitados de Al_3Sc que são termodinamicamente estáveis. Assim, como pode ser observado na parte do diagrama $Al-Sc$ ilustrado na Figura 4a, a solubilidade do escândio em alumínio sólido é bem limitada com o máximo de solubilidade sólida de 0,38 % em peso, que acontece na temperatura eutética de aproximadamente 660 °C. A partir dessa realidade, essa temperatura é bem próxima à temperatura de fusão do alumínio puro, e conseqüentemente, o campo de coexistência da solução sólida e líquida não pode ser visto nesse diagrama. Além disso, a composição eutética

é 0,47% em peso de Sc (24). Portanto, na literatura, são encontrados estudos que utilizam tanto composições hipoeutéticas (24–27) quanto hipereutéticas (28,29). Já na temperatura ambiente, a fase Al_3Sc está em equilíbrio com a solução sólida de alumínio.

Figura 4- (a) Região rica em Al do diagrama binário Sc (24); (b) Estrutura cristalina da fase $\text{L1}_2 \text{Al}_3\text{Sc}$ (30).



(a)



(b)

Pesquisas nessa literatura mostraram que, em ligas do sistema ternário Al-Mg-Sc, a formação da fase Al_3Sc é inalterada com a presença do magnésio. Além desse fato, as fases Al_3Sc e Al_3Mg_2 foram vistas em equilíbrio com a solução sólida de alumínio e não foi encontrada nenhuma fase ternária para pequenas inserções do elemento químico escândio (31). Assim, as tabelas 2 e 3 mostram as composições químicas das ligas Scalmalloy® 5024 e 5028 e os respectivos percentuais dos elementos magnésio e escândio que possibilitam a formação dos precipitados em equilíbrio.

Tabela 2 – Composição química da liga Scalmalloy® 5024 (12).

Liga	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Zr	Sc	Outros elementos mínimo e máximo
AA5024	0,25	0,4	0,2	0,2	3,9-5,1	0,1	0,25	0,2	0,05-0,2	0,10-0,40	0,05-0,15

Tabela 3 – Composição química da liga Scalmalloy® 5028 (11,32).

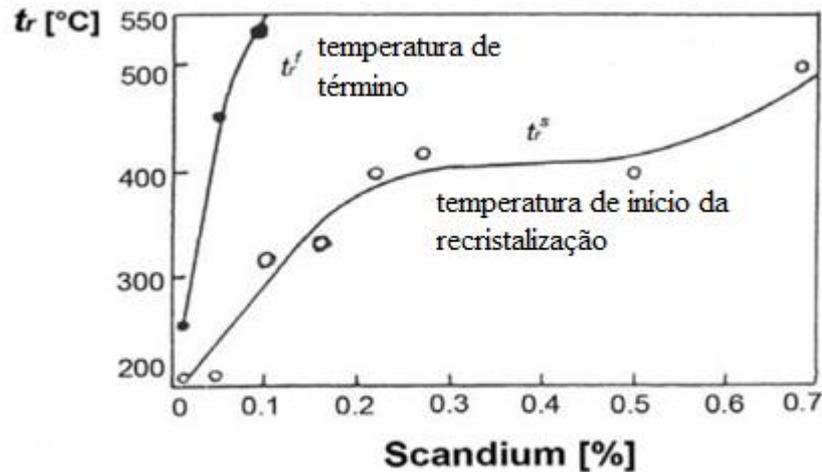
Liga	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Zr	Sc	Outros elementos mínimo e máximo
AA5028	0,0-0,3	0,0-0,4	0,0-0,2	0,3-1,0	3,2-4,8	0,05-0,15	0,05-0,5	0,05-0,15	0,05-0,15	0,02-0,4	0,05-0,15

A fase Al_3Sc tem cerca de 35,7% de Sc e possui uma estrutura cúbica de face centrada (CFC) ordenada do tipo $L1_2$, em que a relação atômica é 25% escândio e 75% alumínio, como demonstrado na Figura 4b. Assim, os precipitados nanométricos formados que são menores que 20 nm são completamente coerentes com a matriz metálica (24,30,33,34). Além disso, o parâmetro de rede cristalina do precipitado Al_3Sc é igual a 0,410 nm, que é bem próximo ao parâmetro de rede da matriz de alumínio, 0,405 nm (31). Portanto, essa semelhança entre os parâmetros de rede contribui para o decréscimo da força motriz e, conseqüentemente, para o aumento do tamanho das partículas de Al_3Sc , de modo que os precipitados sejam estáveis em temperaturas elevadas de aproximadamente 400 °C (28,33).

Em contrapartida, nas ligas comerciais das séries 2XXX e 6XXX, que possuem cobre, magnésio e silício como elementos de liga, os precipitados costumam crescer rapidamente acima de 250 °C, o que evidencia que os precipitados de Al_3Sc são muito mais estáveis termodinamicamente nesta faixa de temperatura. Com isso, as ligas de alumínio que contêm escândio podem ser utilizadas a temperaturas significativamente maiores do que as ligas convencionais de alumínio endurecidas por precipitação (34).

A partir dessas características, os precipitados de Al_3Sc são responsáveis pelo ancoramento efetivo de discordâncias e contornos de grãos, e, por suas estabilidades térmicas, são capazes de aumentar a resistência à recristalização da liga e ocasionam a formação de uma estrutura de grãos extremamente finos (4,24,35,36). Com isso, a influência da inserção do escândio na temperatura de recristalização (t_r) de uma liga do sistema Al-Mg-Sc que contém 6,7% de magnésio é mostrada na figura 5. Portanto, o acréscimo da porcentagem de escândio na liga ocasiona o aumento tanto na temperatura de início da recristalização (t_r^S), quanto na temperatura de término (t_r^T) (37).

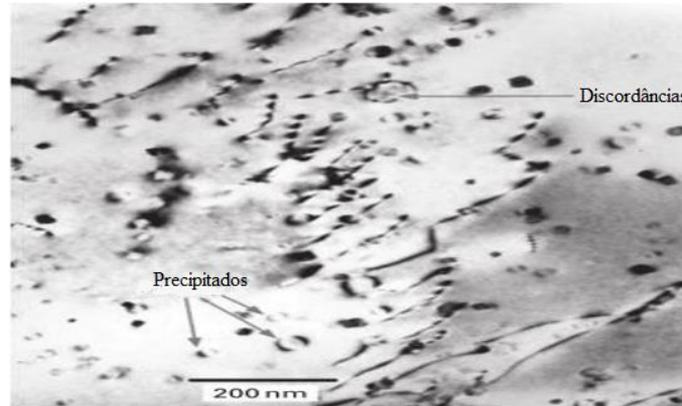
Figura 5 - Efeito da adição de Sc na temperatura de recristalização de liga do sistema Al-Mg-Sc adaptado de Olea, 2008 (37).



No sistema Al-Mg-Sc, há três fatores para aumento da resistência mecânica da liga comparados ao alumínio puro: o primeiro fator é o endurecimento por solução sólida e, como já relatado anteriormente, o magnésio possui uma solubilidade máxima de 17% no alumínio, de modo que contribui expressivamente com o aumento da resistência, porque há a formação de solução sólida. Já a solução sólida de escândio não oferece aumento significativo na resistência, porque a sua solubilidade no alumínio é baixa; o segundo fator é devido ao decréscimo do tamanho de grão, porque a presença dos precipitados de Al_3Sc , que ancoram efetivamente o contorno de grão e inibem a recristalização, leva ao refinamento da estrutura. Finalmente, o último fator de endurecimento está relacionado ao próprio endurecimento por precipitação de Al_3Sc , porque conforme as partículas são coerentes, muito finas e dispersas na matriz metálica, as discordâncias precisam cortá-las para continuarem a se deslocar, e ocasionam no aumento da resistência mecânica. Com isso, a partir de modelos, a contribuição desses três fatores para liga Al-6%Mg-2%Sc-1Zr (alumínio, magnésio, escândio e zircônio) em peso foi prevista e após se obterem boas relações com valores experimentais, concluiu-se que a contribuição do refinamento da estrutura é o mecanismo mais efetivo no aumento da resistência mecânica da liga Al-Mg-Sc (28).

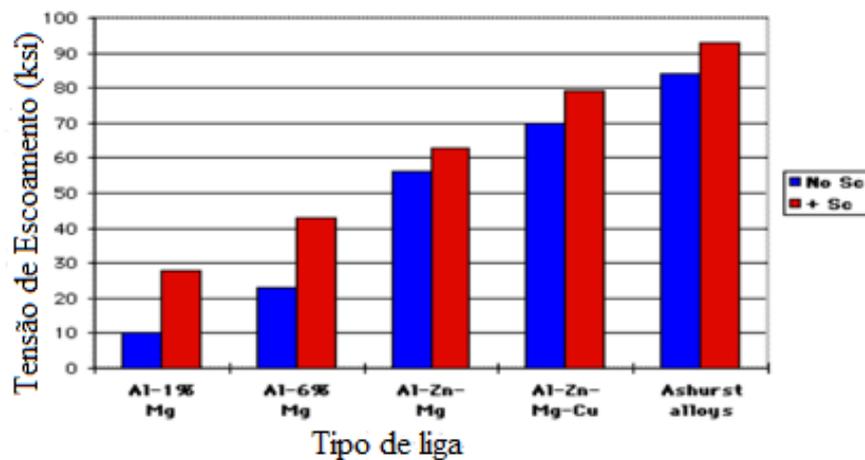
Foi observado que as partículas de Al_3Sc agem como ancoradoras de discordâncias, fato que é mostrado na figura 6, o que conseqüentemente leva a um desempenho efetivo dos precipitados de Al_3Sc para inibir a recristalização e atuar como mecanismo de endurecimento (38).

Figura 6 - Micrografia obtida por microscopia eletrônica de transmissão (MET) mostrando a interação dos precipitados Al_3Sc com discordâncias adaptado de Dos Santos, 2010 (38).



O aumento na tensão de escoamento, em bastantes sistemas de alumínio, devido à presença do escândio, está ilustrado na figura 7.

Figura 7 - Efeitos da adição de escândio no limite de escoamento de várias ligas adaptado de Ashurst Technology Web Page, 2018 (39).



3.1.3 Aplicações das ligas da série 5XXX

Com relação à aplicação de chapas em ligas na indústria automotiva, as ligas não tratáveis termicamente da série 5XXX entraram no setor automotivo em meados da década de 1980 (40) como uma alternativa séria aos tipos de aço de baixo carbono. A partir disso, enquanto o magnésio, como o principal elemento de liga, aumenta significativamente o endurecimento por deformação, a adição de manganês reduz principalmente a recuperação. Além do alto efeito de

aumento de resistência, o magnésio aumenta adicionalmente a conformabilidade a frio e a ocorrência de linhas de fluxo durante a estampagem profunda. Portanto, as ligas da série 5XXX atuais, como AA5049, AA5454 e AA5024, são frequentemente usadas para peças pendentes não visíveis (como painéis internos de portas) ou peças de chassis (tubos soldados por costura) com alta demanda de conformabilidade e menor demanda na aparência da superfície (40).

Para aplicações estruturais de alta resistência, onde a corrosão intergranular pode ser excluída, ligas com maior teor de magnésio de cerca de 4,5%, como a liga AA5182 (AlMg_{4,5}Mn_{0,4}) são usadas. Assim, desenvolvimentos de novas ligas caracterizadas por um teor de magnésio de até 6,5% fornecem um aumento significativo na resistência à tração de mais de 320 MPa e alongamentos de cerca de 26%, enquanto a conformabilidade que beneficia a conformação a frio de componentes estruturais complexos é substancialmente melhorada (40).

3.1.4 Ligas do sistema alumínio-magnésio-escândio

As ligas de alumínio da série 5XXX, que possuem o magnésio como elemento principal de liga, constituem um grupo de ligas não tratáveis termicamente e geralmente são utilizadas como material estrutural, porque têm boa soldabilidade, resistência à corrosão e alta ductilidade. A partir desse fato, a resistência mecânica dessas ligas deriva do endurecimento por solução sólida do magnésio na matriz de alumínio. Contudo, mesmo contendo elevadas porcentagens de magnésio (5-6%), elas apresentam resistência mecânica média de, aproximadamente 200 a 300 MPa, que inviabiliza sua aplicação em diversos setores (25). Dessa forma, torna-se interessante melhorar a resistência mecânica dessas ligas a partir da inserção de outros elementos de liga, como por exemplo, o escândio em pequenas quantidades conforme abordado anteriormente. Portanto, estudos mostram que ligas do sistema Al-Mg-Sc (Scalmalloy®) são promissoras para utilização em fuselagem de aeronaves (5,7,13,14).

Ligas do sistema Al-Mg-Sc reúnem baixa densidade, boa resistência à fadiga e tolerância ao dano, além de boas resistência mecânica e resistência à corrosão que são propriedades satisfatórias para sua potencial aplicação em fuselagem de aviões (7). Assim, as tabelas 4 e 5 reúnem as propriedades mecânicas das ligas do sistema Al-Mg-Sc Scalmalloy® (5024 e 5028) (12,11).

Tabela 4 - Propriedades mecânicas da liga Scalmalloy® 5024 (12).

Liga	Têmpera	Espessura (mm)	Resistência à tração (MPa)		Tensão de Escoamento (MPa)		Alongamento (%)		Módulo de Elasticidade (GPa)	Densidade (g/cm ³)
			L	LT	L	LT	L	LT		
AA5024	H116	1.6	395	380	315	310	15	19	72	2.65
AA5024	H116	3	380	375	305	305	15	18	72	2.65
AA5024	H116	7	380	375	305	305	15	17	72	2.65

Tabela 5 - Propriedades mecânicas da liga Scalmalloy® 5028 (11).

Liga	Têmpera	Espessura (mm)	Resistência à tração (MPa)		Tensão de Escoamento (MPa)		Alongamento (%)		Módulo de Elasticidade (GPa)	Densidade (g/cm ³)
			L	LT	L	LT	L	LT		
AA5028	H116	2.3	402	405	330	345	12	13	74	2.67
AA5028	H116	5	400	400	325	330	12	13	74	2.67

As ligas de Al-Mg-Sc são altamente recomendadas para aplicação em chapas ao serem dedicadas à produção de revestimentos de fuselagem ou outras aplicações de aeronaves, como *flaps* das asas, onde são requeridas alta resistência, boa tenacidade à fratura, resistência à fadiga aprimorada, além de uma boa resistência ao impacto e excelente resistência à corrosão, bem como uma excelente soldabilidade. Assim, essas ligas comerciais de Al-Mg-Sc atuais contêm até 4,5% de Mg, e no máximo 0,4% de Sc, devido à baixa solubilidade deste elemento (40).

Em contrapartida, sob os rótulos KO8242 e KO8542 (já registrados como as ligas 5024 e 5028 respectivamente), a Aleris, uma das principais fornecedoras de chapas e laminados de alumínio para a indústria aeroespacial, desenvolveu variantes de liga 5XXX avançadas para revestimentos de fuselagem que são formados por laminação e fluência ao exceder o equilíbrio de dureza/resistência de ligas de referência endurecíveis por envelhecimento como 2x24 -T3 ou 6x56-T6 (40). Assim, ao fornecer propriedades comparáveis ou ainda mais altas de resistência ao escoamento (40), essas ligas de Al-Mg-Sc avançadas exibem uma densidade de 4,3% a 4,7% menor e um módulo de *Young* de 2,2% a 5,8% maior e, em comparação com as ligas 2x24-T3 (40), uma melhor tolerância a danos, uma susceptibilidade à corrosão muito baixa e uma excelente soldabilidade. Esses fatos podem ser vistos na tabela 6 que faz comparação de propriedades mecânicas entre as ligas do sistema Al-Mg-Sc 5028-H116, AA2198-T8 de alumínio-lítio e AlCu AA2524-T351; e na figura 8 que compara as propriedades mecânicas das

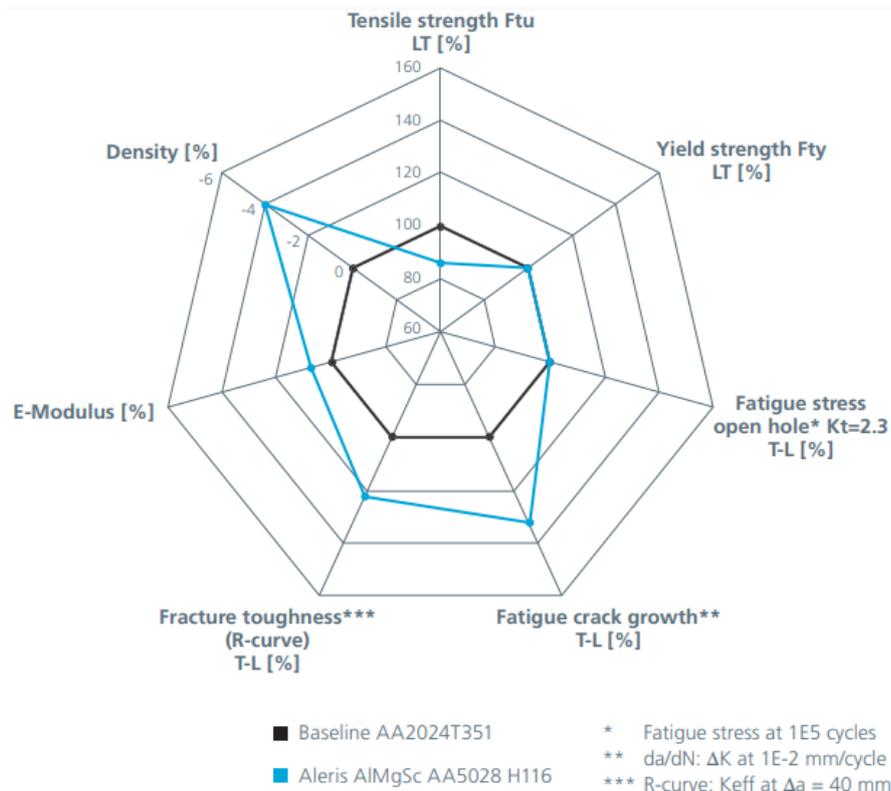
ligas do sistema Al-Mg-Sc 5028-H116 e AA2024-T351 respectivamente.

Tabela 6 - Comparação de propriedades das ligas Al-Li e Al-Mg-Sc com as propriedades da liga Al-Cu (AA2524-T351) (2,41).

Propriedades	Al-Li (AA2198T8)	Al-Mg-Sc (KO8542)
Densidade	-3%	-4,7%
Módulo Young	+12%	+4%
Limite de escoamento	+37%	-4%

A Tabela 6 compara algumas propriedades das ligas do sistema Al-Mg-Sc AA5028-H116 e AA2198-T8 de alumínio-lítio com as propriedades da liga AlCu AA2524-T351, que se mostram promissoras para a utilização em fuselagens de aviões, embora apresentem valores de resistência mecânica mais baixos, as ligas do sistema Al-Mg-Sc proporcionam uma economia de peso significativa em estruturas, porque possuem menor densidade, também comparada à AA2198-T8. Além desse fato, as ligas com adição de escândio apresentam um custo relativamente menor que as do sistema Al-Li, o que viabiliza, conseqüentemente, sua utilização (7). Do ponto de vista mecânico, um problema sério da liga AA2198-T8 de alumínio-lítio é a alta anisotropia das propriedades (principalmente na direção da laminação que é bem pior), que decorre basicamente da textura cristalográfica. Por exemplo, caminhos de trinca por fadiga são difíceis de prever com base na mecânica da fratura elástica linear (42). Contudo, o alto limite de escoamento da AA2198T8 em comparação ao valor da AA2524-T351 se deve ao fato de o lítio possuir elevada solubilidade no alumínio de no máximo 5,2% e as ligas binárias Al-Li mostrarem expressiva capacidade de endurecimento por precipitação que é oriunda da formação da fase metaestável e ordenada delta Al_3Li sob a forma de precipitados finos e dispersos na matriz de alumínio (19).

Figura 8 - Comparação de propriedades da liga AlCu AA2024-T351 e Al-Mg-Sc AA5028-H116 (11).



No entanto, o significativo efeito de endurecimento dos precipitados de Al_3Sc de aproximadamente 45-50 MPa por 0,1% em massa de Sc, introduzido pelo envelhecimento artificial, demonstrou grande potencial para ser explorado (40). Para enfrentar esse desafio, a EADS *Deutschland GmbH* (junto com a *RSP Technology Inc.*) desenvolveu um protótipo de liga em 2003 que mais tarde foi patenteado sob a marca registrada "Scalmalloy®" (40).

3.1.5 Fundição das ligas do sistema Al-Mg-Sc e comparação com propriedades das ligas 7XXX

Tecnologias de fundição em fitas (lâminas finas) com espessuras que variam de 20 μm a 330 μm usadas nas ligas da série 5XXX (43,44) como também na "Scalmalloy-SC", que foram adaptadas a esta nova segunda geração de ligas do sistema Al-Mg-Sc, permitem uma taxa de solidificação extraordinária que mantém uma grande quantidade de Sc e Zr retida em solução sólida supersaturada como um pré-requisito para uma precipitação subsequente com dispersão fina da fase secundária $Al_3Sc(Zr)$ durante a laminação a quente ou endurecimento por envelhecimento. A partir disso, dependendo do teor de Sc da liga variando entre 0,7% e 1,4%

de Sc, essas precipitações proporcionam valores de resistência à tração muito altos que variam de 500 a 600 MPa, isto é, valores típicos das ligas 7XXX de alta resistência atuais que são combinados com alongamentos suficientes de pelo menos 10%. Portanto, a pesquisa atual sobre essas futuras ligas do sistema Al-Mg-Sc concentra-se em um ajuste preciso dos parâmetros de temperatura e tempo durante o processamento de semiprodutos, a fim de se obterem resultados ideais de endurecimento por envelhecimento (40). Além disso, foi feita uma comparação das propriedades mecânicas das ligas Scalmalloy® 5028-H116 que foram fabricadas pelo processo de *Melt-Spinning* que é a tecnologia de fundição em fitas (lâminas finas) (40) realizada pela empresa RSP Technology BV (45) e a liga de alumínio AA 7075-T6 conforme pode ser visto na tabela 7 abaixo.

Tabela 7- Comparação de propriedades mecânicas de Al-Mg-Sc 5028 e AA7075-T6 (45,46).

Ligas	Limite de resistência mecânica (MPa)	Limite de resistência ao escoamento (MPa)	Tenacidade à fratura K_{IC} (MPa. m^{1/2})	Alongamento (%)	Dureza Brinell	Limite de resistência à fadiga (MPa)
			TL LT orientações			
Scalmalloy® 5028-H116	575	525	35 35	10	150	400
AA7075-T6	572	500	24 27	10	150	150

No entanto, o enorme potencial de endurecimento do Sc ainda não foi completamente explorado. Isso requer mais investigações fundamentais (40).

3.1.6 Soldagem das ligas do sistema Al-Mg-Sc

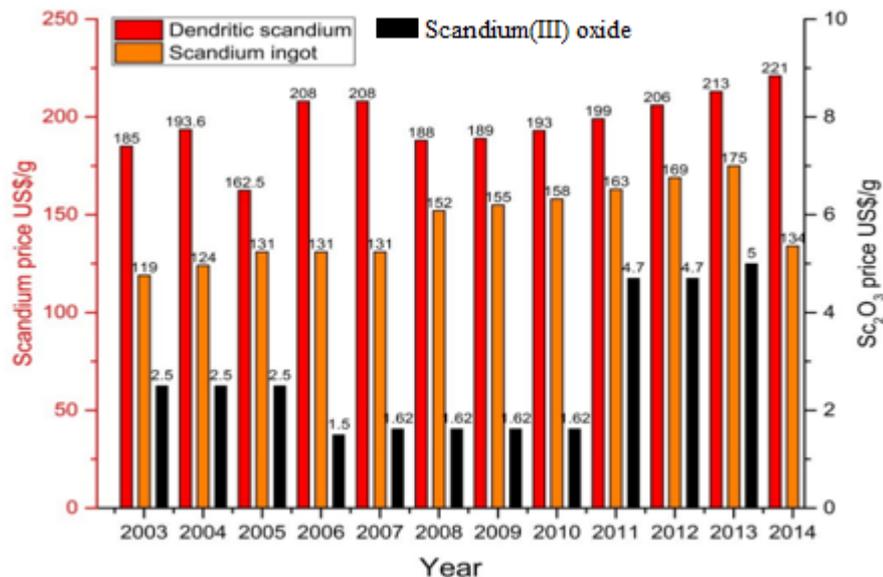
Alguns métodos de união das ligas do sistema Al-Mg-Sc são relatados na literatura, porque esses materiais têm enorme potencial de aplicações em indústrias de transporte. Além desse fato, a presença dos precipitados Al_3Sc , que são termicamente estáveis, favorece a utilização de processos de união no estado sólido para esses tipos de ligas metálicas (38,47,48). O comportamento dos precipitados ricos em escândio foi analisado em soldas de uma liga do sistema Al-Mg-Sc que foram obtidas por FSW (soldagem por fricção e mistura), a partir de microscopia eletrônica de transmissão (MET). Observou-se a presença de Al_3Sc tanto no material base, como em todas as regiões da solda (ZTA, ZTMA, ZM). Assim, esse fato

demonstra uma alta estabilidade dessas partículas, que mesmo sob um ciclo térmico elevado, permaneceram presentes e dispersas na matriz de alumínio sem graves efeitos aparentes de dissolução e coalescimento (38).

3.1.7 Abordagem do custo do escândio

Desde que a primeira liga Al-Sc foi desenvolvida e comercializada pela *Ashurst Technology Corporation* para a construção de quadros de bicicletas leves e de alta resistência, várias novas aplicações para ligas que contêm escândio foram propostas. Desde então, o escândio obteve popularidade a partir de uma pequena adição a materiais cerâmicos em sua forma Sc_2O_3 e ligas. Assim, ao considerar a escassez de sua oferta e a crescente demanda do setor industrial por novas tecnologias, o preço do escândio dendrítico cresceu quase linearmente na última década conforme é observado na figura 9 (49).

Figura 9- Preço de escândio e Sc_2O_3 (99,99% de pureza) em US\$/g. Cortesia de U.S. adaptado de *Geological Survey, Mineral Commodity Summaries*, anos 2003 a 2014 (49).



As ligas Al-2%Sc podem ser compradas a um preço da ordem de US\$ 50/kg, o que se traduz em um preço Sc de US\$ 2.500/kg. Se 0,2% em peso de Sc for adicionado a uma liga, isso adicionará US\$ 5/kg ao custo do material, o que, dependendo da liga, representa dobrar ou quadruplicar o custo do material. É importante mostrar que com tais preços, o uso de ligas contendo este elemento fica com viabilidade econômica limitada (50).

Embora seja simplista relacionar diretamente o aumento do preço do escândio com as descobertas metalúrgicas mais recentes e com o incremento de técnicas de beneficiamento e produção, ainda é interessante notar que esse aumento está limitado ao escândio dendrítico, frequentemente usado como material de partida para ligas, e não aos lingotes de escândio (49). Portanto, essa realidade mostra que o uso do escândio possui como desvantagem seu alto preço no mercado de 2.500,00 US\$/kg (30,49) em contraste com o preço das ligas de alumínio que é de 3,382 US\$/kg (51) e com o preço do lítio das liga alumínio-lítio de 81,50 US\$/kg (52).

3.2 Componentes do setor aeroespacial

Aeronaves são máquinas complexas constituídas por diversas estruturas, sistemas e equipamentos. Assim, o conhecimento dos processos de construção da estrutura e os princípios de funcionamento dos sistemas instalados delas são essenciais para a correta operação e a adequada manutenção.

O conjunto da estrutura é formado por sub-conjuntos como a fuselagem, estabilizadores, asas, superfícies de controle de voo e trem de aterragem, que, quando unificados, formam a estrutura completa da aeronave (53).

Os sub-conjuntos são constituídos por bastantes partes denominadas componentes estruturais, como por exemplo, longarinas e nervuras. Esses componentes se destinam, em sua maioria, a suportar cargas ao ser a resistência mecânica o seu principal requisito. Contudo, há componentes cuja finalidade não é a de suportar cargas em suas essências, mas, por exemplo, de conferir determinada forma e reduzir a resistência mecânica e aumentar a tenacidade, que é o caso, por exemplo, dos revestimentos das asas, das fuselagens e das cavernas (53).

O número e complexidade de sistemas instalados dependem do tipo de aeronave. Assim, aeronaves rápidas podem ter apenas sistemas básicos como os de combustível e de condicionamento de ar. Além disso, outros tipos de aeronaves podem ter bastantes sistemas instalados como o hidráulico, sistema de degelo e antigelo, sistema de pressurização e sistema de extinção de incêndios. Portanto, nesse trabalho serão abordados somente os denominados sistemas mecânicos e o desenvolvimento dos assuntos acima referidos é feito sob a questão dos modelos de aeronaves do transporte aéreo civil.

3.2.1 Fuselagem

Pode-se afirmar que a fuselagem é o corpo das aeronaves, na qual é transportada a carga útil e o termo fuselagem é uma derivação de corpo fuselado que vem a ser aquela superfície aerodinâmica cuja a finalidade é a de reduzir a resistência ao avanço, porque ela é uma estrutura de construção semimonocoque, em seções, constituída de revestimento reforçado por anéis armações (*frames*) circunferenciais e longarinas (*stringers*) longitudinais. Além disso, ela suporta combinações de cargas estáticas e dinâmicas de voo, do pouso e de pressurização. Assim, sua forma fuselada é dessa forma, porque tem o objetivo de reduzir ao máximo a resistência ao avanço e consumo de combustível. As forças que atuam sobre uma aeronave são quatro: arrasto, tração, peso e sustentação. Assim, cada uma delas tem as suas respectivas funções e serão mostradas na figura 10.

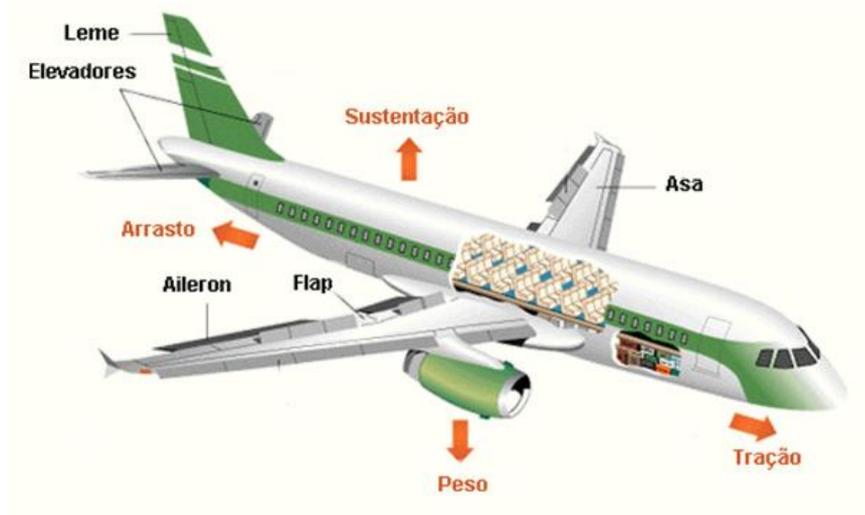
- **Sustentação:** é a força produzida pela asa que tem o objetivo de sustentar o avião. Assim, a sustentação só ocorre no momento em que o avião se desloca para frente e alcança uma velocidade suficiente para que a asa produza a sustentação necessária. Além disso, a sustentação é influenciada pela área da asa, ângulo de ataque, densidade do ar, velocidade, peso, entre outros fatores (54).

- **Peso:** é uma força vertical que age no sentido oposto à força de sustentação e quando a aeronave se estabiliza verticalmente, o peso e a sustentação se igualam (54).

- **Tração:** é a força que permite ao avião se deslocar e atingir a velocidade suficiente para gerar sustentação. Assim, essa força é criada pelo motor do avião (54).

- **Arrasto:** é a força que se opõe ao avanço da aeronave, ou seja, dificulta o deslocamento da aeronave. Há o arrasto parasita e o arrasto induzido. Portanto, para isso que há os *winglets*, que são dobras na ponta da asa que diminuem o arrasto (54).

Figura 10 – Esforços provocados pela pressurização na fuselagem (55).



Tipos de fuselagem

A construção da fuselagem é classificada em três espécies principais ao ter como abordagem a forma como os distintos componentes contribuem para a resistência do conjunto: fuselagem em viga armada, fuselagem monocoque e fuselagem semimonocoque.

Fuselagem em Viga Armada

Fuselagem que é usualmente utilizada em aviões leves não pressurizados, porque consiste em uma estrutura rígida cujos elementos estruturais são as longarinas, elementos resistentes primários, tubos, tirantes e cabos. Além disso, é recoberta por um revestimento geralmente na forma de uma tela elástica que fornece a forma aerodinâmica à estrutura da fuselagem. Assim, a figura 11 ilustra uma fuselagem em viga armada da aeronave rápida *Piper PA-18 Super Club*.

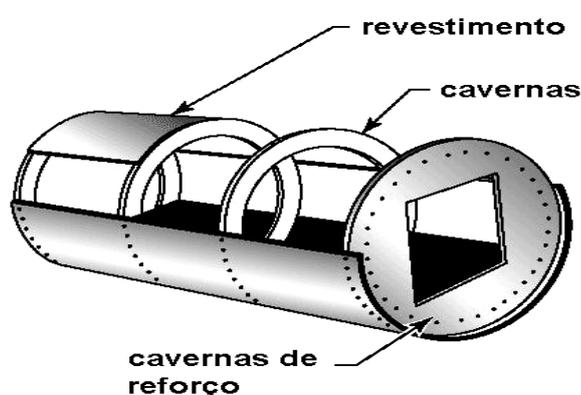
Figura 11– Fuselagem em viga armada de um *Piper PA-18 Super Club* (56).



Fuselagem Monocoque

Este tipo de estrutura é projetada para suportar as cargas a partir do seu revestimento. A partir disso, esse revestimento tem uma boa relação resistência/peso ao poder consistir em contra placas e ligas de alumínio, painéis tipo *sandwich*, *honeycomb* e materiais compósitos de alta performance. Portanto, os elementos estruturais internos que são as cavernas se destinam essencialmente a conferir a forma à fuselagem e são ilustradas na figura 12 (56).

Figura 12 – Fuselagem monocoque (56).



Fuselagem Semimonocoque

Estrutura que é constituída por elementos verticais como por exemplo, as cavernas e por elementos longitudinais como por exemplo, lissas cobertas com um revestimento estrutural que suporta uma significativa parte dos esforços a que a fuselagem está submetida. Assim, as cavernas se destinam essencialmente a dar forma à fuselagem, as lissas conferem maior rigidez ao revestimento (53).

Outros aspectos de construção da fuselagem

Em certas zonas da fuselagem, por exemplo junto às janelas, portas, janelas de inspeção e áreas reparadas, os componentes estruturais são reforçados com longarinas, travessas e anteparos a fim de garantir a resistência mecânica necessária dessas zonas. Além disso, vigas transversais são utilizadas para o suporte do pavimento e guias de fixação dos bancos. Assim, esses componentes são mostrados nas figuras 13 e 14.

Figura 13 – Fuselagem semimonocoque reforçada (53).

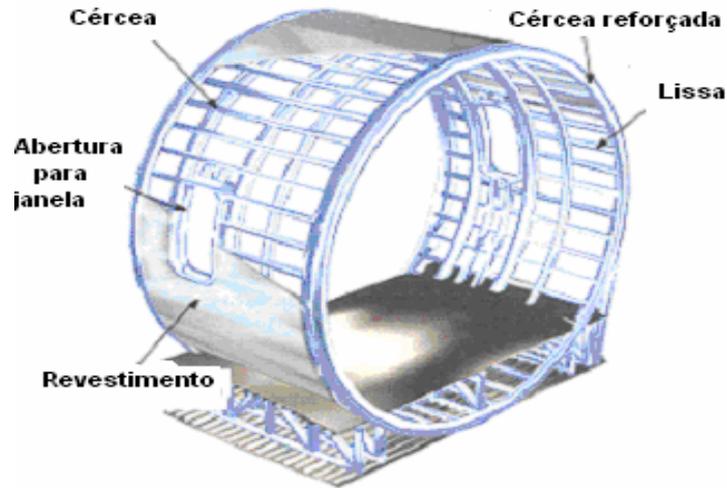
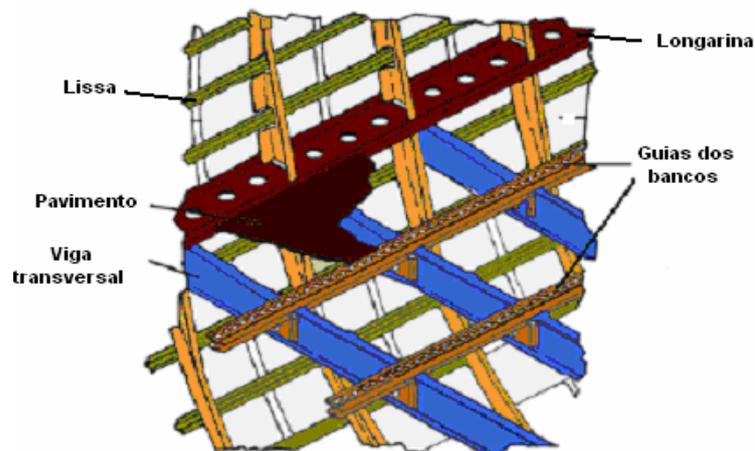


Figura 14 – Elementos estruturais da fuselagem (53).

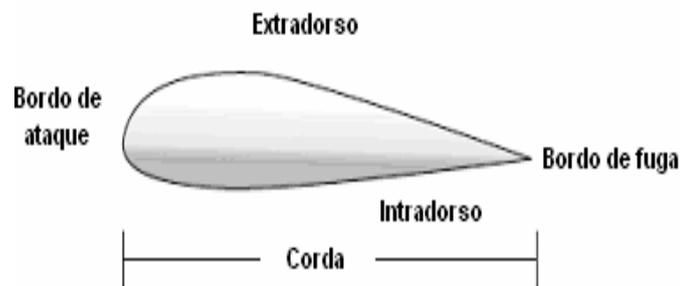


A maior parte das fuselagens é construída em ligas de alumínio com a estrutura semimonocoque. A partir desse fato, é importante salientar que o revestimento situado nas fuselagens (*fuselage skin*) geralmente é fabricado em chapas da liga de alumínio 2024-T3 alclad (marca registrada da empresa Alcoa, cujo nome é usado genericamente para descrever um revestimento realizado em ligas de Duralumínio, a fim de melhorar a resistência à corrosão) (57,58,59) e é geralmente rebitado aos elementos internos, longarinas, lissas e anteparos para formar uma estrutura rígida que dá forma à fuselagem, facilita a construção das distintas formas dos projetos e adiciona resistência mecânica e rigidez às estruturas. Assim, ao depender das dimensões das aeronaves, as fuselagens podem ser construídas em bastantes seções.

3.2.2 Asas

As asas são sustentações aerodinâmicas do tipo aerofólio assimétrico e seu objetivo básico é gerar força de sustentação para o avião. Assim, como sustentação, compreende-se a força que irá se opor ao peso total do avião no decorrer do voo e na figura 15 abaixo, é mostrada uma terminologia desses componentes.

Figura 15 – Terminologia do perfil da asa (53).



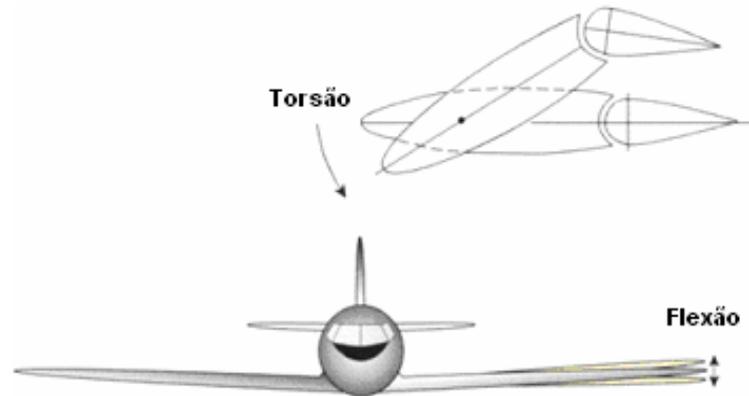
Construção das asas

As asas são construídas ao atender aos requisitos extremamente rigorosos de robustez, leveza e elasticidade, possuem uma estrutura interna que lhes confere a resistência mecânica suficiente e um revestimento exterior que é simultâneo para a mudança de resistência do conjunto em maior ou menor grau. Assim, as principais tensões suportadas pelas asas em voo são:

- **Flexão:** tensão provocada pelas forças de sustentação e pelo peso;
- **Torção:** tensão provocada pelo efeito dos ailerons e *flaps*.

Os motores e os depósitos de combustível, no momento em que são instalados na asa, contribuem para aliviar as tensões aplicadas em voo que são denominadas de cargas de flexão da asa e a figura 16 abaixo ilustra as principais tensões suportadas pelas asas.

Figura 16 – Principais tensões suportadas pela asa (53).



Construção da asa de alguns modelos de aviões modernos

Nas aeronaves modernas, como por exemplo, os modelos A300 e A350 da empresa Airbus, para além da missão primária de produção de sustentação, a asa aloja, interna e externamente, múltiplos equipamentos e sistemas que aumentam a carga na asa ao ser requerida grande eficiência estrutural na sua confecção. Assim, a espécie de construção utilizada é a denominada caixa de torção (*Torsion Box*). A partir disso, esse tipo de fabricação consiste em uma estrutura mais compacta, em comparação à construção da asa convencional, entre as longarinas frontal e traseira e no uso de elementos estruturais adicionais ligados ao revestimento, as longarinas (*stringers*). Esse processo de construção não apenas proporciona um acréscimo da resistência da asa à torção e à flexão, mas também um acréscimo da massa de material da asa e do respectivo peso. Contudo, em alguns casos, a asa é construída com três longarinas, a principal ou central, a frontal e a longarina traseira e ilustrada tanto na figura 17 abaixo que mostra a confecção da caixa de torção quanto na figura 18 que ilustra os elementos estruturais na fabricação da caixa de torção.

Figura 17 – Construção do tipo caixa de torção (53).

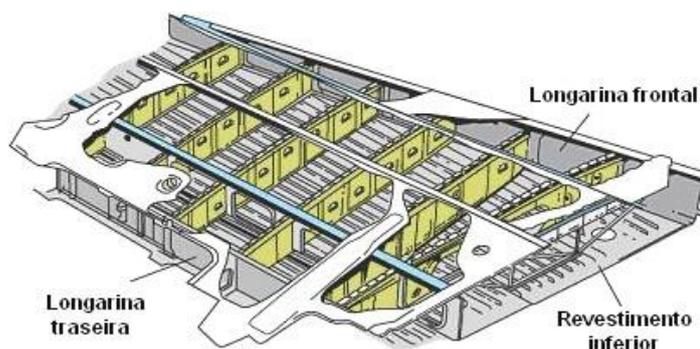
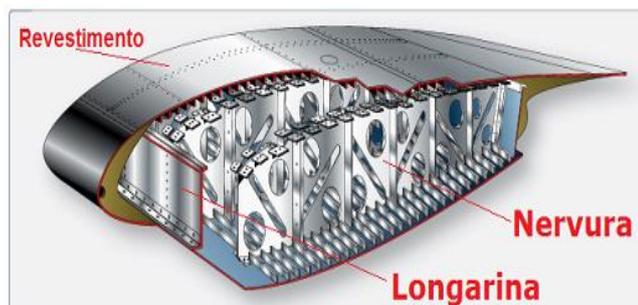


Figura 18 – Elementos estruturais utilizados na construção tipo caixa de torção (53).



As asas de algumas aeronaves de grande velocidade possuem pequena espessura e o revestimento concorre em elevado grau para a resistência do conjunto. Nessa espécie de confecção, as longarinas são auxiliadas por barras rígidas dispostas em “W” que suportam principalmente as tensões de compressão e de tração. Assim, o revestimento é mais robusto, assegura a forma do perfil, transmite diretamente às longarinas todas as tensões a que ele está sujeito e influencia o fato de as asas serem compostas por menor número de elementos. Além disso, outra liga de alto desempenho, a AA7050 é usada em estruturas de fuselagem e anteparos como uma forma de placa (perfil) espessa (a melhor faixa de espessura varia de 76 mm a 152 mm) e os materiais em chapas são usados para fabricar revestimentos de asas (60,61,62).

Ligação das asas à fuselagem e do motor à asa

As asas são ligadas à fuselagem a partir das longarinas (*stringers*) e fixadas por meio de parafusos ou cavilhas. Assim, o motor é conectado às asas por intermédio do componente *pylon* que une o motor à longarina frontal das asas.

Confecção das asas convencionais

Os elementos estruturais de uma asa convencional são: Longarinas, Nervuras, Régua de bordo de ataque e de bordo de fuga, Barras de compressão e diagonais, e Revestimentos.

3.2.3 Longarinas (*Stringers*)

As longarinas são os componentes principais, fundamentais e indispensáveis utilizados na fabricação das asas de uma aeronave e geralmente têm elevadas resistências mecânicas, porque são fabricadas com a liga de alumínio AA7075-T6 em formato de perfis extrudados

(58,60,63,64,65,66,67). Embora tenham elevadas resistências mecânicas, têm menores resistências à corrosão do que outras ligas de alumínio comuns e não oferecem os mesmos níveis de usinabilidade ou soldabilidade delas (58,64). A exemplo disso, a liga AA7475-T6 tem melhor combinação de ductilidade (14%), resistência à corrosão, tenacidade à fratura de $K_{Ic}=42$ (direção transversal) e 52 (direção longitudinal) $\text{MPa}\cdot\text{m}^{0,5}$ e resistência à fadiga (200 MPa) (60,61,62,63,66,68) o que a torna uma substituta ideal para AA7075-T6 (60). A partir disso, as ligas AA7075-T6 e AA7475-T6 são selecionadas com cuidado e critério, porque oferecem propriedades de adaptação às frequentes tensões de flexão a que são submetidas as longarinas no decorrer dos voos das aeronaves e também nos pousos e decolagens. Assim, as longarinas são as mais importantes vigas ou barras constituintes das asas das aeronaves, porque elas são responsáveis por transmitir à fuselagem dos aviões praticamente toda a força de sustentação que é gerada aerodinamicamente pelo intradorso e extradorso da asa (69). A figura 19 mostra uma longarina composta por diversas nervuras na estrutura de uma asa.

Figura 19 - Longarina composta por bastantes nervuras em uma asa (69).



3.2.4 Nervuras

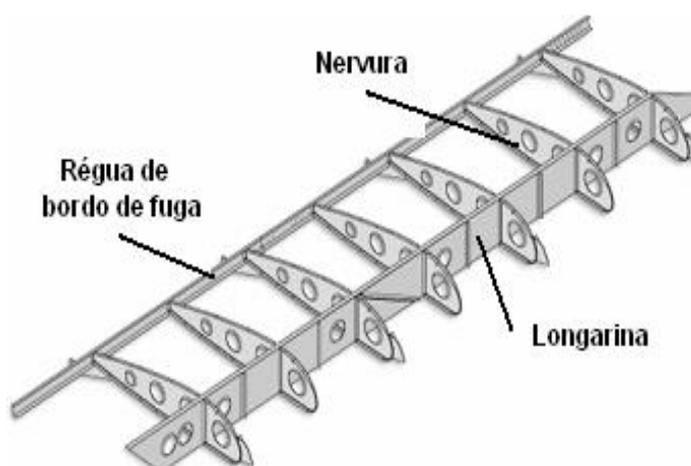
Constituintes estruturais que são instalados na direção da corda e utilizados a fim de estabelecer a forma do perfil das asas e de transmitir as cargas dos revestimentos às longarinas. Além desse fato, elas transmitem as cargas concentradas nos motores, trens de pouso e superfícies de controle ao revestimento e às longarinas. Além disso, quanto ao seu comprimento, as nervuras podem ser verdadeiras ou falsas, porque as primeiras se estendem desde o bordo de ataque até o bordo de fuga e recebem as tensões de compressão entre as longarinas frontal e traseira; já as segundas asseguram a resistência do bordo de ataque e transmitem as tensões do revestimento dessa área à longarina frontal. E entre as ligas de alumínio que são usadas nesses componentes,

está a AA 7075-T6 que é considerada material apropriado para fabricar nervuras com ou sem recortes com os seguintes e possíveis formatos: circular, elíptico, triangular e retangular (70).

3.2.5 Bordo de Ataque e de Bordo de Fuga

Bordo de fuga é um conceito que mostra a região por onde o vento escapa quando está em contato com uma superfície, e por isso tanto é empregado em náutica como na aviação e bordo de ataque, em uma definição aerodinâmica, é a parte da asa da aeronave que primeiro entra em contato com o ar, ou seja, é a borda anterior da seção de um aerofólio em uma definição estrutural (71,72). Portanto, elas mantêm as nervuras convenientemente espaçadas e garantem o alinhamento perfeito dos bordos de ataque e de fuga que podem ser mostradas na figura 20 abaixo e a principal carga exercida nelas é de compressão (71,72).

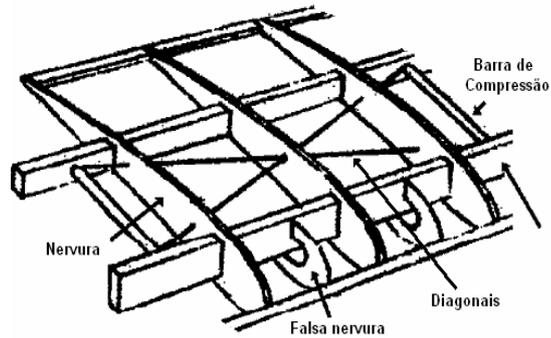
Figura 20 – Réguas de bordo de ataque e de bordo de fuga (53).



3.2.6 Barras de Compressão e Diagonais

São constituintes estruturais instalados entre as longarinas e, em algumas vezes, na alma das nervuras, que se destinam a aumentar a resistência mecânica do conjunto e a mantê-lo indeformável. Além disso, elas mantêm as nervuras convenientemente espaçadas e garantem o alinhamento perfeito dos bordos de ataque e de fuga conforme é ilustrado na figura 21 abaixo e como a principal carga exercida nelas é de compressão, pode-se considerar que a liga de alumínio AA 7075-T6 seja mais apropriada em comparação à AA 2024-T3, porque a liga AA 7075-T6 tem maior resistência à compressão do que a AA 2024-T3 (67).

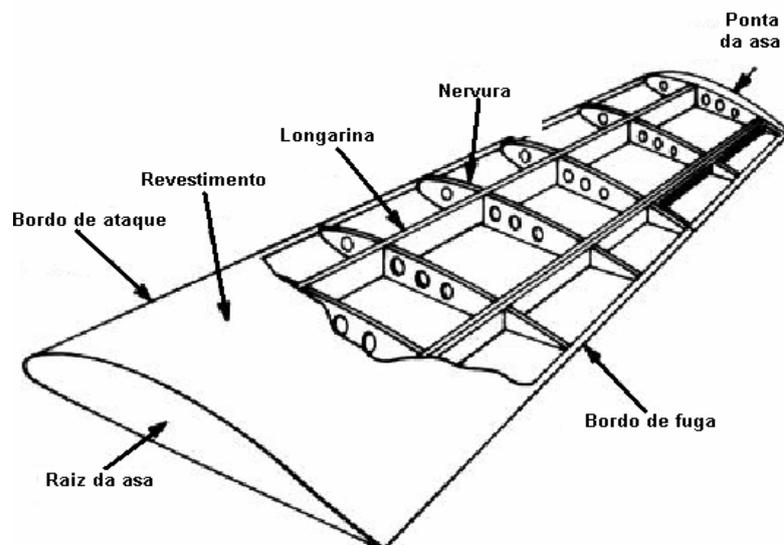
Figura 21 – Barras de compressão e diagonais (53).



3.2.7 Revestimentos

Revestimentos inferiores e superiores das asas e de revestimentos de fuselagens são componentes que asseguram a forma externa delas, suportam as cargas oriundas das diferenças de pressão do ar ao longo do voo, suportam o peso e a inércia do combustível, quando presentes nas asas e contribuem para contrariar os momentos de flexão e de torção. Além disso, esses componentes assentam em toda a superfície formada pela régua de bordo de ataque, régua de bordo de fuga e verdadeiras e falsas nervuras. A figura 22 mostra a imagem do revestimento de uma asa.

Figura 22- Componentes estruturais da asa com revestimento (53).



Com isso, para suportar bem as solicitações de todas as condições de voo, os revestimentos superiores das asas são feitos de ligas de alumínio 7XXX com elevada resistência mecânica, porque elas resistem melhor a cargas de compressão que as ligas de alumínio 2XXX.

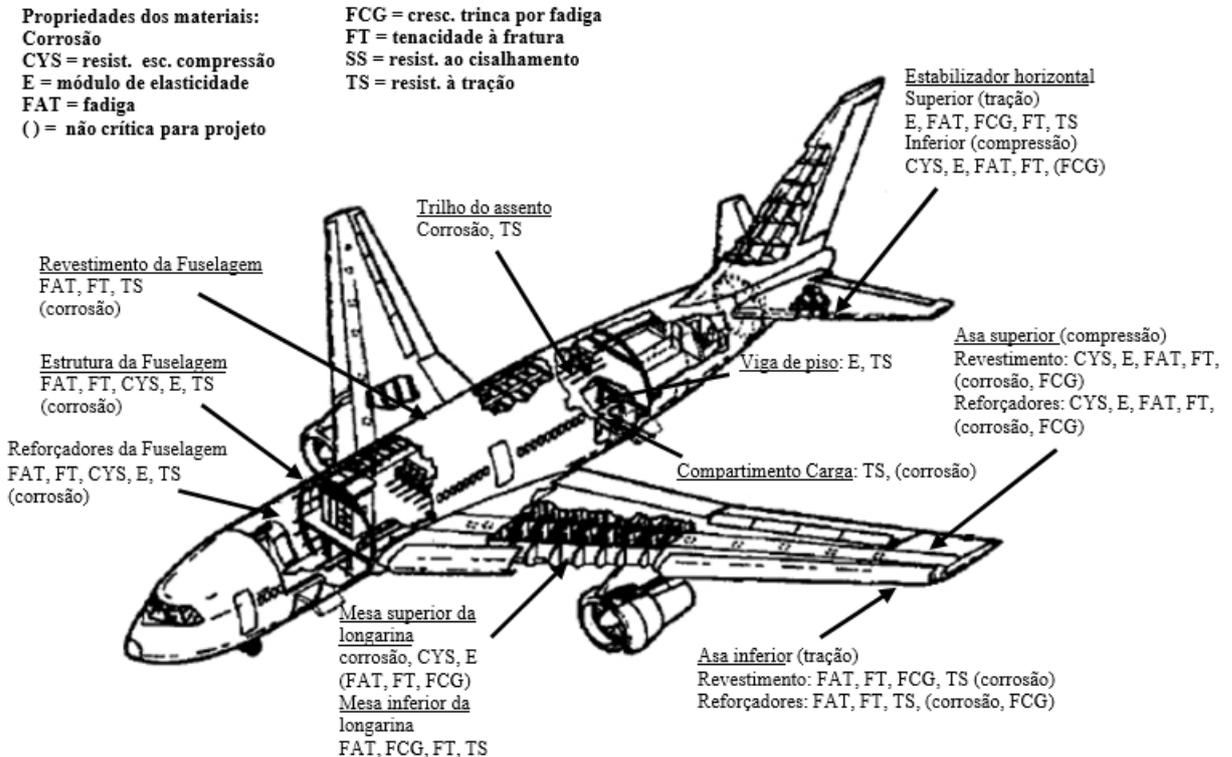
Contudo, os revestimentos inferiores das asas são feitos de ligas de alumínio 2XXX com menor resistência mecânica e melhor ductilidade, porque elas se deformam mais que as ligas de alumínio 7XXX quando são submetidas a cargas de tração. Entretanto, é importante salientar que os revestimentos situados nas fuselagens (*fuselage skins*) são feitos em chapas da liga de alumínio 2024-T3 (7) Alclad (marca registrada da empresa Alcoa, cujo nome é usado genericamente para descrever um revestimento realizado em ligas de Duralumínio, a fim de melhorar a resistência à corrosão) (7,58,59,60,63,66,67,73,74,75), e são geralmente rebitados aos elementos internos, longarinas, lissas e anteparos para formar uma estrutura rígida que dá forma à fuselagem, facilita a construção das distintas formas dos projetos e adiciona resistência mecânica e rigidez às estruturas. Entretanto, as baixas propriedades mecânicas da AA 2024-T3 restringem suas aplicações e, portanto, essa liga tem sido substituída, atualmente, pela liga de alumínio AA 2524-T3 na fabricação de diversas aeronaves, como por exemplo o Boeing 777 (76), porque a AA 2524-T3 tem melhor combinação de resistência mecânica (445,4 MPa), resistência ao escoamento (340,3 MPa), ductilidade (19%), tenacidade à fratura (174 MPa.m^{0.5}) e resistência à fadiga (216 MPa), apesar de ter menor módulo de elasticidade (68,1 GPa) e menor resistência à corrosão localizada que a liga AA 2024-T3 (63,73,74,75,77). Além disso, é importante salientar que a liga AA7050-T7 também é usada nos revestimentos de fuselagem e das asas em forma de chapas, porque tem melhor combinação de resistência mecânica (531 MPa) e resistência ao escoamento (462 MPa) que a AA 2024-T3 e que é típica situação das ligas da série 7XXX ao serem fabricadas nesse formato (60,61,62,63,64).

3.3 Desempenho e propriedades exigidas nos componentes principais das aeronaves

A indústria aeroespacial exige um controle extremamente rigoroso na seleção dos materiais que são utilizados na fabricação dos aviões. Uma vez conhecidos o serviço e as fases presentes no voo, o projeto necessita levar em consideração as partes distintas das aeronaves. Essa distinção se faz primordial, uma vez que distintos critérios para seleção de materiais serão empregados em partes diferentes dos aviões. Com isso, o desempenho das propriedades pode ser efetivo somente em parte da estrutura, ou seja, o acréscimo da resistência estática é útil apenas em regiões de elevada intensidade de carregamento, como por exemplo na asa; porém em regiões de moderado carregamento, a rigidez é o principal critério de projeto e, em áreas levemente carregadas, a consideração mais importante é a perda de espessura por corrosão generalizada, enquanto que a densidade do material é importante em todas as partes da aeronave. Assim, as considerações especiais serão dadas para a fuselagem e asa, porque essas regiões possuem o

potencial de aplicação das ligas de estudo Scalmalloy®. Além disso, as propriedades requeridas para toda a aeronave podem ser encontradas na figura 23.

Figura 23 - Propriedades exigidas nos projetos de aeronaves comerciais (78,79).



3.3.1. Propriedades exigidas na fuselagem

A fuselagem é um monocasco projetado para suportar, em sua estrutura, principalmente as cargas de pressurização e cargas de cisalhamento; já as cavernas circunferenciais mantêm o formato e redistribuem as cargas na fuselagem. Com isso, as cargas predominantes durante o voo são de pressurização, cisalhamento no revestimento lateral e compressão na área traseira. O taxiamento causa compressão na região dianteira e tração na região traseira, entretanto essas tensões são menores comparadas às tensões que ocorrem durante o voo. Assim, as características importantes são resistência mecânica, módulo de *Young*, resistência ao crescimento de trinca por fadiga, tenacidade à fratura e corrosão, sendo que a tenacidade à fratura é o fator de maior consideração no projeto da estrutura da fuselagem (79).

3.3.2 Propriedades exigidas na asa

A asa é essencialmente uma viga que transmite toda a carga de voo aplicada para a região de junção com a fuselagem. Além disso, cargas adicionais são a pressão interna do combustível, cargas de aterrissagem e as cargas do bordo de ataque e bordo de fuga da asa. Já o caixão central, integrante da asa que suporta as cargas, é constituído por um revestimento superior e um revestimento inferior, longarinas (*stringers*) que dão forma e definem seu comprimento, e as nervuras (*ribs*) que dão rigidez à estrutura da asa.

Os revestimentos suportam as cargas de dobramento e curvatura. Com isso, o revestimento superior da asa é primariamente submetido às cargas compressivas no decorrer do voo e às cargas trativas ao longo do taxiamento. Dessa forma, as propriedades do material do revestimento superior, que influenciam no projeto, são a resistência ao escoamento e o módulo de elasticidade em compressão. Contudo, o revestimento inferior da asa está submetido às cargas trativas no decorrer do voo e às cargas compressivas ao longo do taxiamento e assim as propriedades estáticas que influenciam na superfície inferior da asa são resistência à tração, resistência ao escoamento e módulo de elasticidade. Além dessa realidade, a asa está sujeita às cargas flutuantes no decorrer do voo e taxiamento. Desse modo, a resistência à fadiga é um fator importante e pode ser melhorado a partir de técnicas especiais de fabricação, tais como junção por interferência, expansão a frio de furos e *shot peening*.

É importante demonstrar que a vida em fadiga dos reforçadores longitudinais (*stringers*) é maior que a vida em fadiga do material do revestimento, porque é mais fácil encontrar trincas no revestimento do que no reforçador. Em resumo, o revestimento inferior deve apresentar lento crescimento de trinca, elevado tamanho crítico de trinca e elevada resistência residual. Além disso, a resistência à corrosão também é importante, assim como a corrosão sob tensão de seções espessas.

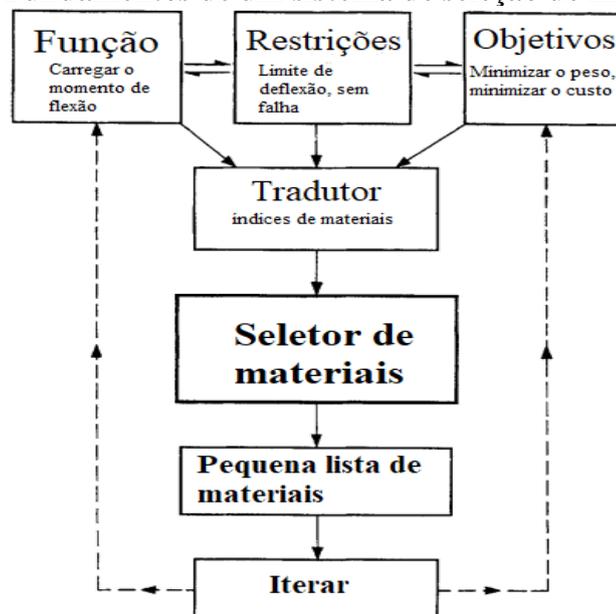
Idealmente, a mesa superior das longarinas das asas deve ter os mesmos requisitos de propriedades daqueles materiais dos revestimentos-reforçadores superiores, enquanto a mesa inferior deve apresentar os mesmos requisitos de propriedades dos materiais dos revestimentos-reforçadores inferiores. Assim, as longarinas agem como uma montagem de viga e devem resistir às cargas de cisalhamento transmitidas pelos revestimentos e nervuras.

As propriedades mais importantes para os materiais da longarina são: o limite de escoamento cisalhante e o limite de escoamento compressivo para a alma da longarina e, limite de resistência ao escoamento compressivo e módulo de compressão para os reforçadores da alma da longarina. Além disso, fadiga, tolerância ao dano e corrosão são também importantes. Longarinas integrais usinadas são utilizadas com o intuito de se alcançar economia de peso e custos de acabamento, entretanto detalhes adicionais, como áreas com *shot peening*, são necessários para retardar o crescimento de trincas de fadiga (80).

3.4 Seleção de materiais

O processo de seleção de materiais a serem usados é muito importante no projeto mecânico. Assim, a escolha do material pode ser tão importante quanto o próprio projeto. Além disso, não faz sentido criar um projeto bem concebido de um componente estrutural ou de revestimento se o material for inadequado. A partir disso, os fundamentos de um sistema de seleção de materiais que é orientado pelo projeto são esboçados na Figura 24 onde suas entradas são os requisitos do projeto: função, restrições e objetivos (81).

Figura 24- Fundamentos de um sistema de seleção de materiais (81).



Conforme a figura acima, a função define a finalidade do componente: transportar momentos fletores, transmitir calor, por exemplo. Já as restrições são condições que devem ser atendidas no desempenho da função: primeiro, restrições funcionais, como um limite na

deflexão elástica ou a exigência de que o componente não falhe; e segundo, restrições geométricas que prescrevem certas dimensões. E finalmente, o objetivo descreve a quantidade a ser minimizada ou maximizada: o peso, o custo, a vida útil, por exemplo (81). A partir disso, o objetivo decisivo da seleção de materiais é identificar o material que é mais adequado para atender aos requisitos de projeto de um componente de aeronave e selecionar o material mais adequado envolve a busca da melhor correspondência entre os requisitos do projeto desse componente e das propriedades dos materiais que são usados nele (82,83,84). Portanto, o processo de seleção de materiais envolve quatro etapas principais na seguinte sequência: tradução, triagem, classificação e informações de apoio (82,83,84).

Tradução: A seleção de materiais começa com a tradução, que envolve derivar os "índices de mérito", combinações de propriedades de materiais que, se maximizados, atendem aos requisitos do projeto. Essas se tornam as entradas para o seletor de materiais, cuja saída é uma pequena lista de materiais candidatos e dados que os descrevem. A Tabela 8 dá uma ideia do que eles parecem (81).

Tabela 8- Propriedades simples e compostas (81).

Propriedades simples	Propriedades compostas		Função
	Raio Fixo	Forma Fixa	
Densidade ρ	E/ρ δ_e/ρ	$E^{1/2}/\rho$	Rigidez
Módulo E			
Resistência δ_e		$\delta_e^{2/3}/\rho$	Resistência

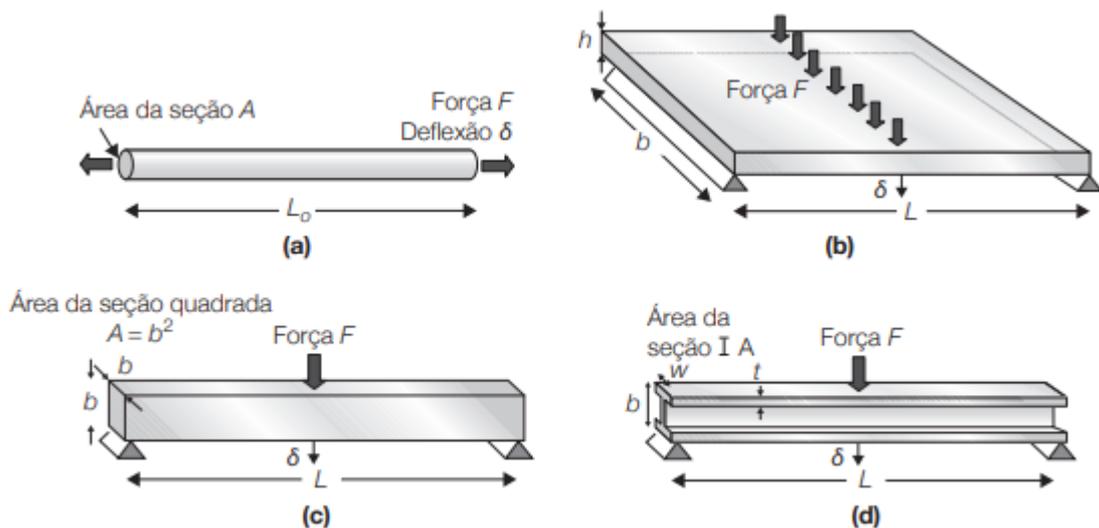
O desempenho do material é descrito por simples propriedades (coluna da esquerda): o cubo unitário mais leve de um material é aquele com a menor densidade ρ e o mais rígido é aquele com o maior módulo E . O desempenho do componente é medido por propriedades ou índices compostos (colunas centrais): combinações como rigidez específica E/ρ ou um limite de resistência δ_e/ρ . Assim, esses índices parecem simples, mas são notavelmente essenciais: eles capturam função, restrições e objetivo.

Geralmente, o carregamento que é aplicado a um componente de aeronaves pode ser decomposto em alguma combinação de tensão axial, flexão, torção e compressão. Assim, quase sempre, um único modo predomina. Essa realidade é tão comum que o nome funcional dado ao componente descreve a maneira como é carregado: tirantes suportam cargas de tração; vigas e

painéis suportam momentos de flexão; eixos suportam torques; colunas suportam cargas de compressão axiais. Assim, as palavras “tirante”, “viga”, “eixo” e “coluna” subentendem a função. Aqui serão abordados restrições, objetivos e índices de material resultantes para alguns desses componentes de aviões (85).

A energia e as emissões de gases poluentes para sistemas de transporte são dominadas pelo combustível que é consumido durante o uso. Assim, quanto mais leve for o sistema, menos combustível será consumido e menos produtos poluentes serão emitidos. Portanto, um bom momento de partida é o projeto de peso mínimo sujeito às outras restrições necessárias, das quais as mais importantes aqui têm a ver com rigidez e resistência. Consideram-se os componentes genéricos na figura 25: um tirante, um painel e vigas que são submetidos às cargas como mostra a figura 25 (85).

Figura 25- Componentes genéricos: (a) um tirante, um componente sob tração; (b) um painel, carregado sob flexão; (c) e (d) vigas, carregadas sob flexão (85).



Triagem de materiais: A triagem envolve eliminar os materiais cujas propriedades não atendem às restrições de projeto. A restrição define um limite absoluto superior ou inferior de valores de propriedades de materiais que englobam os valores limites dos materiais que são filtrados. Assim, nenhum material fora desse limite é permitido. Além das restrições nas propriedades mecânicas, outras restrições podem ser aplicadas em relação aos fatores econômicos e comerciais, fabricação e fatores ambientais e propriedades especiais. Esses

fatores também podem ser usados para escolher grupos de materiais (86).

Classificação de Materiais: Depois que o processo de triagem é finalizado, os materiais que passaram são então classificados na ordem em que ultrapassam os limites de restrição de projeto.

Um ranque de material mede de forma quantitativa o quão bem um material candidato passou a etapa de triagem e pode fazer o trabalho exigido pelo componente. Com isso, são diversas as classificações de materiais, cada uma associada à maximização ou minimização de alguma propriedade, como resistência mecânica máxima por unidade de peso ou mínimo custo de fabricação por unidade de produto. A partir disso, equações são usadas para calcular os valores do índice de rigidez, resistência, resistência ao choque térmico e amortecimento de vibrações conforme a Tabela 9 abaixo que mostra exemplos de índices de mérito (87).

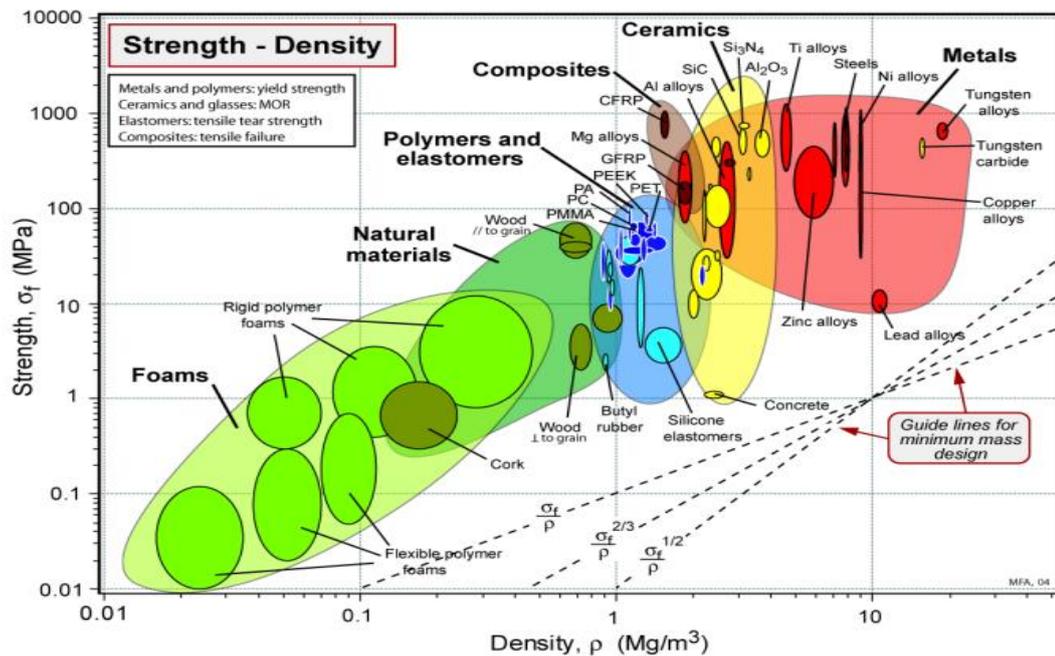
Tabela 9: Exemplos de índices de mérito (87).

Função	Índice
Cabo, peso mínimo, rigidez prescrita	E / ρ
Viga, peso mínimo, rigidez prescrita	$E^{1/2} / \rho$
Viga, peso mínimo, resistência prescrita	$\delta y^{2/3} / \rho$
Viga, custo mínimo, rigidez prescrita	$E^{1/2} / Cm \rho$
Viga, custo mínimo, resistência prescrita	$\delta y^{2/3} / Cm \rho$
Coluna, custo mínimo, carga de flambagem prescrita	$E^{1/2} / Cm \rho$
Mola, peso mínimo para determinado armazenamento de energia	$\delta y^{1/2} / E \rho$
Isolamento térmico, custo mínimo, fluxo de calor prescrito	$1 / \lambda Cm \rho$
ρ = densidade; E = módulo de <i>Young</i> ; δy = limite elástico; Cm = custo/kg; λ = condutividade térmica; k = condutividade elétrica; $C\rho$ = calor específico	

Diagramas de propriedades de Materiais (Cartas de Ashby): Os processos de triagem e classificação de materiais em suas propriedades podem ser exaustivos quando um número extremamente grande de materiais está sob consideração e com mais de 120.000 materiais disponíveis, o trabalho de avaliar individualmente cada material em relação aos objetivos e restrições do projeto não é prático. A partir dessa realidade, os diagramas de Ashby são usados para filtrar um grande número de materiais e identificar os materiais que atendem à restrição de propriedade imposta ao plotarem duas propriedades e condensarem um conjunto

vasto de dados de propriedades em um formato compacto, porém acessível e fácil de entender (86). Portanto, os gráficos também revelam correlações entre as propriedades dos materiais a partir dos índices dos revestimentos de fuselagem e das longarinas das asas que podem ser vistos nas figuras abaixo 26 e 27 e serão deduzidos no procedimento experimental.

Figura 26- Diagrama de Ashby relacionando resistência mecânica e densidade para classes de materiais padrão (88).



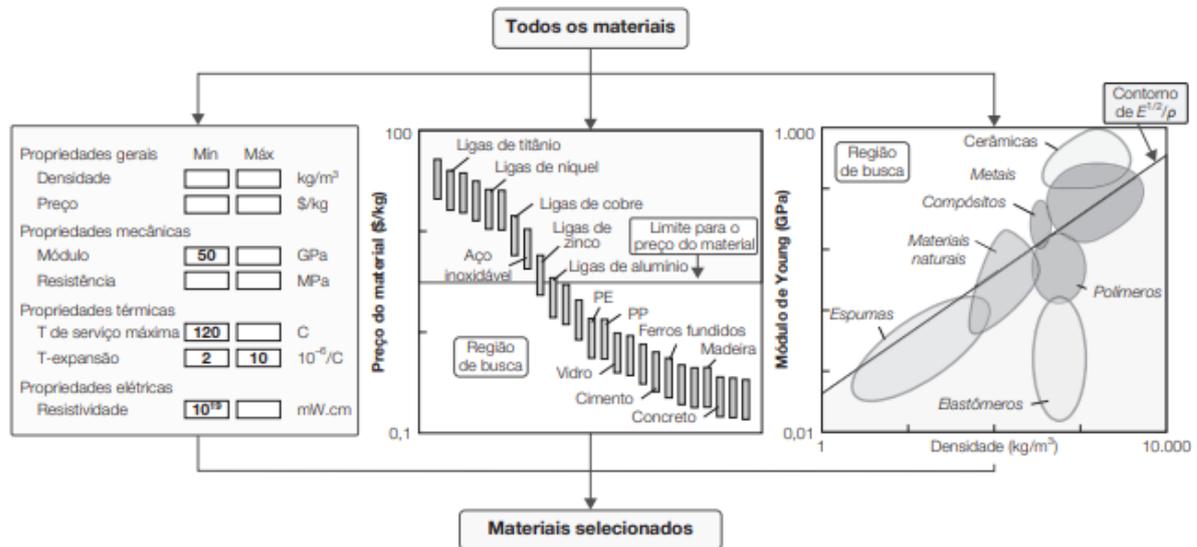
fabricação que até há pouco tempo não eram considerados (89). Um exemplo dessa realidade é o titânio, que até recentemente era visto como um material exclusivo, caro e para uso militar. Atualmente, ele é utilizado para outras finalidades como por exemplo: próteses humanas, relógios, acessórios para alpinismo (90), trens de pouso, peças de motor, molas, trilhos de *flap*, tubos para sistemas pneumáticos e peças como rebites da fuselagem (91).

3.4.1 Seleção de materiais auxiliada por computador

Os diagramas de propriedades dos materiais anteriormente abordados mostram uma visão generalizada das propriedades de materiais, mas a quantidade de materiais que pode ser mostrada em qualquer um deles é limitada. Assim, selecionar materiais com esses diagramas é prático quando há um número muito pequeno de restrições. Quando há muitas restrições, o que normalmente acontece, a dificuldade aumenta consideravelmente. Portanto, ambos os problemas são resolvidos pela implementação dos métodos em computador.

O *software* CES (*Cambridge Engineering Selector*), desenvolvido pela empresa *Granta Design* Ltda., de seleção de material e processo é um exemplo de tal implementação, porque um acervo de dados contém registros para materiais que são organizados na forma hierárquica. A partir disso, cada registro contém dados de atributos estruturados para um material e cada atributo é armazenado como uma faixa que abrange sua faixa típica (ou, muitas vezes, a permitida). Além disso, esse acervo contém também documentação limitada na forma de texto, imagens e referências a fontes de informação sobre o material. Em seguida, os dados são procurados por um mecanismo de busca que oferece interfaces de consulta que são mostradas esquematicamente na figura 28 abaixo.

Figura 28- Seleção por computador com a utilização do *software* CES. O desenho esquemático mostra os três tipos de janela de seleção (85).



À esquerda, há uma interface de consulta simples para triagem de propriedades isoladas. Os limites superior e inferior desejados para atributos restringidos são digitados; o mecanismo de busca rejeita todos os materiais cujos atributos encontram-se fora dos limites. Após esse procedimento, o quadro do centro mostra um segundo modo de pesquisa dos dados: um diagrama de barras de custo do material por quilograma. Além disso, o diagrama de barras e o diagrama de elipses na figura 28 à direita são maneiras de aplicação das restrições e também de classificação. Usados para triar, uma reta ou um retângulo de seleção são sobrepostos aos diagramas de modo que as arestas caiam sobre os valores restringidos dos atributos, o que consequentemente elimina os materiais nas áreas sombreadas e retêm os materiais que cumprem todas as restrições. Se, em vez disso, o que se almeja é uma classificação, após aplicadas todas as restrições essenciais, a reta ou retângulo são posicionados de maneira que uma pequena quantidade de materiais, por exemplo três, permaneça na área selecionada. Portanto, esses são os materiais candidatos mais bem posicionados.

3.4.2 Seleção de materiais na aviação

Os materiais usados nas estruturas de aeronaves são de importância estratégica, porque têm um efeito significativo no *design*, processos de produção, custos de manutenção e reciclagem. Além disso, a segurança deve ser considerada, porque no caso da ocorrência de um acidente, o risco de mortalidade é extremamente alto e erros mínimos ou tempo adverso podem causá-lo. Assim,

a ideia, que é o embasamento do seu princípio de construção de componentes leves, é reduzir a massa e o peso e aumentar a resistência ao garantir critérios técnicos de seleção de materiais na aeronáutica que são: resistência à fadiga, resistência à oxidação, resistência mecânica e baixo peso (54).

Fadiga: Nas aeronaves, há repetitivas cargas cíclicas, que são cargas que acontecem no regime elástico, ou seja, o material pode ser alongado de forma imperceptível e ao serem aliviadas as cargas, o componente desse material volta ao seu comprimento original. Em um avião, isso acontece em distintas etapas do voo, desde a decolagem até a aterrissagem, ao passar pela subida, cruzeiro, turbulências e curvas, mesmo sendo cargas baixas, provocam deformações permanentes, trincas e até colapso do material, ou seja, é o que se denomina de fadiga. Assim, a vida útil de um avião é o número de ciclos que a estrutura pode suportar e selecionar um material de alta resistência à fadiga é proporcionar uma maior vida útil para uma aeronave (54).

Resistência à Oxidação: Os aviões estão frequentemente em contato com a atmosfera, por isso é extremamente importante selecionar materiais com resistência à oxidação, caso contrário, o preço de manutenção seria inviável, porque em materiais sem resistência à oxidação, há uma constante perda de átomos para a formação de óxidos. Portanto, seria necessário trocar determinadas peças ou pintá-las em determinado tempo (54).

Resistência Mecânica e Peso: Na construção de meios de transportes, há uma busca de materiais com maior resistência com menor peso e na indústria aeronáutica, esses dois requisitos são muito importantes. Assim, é necessário escolher materiais resistentes para construção dos aviões, porque eles passam por diversos esforços durante a utilização e, ao mesmo tempo, há uma necessidade de materiais leves para reduzir o consumo de combustível. A partir da década de 1930, com o desenvolvimento das chapas de ligas de alumínio, esse material se tornou componente obrigatório do revestimento dos aviões (54). Portanto, as propriedades mecânicas mais relevantes para os componentes aeroespaciais são a resistência ao escoamento e a densidade.

Um quociente simples de resistência mecânica e densidade (σ_f / ρ) é uma estimativa adequada para o desempenho de massa dos componentes de aeronaves. A partir disso, ligas de alumínio são os principais materiais estruturais utilizados em aeronaves desde que começaram

a substituir a madeira no final da década de 1920, porque mesmo com a ocorrência da utilização de materiais compósitos em estruturas aeroespaciais mais modernas, as ligas de alumínio de alta resistência mecânica permanecem como os materiais mais atrativos e importantes para tal aplicação (6). Além disso, a combinação dos seguintes fatores: baixa densidade do alumínio ($2,7 \text{ g/cm}^3$) e relativo baixo custo, que são adicionados à capacidade de atingirem níveis de resistência mecânica elevados, à ductilidade, à resistência à corrosão e à tenacidade à fratura, justificam a utilização de ligas de alumínio nesse setor de transporte civil (3,79).

Devido às suas maior resistência e menor densidade, os materiais compósitos se tornaram no decorrer das últimas décadas ainda mais importantes. No entanto, uma vez que os custos de fabricação e operação, bem como outras propriedades do material como condutividade elétrica, resistência à corrosão ou tolerância a danos também desempenham um papel na qualificação de um material, é sempre necessário considerar propriedades distintas (92). Portanto, ligas de alumínio avançadas, principalmente as das séries 2XXX e 7XXX ainda são cruciais para os revestimentos da fuselagem e longarinas das asas de aeronaves, porque essas ligas são materiais que ultrapassam o limite de restrição que é quantificado ao usar índices de mérito que são ilustrados na figura 29 (86).

Figura 29- Componentes de um avião biplano com seus respectivos índices (93).



3.4.3 Seleção de ligas de alumínio na aviação

O desenvolvimento de ligas de alumínio para aplicação aeroespacial acontece a partir do entendimento e controle da composição química, impurezas e os efeitos de processamento e tratamentos térmicos. Com isso, ligas do sistema Al-Cu (série 2XXX), Al-Zn (série 7XXX) e

Al-Li, que combinam as propriedades descritas acima, demonstram ser os materiais mais atrativos para essa aplicação (6). A partir desse fato, as ligas da série 2XXX são usadas onde alta tolerância a danos e tenacidade à fratura são os critérios predominantes. A liga 2024 é uma das ligas de alumínio mais comumente usadas nos revestimentos inferiores das asas e de revestimentos de fuselagens de aeronaves, devido à sua excelente tolerância a danos na condição T3, contudo suas baixas resistência ao escoamento de 324 MPa e tenacidade à fratura de $K_{Ic} = 37 \text{ MPa}\cdot\text{m}^{0,5}$ (76) restringem suas aplicações e, portanto, tem sido substituída pela liga de alumínio AA2524-T3 que é a liga tratada termicamente para a condição T3 na fabricação de diversas aeronaves, como o Boeing 777, que tem resistência à fratura melhorada de 15 % a 20%, ao resultar em redução de peso de 30% a 40% (60,94,95). Já as ligas de alumínio AA2224 e AA2324, que foram desenvolvidas para modificar a composição e o processamento da liga 2024 padrão, porque a quantidade de trabalho a frio aplicada após a têmpera da solução e antes do envelhecimento foi aumentada de 1-3% (para a placa 2024-T351) para cerca de 9% e também os limites permitidos de impurezas de Fe e Si foram reduzidos para minimizar as partículas constituintes e para melhorar a tenacidade à fratura e reduzir a taxa de crescimento de trincas por fadiga (96), fornecem resistência aprimorada e também são usadas no revestimento inferior das asas. Contudo, a liga AA2026 é considerada uma excelente substituta da liga AA2024 por sua melhor tolerância a danos e resistência à fadiga, além de maior resistência mecânica (97).

Em contrapartida, as ligas da série 7XXX são amplamente aplicadas em componentes aeroespaciais onde alta resistência é o critério predominante, incluindo revestimentos superiores das asas, estabilizadores horizontais e verticais e longarinas (*stringers*) das asas. A partir disso, a liga AA7075-T6 tem sido usada como um material de fuselagem desde 1940 devido à sua resistência específica relativamente alta e baixo preço (76). No entanto, a susceptibilidade à corrosão dessa liga reduzia a vida útil dos componentes da fuselagem, o que levou à sua substituição por novas ligas da série AA7XXX em bastantes aplicações (63). Por exemplo, a liga AA7475 tem maior resistência ao escoamento de 490 MPa e uma melhor combinação de resistência à corrosão e tenacidade à fratura de $K_{Ic} = 33 \text{ MPa}\cdot\text{m}^{0,5}$ (76), o que a torna uma substituta ideal para AA7075 (60). Outra liga de alto desempenho, a AA7050 é utilizada em estruturas de fuselagem e anteparos em formato de placas ou perfis espessos que possuem espessuras variando de 76 mm a 152 mm e os materiais em chapas são utilizados para confeccionar revestimentos de asas (60,61,62). Portanto, a tensão de escoamento de AA7055-T7751 pode chegar a 620 MPa com alta tenacidade à fratura e resistência à corrosão e a

aplicação dessa liga em componentes do Boeing 777 reduziu o peso do avião em 635 kg (61). Ou seja, as ligas 7XXX são usadas onde é necessária alta resistência, por exemplo, para longarinas, pára-choques, anteparos de pressão, trem de pouso e como revestimentos superiores das asas. A liga AA7075-T6, que é amplamente utilizada na condição T6, tem resistências significativamente maiores em comparação com AA2024, mas a desvantagem de inferiores tenacidade à fratura e ductilidade. Infelizmente, algumas das ligas da série 7XXX são suscetíveis à corrosão sob tensão. Contudo, otimizações adicionais de tais ligas em relação a menos impurezas podem melhorar a resistência, tenacidade à fratura ou taxas de crescimento de trinca por fadiga (76). Assim, abaixo se encontram as tabelas 10 e 11 das propriedades mecânicas das ligas de alumínio das séries 2XXX, 7XXX que contêm as ligas 2024, 7075 e a figura 30 que mostra aplicações delas em componentes do setor aeroespacial.

Tabela 10 - Propriedades mecânicas de ligas da série 2XXX (98).

Liga	Limite de resistência (MPa)	Limite de escoamento (MPa)	Alongamento (%) em 50mm	Dureza Brinell	Limite de resistência à fadiga (MPa)
2011 (T8)	405	310	12	100	125
2014 (T6)	485	415	12	135	125
2017 (T4)	425	275	22	105	125
2117 (T4)	300	165	27	70	95
2218 (T72)	330	255	11	95	-
2618 (T61)	435	370	10	-	130
2219 (T87)	475	395	10	130	105
2024 (T861)	515	490	6	135	125
2025 (T6)	400	255	19	110	125
2036 (T4)	340	195	24	-	-

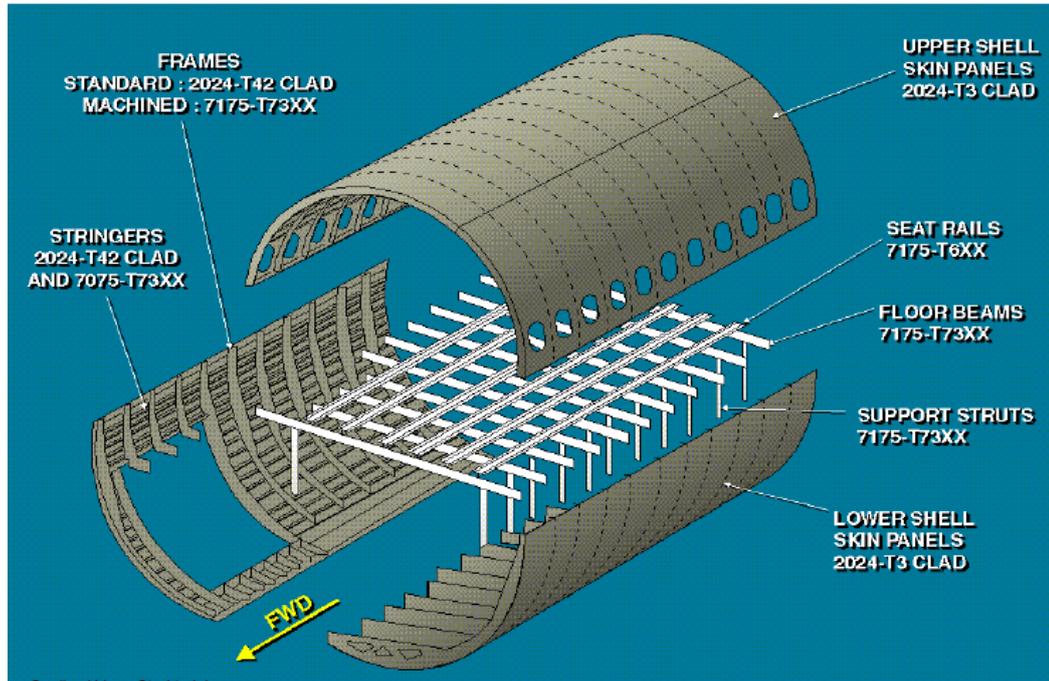
Tabela 11 - Propriedades mecânicas de ligas da série 7XXX (continua) (46).

Liga	Têmpera	Limite de resistência mecânica (MPa)	Limite de resistência ao escoamento (MPa)	Alongamento % (em 50 mm)	Dureza Brinell	Limite de resistência à fadiga (MPa)
7001	T6	675	625	9	160	150
7005	T5	360	315	15	96	-
7021	T62	420	380	13	-	138
7029	T5	430	380	15	-	-
7049	T73	540	475	10	146	-
7050	T74	510	450	13	142	-
7075	T6, T73	505	435	13	-	150

Tabela 11- Propriedades mecânicas de ligas da série 7XXX (conclusão) (46).

7475	T7351	505	435	14	-	-
7076	T61	510	470	14	150	-
7178	T6, T651	605	540	10	160	150

Figura 30- Aplicações das ligas de alumínio das séries 2XXX e 7XXX no setor aeroespacial do modelo A320 (57).



4 PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL

4.1 Escolha de componentes

Para o procedimento experimental desse trabalho foram considerados dois diferentes componentes das aeronaves que possuem características e requerimentos distintos para seleção de materiais, porque eles são submetidos a diferentes esforços durante o voo. Assim, foram escolhidos 1 componente de revestimentos das aeronaves: revestimentos da fuselagem (*fuselage skins*) e 1 componente estrutural: longarina (*stringer*) das asas, conforme podem ser vistos na figura 22.

4.2 Seleção de materiais para os componentes escolhidos

A partir da abordagem dos requisitos de projeto e da dedução dos índices de materiais para os revestimentos de fuselagem e longarinas das asas, foi realizada a seleção de materiais entre as ligas de alumínio tradicionalmente utilizadas nesses componentes que foram abordadas nas tabelas com a utilização do *software* CES *edupack* afim de que fossem gerados os diagramas de Ashby.

Para a efetivação de uma adequada seleção de materiais de componentes do setor aeroespacial, é preciso implementar as restrições do projeto para esses componentes de aeronaves. A partir disso, essas restrições de projeto para revestimentos de fuselagem são: densidade, resistência mecânica, resistência à fadiga, tenacidade à fratura, tolerância a danos e resistência à corrosão; e para longarinas das asas são: densidade, resistência mecânica, resistência à fadiga, tenacidade à fratura e resistência à corrosão. Assim, é preciso que as propriedades que norteiam o projeto destes componentes sejam relacionadas entre si, a partir dos mapas de propriedades, a fim de que seja estabelecida a função de cada componente conforme os índices mais adequados. Além disso, a lista de requisitos que o material deve atender é expressa como objetivos e restrições e conseqüentemente, o resultado do estágio de tradução é uma lista de restrições expressas como propriedades limitadoras de *design* que precisam ser atendidas pelo material. Assim, com base nos objetivos e restrições, o processo de seleção de materiais progride para o próximo estágio de triagem (86).

4.2.1 Seleção de materiais para revestimentos de fuselagem

A seleção do material para os revestimentos de fuselagem em uma aeronave foi realizada usando as múltiplas restrições da metodologia Ashby ao considerá-lo como um painel que é uma placa plana com comprimento L e largura b que são medidas especificadas, mas sua espessura é livre. Além disso, é carregado sob flexão por uma carga central F conforme a figura 25. Uma vez que o objetivo desse projeto é a minimização da massa, a seleção de materiais para as chapas de fuselagem precisa ser considerada aos cobrir ambos os casos de limitação como resistência e rigidez que requer que não sofra deflexão maior do que δ , conforme representado na tabela 12 (85).

Tabela 12-Requisitos de projeto de seleção de material para os revestimentos de fuselagem (85,99).

Função	Revestimento de Fuselagem (painel)
Objetivo	Minimizar a massa m do painel
Restrições	Rigidez à flexão S^* especificada (restrição funcional) Comprimento L e largura b especificados (restrições geométricas) Limites de propriedades: no máximo 2,79 g/cm ³ de densidade; e no mínimo 400 MPa de resistência mecânica, 140 MPa de resistência à fadiga e 30 MPa.m ^{1/2} de tenacidade à fratura.
Variáveis Livres	Escolha do material Espessura do painel, h

A função objetivo para a massa do painel é a dada conforme a equação 1 abaixo (85):

$$m = A L p = b h L p \quad (1)$$

Sua rigidez à flexão S deve ser no mínimo S^* conforme a equação 2 abaixo (85):

$$S = [(C_1 EI)/L^3] \geq S^* \quad (2)$$

Aqui, C_I é uma constante que depende somente da distribuição das cargas, logo não se necessita do seu valor. Portanto, o momento de segunda ordem de área, I , para uma seção retangular é obtido conforme a equação 3 abaixo (85):

$$I = (bh^3)/12 \quad (3)$$

Pode-se diminuir a massa ao reduzir h , mas somente até o ponto em que a restrição de rigidez ainda é atendida. Ao usar as duas últimas equações para eliminar h na função objetivo tem-se o objetivo para a massa do painel ao usar as equações (2) e (3) na substituição conforme a equação 4 abaixo (85):

$$m = [(12S^*) / (C_I b)]^{1/3} \cdot (bL^2) \cdot (\rho / E^{1/3}) \quad (4)$$

The diagram shows the equation $m = [(12S^*) / (C_I b)]^{1/3} \cdot (bL^2) \cdot (\rho / E^{1/3})$ with three boxes below it. The box 'Restrição funcional' has an arrow pointing to S^* . The box 'Propriedades de material' has an arrow pointing to E . The box 'Restrições geométricas' has an arrow pointing to b and L .

As quantidades S^* , L , b e C_I são especificadas; a única liberdade de escolha que resta é a do material. Portanto, o índice é o grupo de propriedades de materiais que são invertidas de forma a procurar um máximo, ou seja, conforme a equação 5 abaixo, os melhores materiais para um painel leve e rígido são os que possuem os maiores valores de (85):

$$M_{\text{painel leve e rígido}} = (E^{1/3}) / p \quad (5)$$

Ao se repetir o cálculo com uma restrição de resistência em vez de rigidez, conforme a equação 6 abaixo, obtém-se o índice (85):

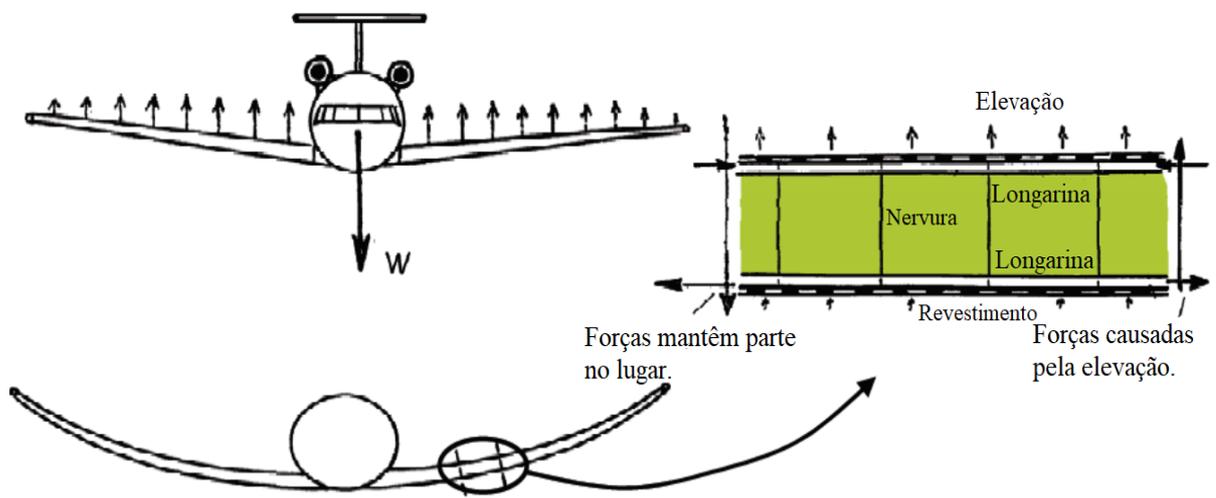
$$M_{\text{painel leve e resistente}} = (\delta_y^{1/2}) / p \quad (6)$$

Portanto, para revestimentos de fuselagem, a função é de painéis leves e rígidos e os índices mais adequados são $E^{1/3}/\rho$ e $\delta_y^{1/2}/\rho$. Além disso, a minimização do custo ao invés do peso é alcançada pela substituição da densidade p por $Cm p$, onde Cm é o custo por quilograma (87).

4.2.2 Seleção de materiais para longarinas das asas.

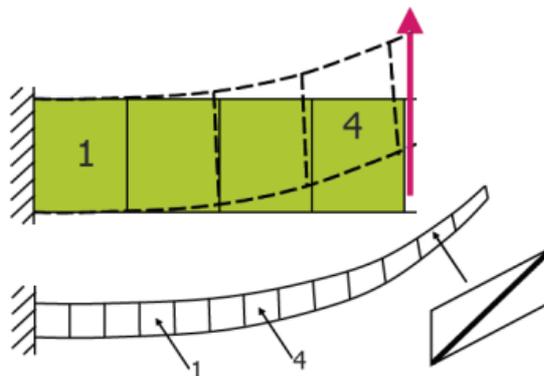
A principal função das longarinas em uma estrutura de asa é transportar as cargas de flexão da asa. A partir disso, as longarinas são vigas projetadas para suportar flexão por vigas que suportam as forças normais e são vigas que também suportam os esforços de cisalhamento, conforme a figura 31.

Figura 31- Forças na estrutura da asa como resultado da flexão da asa para cima adaptado de Alderliesten, 2018 (100).



A flexão para cima, ilustrada na parte inferior esquerda da figura 31, requer alguma atenção adicional, porque ao aproximar um pouco mais, fica evidente que os elementos na asa se deformam conforme ilustrado na figura 32.

Figura 32- Deformação relacionada com a flexão da asa para cima adaptado de Alderliesten, 2018 (100).



Portanto, consideram-se vigas em dois estágios: no primeiro, identificam-se os materiais ótimos para uma viga leve, rígida e de formato simples prescrito (uma seção quadrada); no segundo, explora-se como ela poderia ficar muito mais leve, para a mesma rigidez, ao usar uma forma mais eficiente. Assim, considera-se uma viga de seção quadrada $A = b \times b$ que pode variar de tamanho, mas mantendo a forma quadrada. Ela é carregada sob flexão em um vão de comprimento fixo L , com uma carga central F , conforme a figura 25 (c). Novamente, a restrição de rigidez é que ela não deve sofrer deflexão maior do que δ sob a carga F e mais uma vez, o objetivo é que a viga seja o mais leve possível, conforme a tabela 13 resume os requisitos do projeto (85).

Tabela 13- Requisitos de projeto de seleção de materiais para longarinas das asas (85).

Função	Longarinas das asas (vigas leves e rígidas)
Objetivo	Minimizar a massa m da viga
Restrições	Comprimento L é especificado (restrição geométrica) Forma da seção quadrada (restrição geométrica) A viga deve suportar carregamento sob flexão F sem sofrer demasiada deflexão, o que quer dizer que a rigidez à flexão S é especificada como S^* (restrição funcional) limites de propriedades: no máximo 2,79 g/cm ³ de densidade; e no mínimo 400 MPa de resistência mecânica, 140 MPa de resistência à fadiga, 340 MPa de resistência à compressão e 30 MPa.m ^{1/2} de tenacidade à fratura.
Variáveis Livres	Escolha do material Área A da seção transversal

Ao proceder como antes, a função objetivo para a massa da viga é a dada conforme a equação 7 abaixo (85):

$$m = A L \rho = b^2 L \rho \quad (7)$$

A rigidez à flexão S da viga deve ser no mínimo S^* conforme a equação 8 abaixo (85):

$$S = [(C_2 EI)/L^3] \geq S^* \quad (8)$$

Aqui, C_2 é uma constante. Portanto, o momento de segunda ordem de área, I , para uma viga de seção quadrada é conforme a equação 9 abaixo (85):

$$I = (b^4)/12 = (A^2)/12 \quad (9)$$

Para um dado comprimento L , S^* é ajustada alterando-se o tamanho da seção quadrada. Agora, eliminando b (ou A) na função objetivo para a massa, tem-se o objetivo para a massa da viga ao usar as equações (8) e (9) na substituição conforme a equação 10 abaixo (85):

$$m = [(12S^*L^3) / (C_2)]^{1/2} \cdot (L) \cdot (\rho / E^{1/2}) \quad (10)$$

As quantidades S^* , L e C_2 são todas especificadas ou constantes. Portanto, os melhores materiais para uma viga leve e rígida são os que possuem os maiores valores do índice M_{viga} , conforme a equação 11 abaixo (85):

$$M_{\text{viga leve e rígida}} = (E^{1/2}) / \rho \quad (11)$$

Ao se repetir o cálculo com uma restrição de resistência em vez de rigidez, conforme a equação 12 abaixo, obtém-se o índice (85):

$$M_{\text{viga leve e resistente}} = (\delta_y^{2/3}) / \rho \quad (12)$$

Portanto, para longarinas das asas, a função é de viga leve e rígida e os índices mais adequados são $E^{1/2}/\rho$ e $\delta_y^{2/3}/\rho$. Além disso, a minimização do custo ao invés do peso é alcançada pela substituição da densidade ρ por $C_m \rho$, onde C_m é o custo por quilograma (87).

Essa análise foi realizada para uma viga quadrada, mas, na realidade, o resultado vale para qualquer formato, desde que a forma seja constante. A partir disso, essa é uma consequência da equação 9 para uma forma dada: o momento de segunda ordem de área I sempre pode ser demonstrado como uma constante multiplicada por A^2 . Portanto, mudar a forma somente muda a constante C_2 na equação (12) e não o índice resultante.

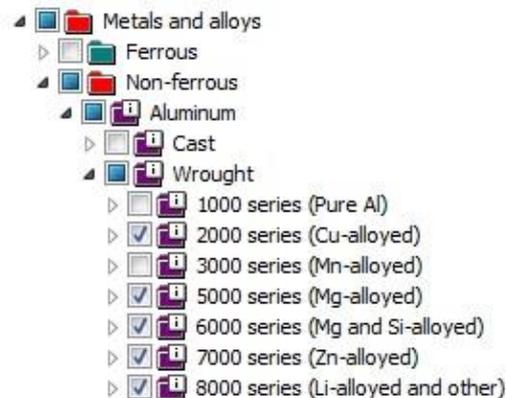
Como já observou-se, vigas reais têm formas de seção que melhoram sua eficiência sob flexão, ao demandar menos material para obter a mesma rigidez. Ao conformar a seção transversal, é possível aumentar I sem mudar A e esse processo é alcançado ao localizar o material da viga o mais longe possível do eixo neutro, como em tubos de parede fina ou vigas de abas duplas (I), conforme pode ser visto na figura 25 (d). Alguns materiais são melhores que outros à conformação em formas eficientes. Portanto, comparar materiais tendo como base o índice em M_{viga} exige alguma cautela, porque materiais com índices de valores mais baixos podem “alcançar” outros se forem transformados em formas mais eficientes (85).

4.3 Materiais utilizados

4.3.1 Seleção de ligas de Al com o CES

Após a definição dos requisitos de projetos para os componentes escolhidos, no estágio 1 denominado “Árvore de materiais”, foi considerada a maior parte das ligas de alumínio conformadas mecanicamente na seleção com o CES com a exceção das ligas das séries 1XXX e 3XXX, porque essas duas ligas possuem resistência mecânica muito baixa devido à alta ductilidade que possuem conforme a figura 33 abaixo. Em seguida, no estágio 2 denominado “Restrições de propriedades”, foi escolhido um subconjunto das ligas remanescentes que iniciaram o processo de seleção de materiais conforme a figura 34. Assim, é importante destacar que essas duas etapas foram realizadas antes da confecção dos mapas de seleção de materiais entre as ligas de alumínio com o *software* CES.

Figura 33- Subconjunto do total de ligas de alumínio trabalháveis que são candidatas iniciais.



A partir dessa preferência pelas ligas de alumínio iniciais, chegou-se a um total de 213 ligas de alumínio para participarem da seleção de materiais que pode ser visto na figura 34.

Figura 34- Subconjunto do total de ligas de alumínio trabalháveis que são candidatas após passarem pelas restrições de propriedades iniciais.

Database: All Editions
 Select from: Custom: MaterialUniverse
 Reference: Not set

2. Selection Stages

- Stage 1: Tensile strength (MPa) vs. Elongation (% str)
- Stage 2: Density, Tensile strength, Fatigue strength a
- Stage 3: Young's modulus (GPa) vs. Density (kg/m³)
- Stage 4: Tensile strength (MPa) vs. Density (kg/m³)
- Stage 5: Cost per unit of stiffness vs. Cost per unit of

3. Results: 32 of 213 pass

Show: Pass all Stages
 Rank by: Alphabetical

Name
Aluminum, 2014, T4
Aluminum, 2024, T3
Aluminum, 2024, T351
Aluminum, 2024, T3510/T3511
Aluminum, 2024, T42
Aluminum, 2024, T6
Aluminum, 2024, T81
Aluminum, 2026, T3511
Aluminum, 2090, T83
Aluminum, 2124, T851
Aluminum, 2424, T3
Aluminum, 2524, T3
Aluminum, 5182, H19
Aluminum, 6010, T6

Settings

Property	Minimum	Maximum	Unit
Density		2790	kg/m ³
Mechanical properties			
Young's modulus			GPa
Specific stiffness			MN.m/kg
Yield strength (elastic limit)			MPa
Tensile strength	400		MPa
Specific strength			kN.m/kg
Elongation			% strain
Compressive strength			MPa
Bulk modulus			GPa
Poisson's ratio			
Shape factor			
Hardness - Vickers			HV
Elastic stored energy (springs)			kJ/m ³
Fatigue strength at 10 ⁷ cycles	140		MPa
Impact & fracture properties			
Fracture toughness	30		MPa.m ^{0.5}

Na figura 34, foram especificados como limites de propriedades: no máximo 2,79 g/cm³ de densidade; e no mínimo 400 MPa de resistência mecânica, 140 MPa de resistência à fadiga e 30 MPa.m^{1/2} de tenacidade à fratura. Assim, isso resultou em um subconjunto que das 213

ligas de alumínio, 32 ligas prosseguiram e mostrou o exemplo com o intuito de ilustrar a especificação das propriedades para os revestimentos da fuselagem. Contudo, para as longarinas da asa, o procedimento foi semelhante, o que resultou em um subconjunto que das 213 ligas de alumínio, mas como também foi considerado um valor mínimo de resistência à compressão, apenas 27 ligas prosseguiram os próximos passos.

4.3.2 Seleção de ligas de Al na ficha de dados da Aleris e literatura.

Após a seleção dos materiais mais apropriados para os requisitos de projeto deste trabalho, as propriedades mecânicas da liga do sistema Al-Mg-Sc AA 5028-H116 que é a liga de segunda geração mais promissora do que a AA 5024-H116 foram consultadas na ficha de dados da empresa Aleris. Além disso, foram realizadas consultas aos dados das referências bibliográficas presentes nas tabelas 14, 15 e 16 que incluem também a ficha de dados da AA 5028-H116. A partir disso, os índices de materiais que contêm as propriedades mecânicas da liga AA 5028-H116 foram calculados e comparados com índices de materiais que contêm as propriedades mecânicas das ligas, que são tradicionalmente utilizadas no setor aeroespacial, com o uso do *software Cambridge Engineering Selector*® e as tabelas compiladas, a fim de selecionar os melhores materiais em cada componente avaliado neste trabalho conforme os objetivos de minimização de massa e de custo.

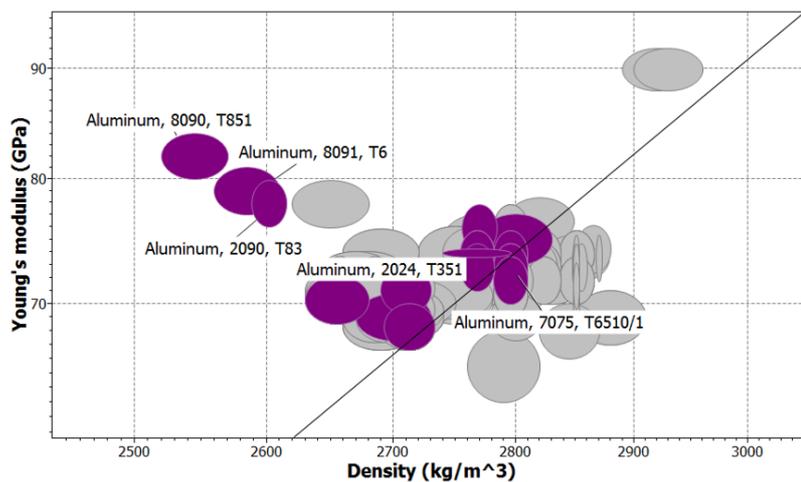
5. RESULTADOS E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

5.1 Resultados da seleção de Ligas pelo CES

5.1.1 Resultados para revestimentos de fuselagem

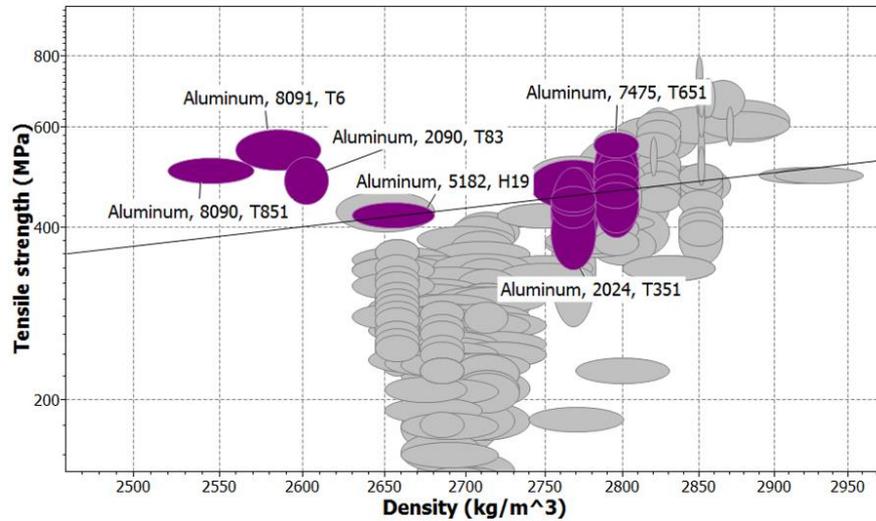
Para os revestimentos da fuselagem, foram especificados como limites de propriedades: no máximo $2,79 \text{ g/cm}^3$ de densidade; e no mínimo 400 MPa de resistência mecânica, 140 MPa de resistência à fadiga e $30 \text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$ de tenacidade à fratura. Assim, 32 ligas de alumínio das 213 iniciais atenderam a essas restrições de propriedades. Após isso, no estágio 3 denominado “Mapas de seleção e índices de mérito”, ao posicionar a linha com inclinação 3 referente ao índice para painel leve e rígido ($M_{\text{painel leve e rígido}} = (E^{1/3}) / p$) em uma posição que incluísse representantes tradicionais como AA 2024-T351 e AA 7075 T61510/1, das 32 ligas, 26 passaram nesse índice conforme mostra a figura 35 e as elipses acima dessa linha que não foram iluminadas se deve ao fato de não terem passado nos estágios 1 ou 2.

Figura 35-Diagrama de Ashby relacionando módulo de Young e densidade das ligas de alumínio pré selecionadas, utilizando o índice $M_{\text{painel leve e rígido}} = (E^{1/3}) / p$, como candidatas a serem empregadas nos revestimentos de fuselagem.



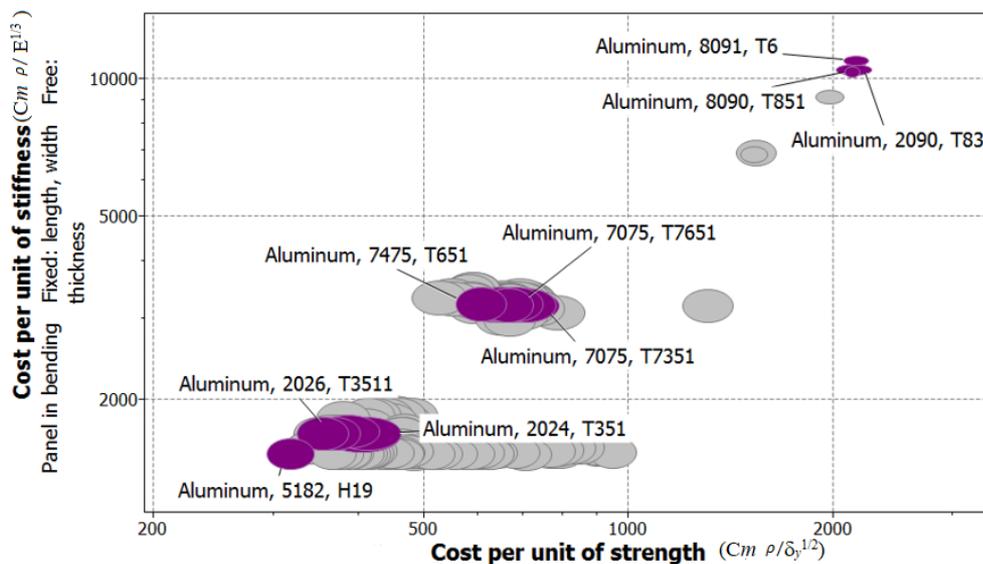
Além disso, no estágio 3, ao posicionar a linha com inclinação 2 ($M_{\text{painel leve e resistente}} = (\delta_y^{1/2}) / p$) referente ao índice para painel leve e resistente em uma posição que incluísse representantes tradicionais como AA 2024-T351 e AA 7075-T61510/1, das 26 ligas, 20 passaram nesse índice conforme pode ser visto na figura 36 e as elipses acima dessa linha que não foram iluminadas se deve ao fato de não terem passado nos estágios 1 ou 2.

Figura 36-Diagrama de Ashby relacionando resistência mecânica e densidade das ligas de alumínio pré selecionadas como candidatas a serem empregadas nos revestimentos de fuselagem, utilizando o índice $M_{\text{panel leve e resistente}} = (\delta y^{1/2}) / p$.



Foi gerado mais um estágio ao mostrar a relação dos 20 candidatos restantes de acordo com custo/unidade de rigidez e custo/unidade de resistência conforme os índices $C_m \rho / E^{1/3}$ e $C_m \rho / \delta_y^{1/2}$ respectivamente. Além disso, para que o gráfico não ficasse com muitas informações de ligas sobrepostas, foram destacadas apenas 9 das 20 ligas finais conforme a figura 37, mas que todas as 20 ligas foram incluídas na mostrada no Apêndice 1.

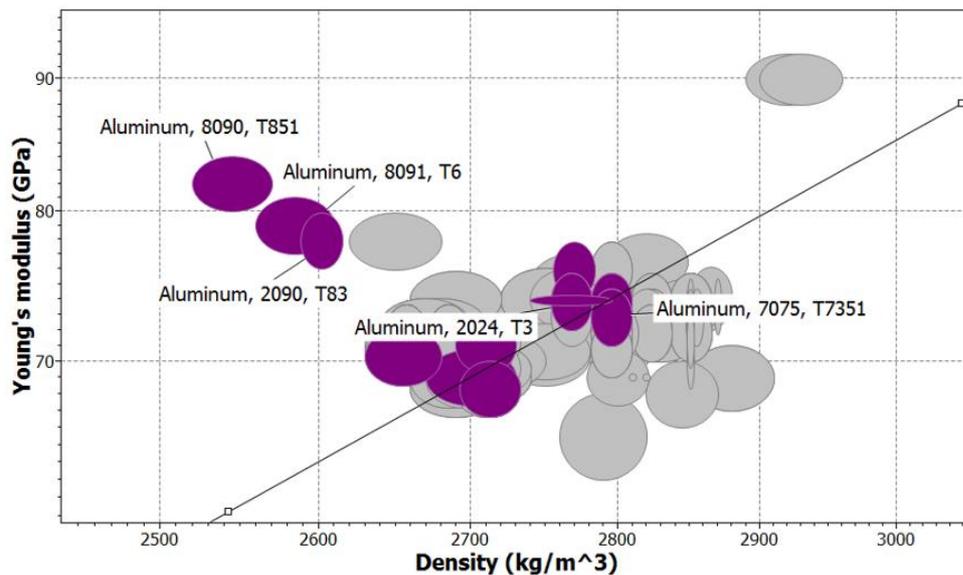
Figura 37- Diagrama de Ashby relacionando os índices $C_m \rho / E^{1/3}$ e $C_m \rho / \delta_y^{1/2}$ para ligas pré selecionadas candidatas a serem empregadas nos revestimentos de fuselagem.



5.1.2 Resultados para longarinas das asas

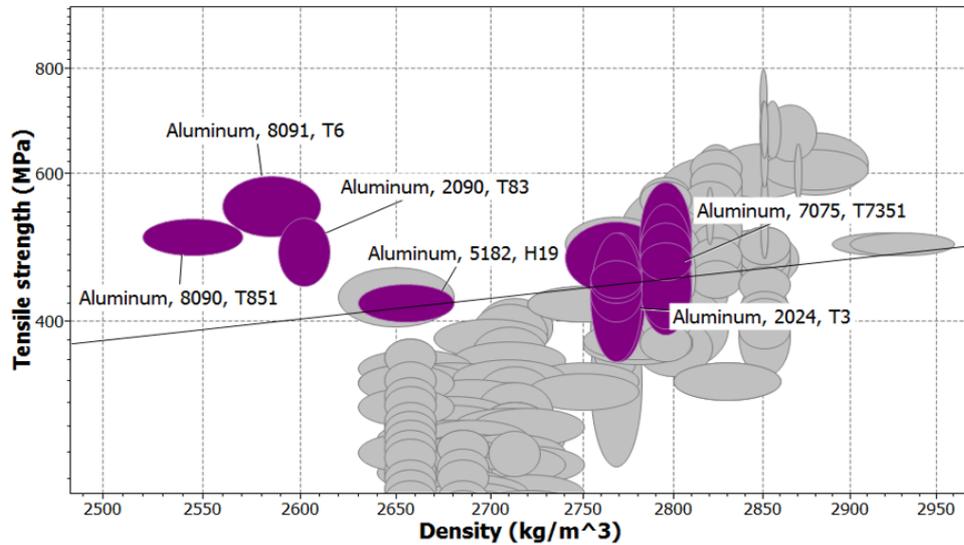
Para as longarinas das asas, foram especificados como limites de propriedades: no máximo 2,79 g/cm³ de densidade; e no mínimo 400 MPa de resistência mecânica, 140 MPa de resistência à fadiga e 340 MPa de resistência à compressão. Assim, 27 ligas de alumínio das 213 iniciais obedeceram a essas restrições de propriedades, porque foi colocado o requisito adicional de propriedade de resistência à compressão. Após isso, no estágio 3, ao posicionar a linha com inclinação 2 referente ao índice para viga leve e rígida ($M_{\text{viga leve e rígida}} = (E^{1/2}) / \rho$) em uma posição que incluísse representantes tradicionais como AA 2024-T351 e AA 7075 T61510/1, das 27 ligas, 19 passaram nessa etapa conforme pode ser visto na figura 38 abaixo e as elipses acima dessa linha que não foram iluminadas se deve ao fato de não terem passado nos estágios 1 ou 2.

Figura 38- Diagrama de Ashby relacionando módulo de Young e densidade das ligas de alumínio pré selecionadas utilizando o índice $M_{\text{viga leve e rígida}} = (E^{1/2}) / \rho$ como candidatas a serem empregadas nas longarinas das asas.



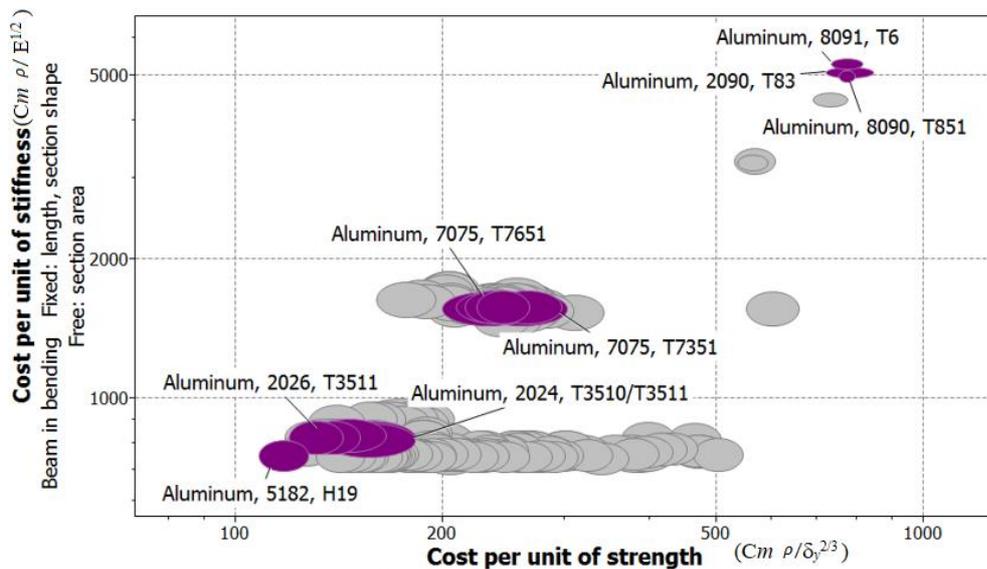
Além disso, no estágio 3, ao posicionar a linha com inclinação 1,5 referente ao índice para viga leve e resistente ($M_{\text{viga leve e resistente}} = (\delta y^{2/3}) / \rho$) em uma posição que incluísse representantes tradicionais como AA 2024-T351 e AA 7075-T61510/1, das 19 ligas, 16 passaram nesse índice conforme mostra a figura 39 abaixo e as elipses acima dessa linha que não foram iluminadas se deve ao fato de não terem passado nos estágios 1 ou 2.

Figura 39- Diagrama de Ashby relacionando resistência mecânica e densidade das ligas de alumínio pré selecionadas utilizando o índice $M_{\text{viga leve e resistente}} = (\delta y^{2/3}) / p$ como candidatas a serem empregadas nas longarinas das asas.



Foi gerado mais um estágio ao mostrar a relação dos 16 candidatos restantes de acordo com custo/unidade de rigidez e custo/unidade de resistência conforme os índices $C_m \rho / E^{1/2}$ e $C_m \rho / \delta_y^{2/3}$ respectivamente. Além disso, para que o gráfico não ficasse congestionado, foram destacadas apenas 9 das 20 ligas finais conforme a figura 40 abaixo, mas que todas as 20 ligas foram incluídas na mostrada no Apêndice 2.

Figura 40- Diagrama de Ashby relacionando os índices $C_m \rho / E^{1/2}$ e $C_m \rho / \delta_y^{2/3}$ para ligas pré selecionadas candidatas a serem empregadas nas longarinas das asas.



5.2 Resultados da Seleção de ligas de Al na ficha de dados da Aleris e literatura

A partir disso, conforme abordado anteriormente na figura 23, para os revestimentos da fuselagem, as principais propriedades requeridas são: resistência mecânica moderada para não comprometer a ductilidade e tenacidade à fratura e boa resistência à corrosão (78-80), porque alta resistência à fadiga e tenacidade à fratura são os critérios predominantes (76). Entretanto, para a longarina das asas, as propriedades requeridas são: maiores resistência ao escoamento, módulo de elasticidade, limite de resistência à fadiga, moderada tenacidade à fratura e menor resistência ao crescimento de trinca em fadiga. As Tabelas 14, 15 e 16 listam compilações de referências bibliográficas relacionando os componentes de aeronaves analisados neste trabalho com as ligas tipicamente usadas, a liga promissora do sistema Al-Mg-Sc AA 5028 H-116 e seus respectivos valores de propriedades mecânicas e resistências à corrosão requeridas para os mesmos.

5.2.1 Resultados para revestimentos de fuselagem na ficha de dados da Aleris e literatura

Tabela 14- Valores de propriedades mecânicas requeridas para revestimentos de fuselagem e suas respectivas ligas (continua).

Liga	Limite de resistência mecânica (MPa)	Limite elástico (MPa)	Módulo de Elasticidade (GPa)	Alongamento (%)	Tenacidade à fratura k_{1c} (MPa. $m^{1/2}$) TL LT orientações	Resistência à fadiga (MPa)	Referência
AA2024-T3	427-483	289-350	73,1-73,7	10-21	33-41 36	175-180	(7,58,59,60,61,63,66,67,73,74,75)
AA2524-T3	420-445,4	303-340,3	68,1	19-24	40 (TL)	216	(63,73,74,75,77)
AA7050-T7	531	430-462	71,7	7-8	29-30 31-35	138	(60,61,62,63,65)
AA5028-H116	400-425	325-350	70,8-74	12-15	39,6 43,2	175-180	(11,32)
AA8090-T8	515-555	450-508	77	5-8	28-30 31-35	100-150	(101,102,103)
AA8091-T6	510-555	440-495	76,4	10,2	30-32 33-37	100-150	(104)
AA2090-T8	531-617	520-586	76	5-7	28 31-44	110-220	(101,102,105)
AA7075-T6	490-572	420-510	70,33-71,7	5-11	24-27 27-30	150-155	(58,60,61,63,64,65,66,67)
AA7475-T6	485-586	415-510	68-71,7	9-14	37-41 43-46	200-205	(68,106,107)

Tabela 14- Valores de propriedades mecânicas requeridas para revestimentos de fuselagem e suas respectivas ligas (conclusão).

AA5182-H19	340-420	295-395	68-71	1-6	22 35	110-150	(108,109,110,111,112)
AA2026-T3	455-510	317,16-372	73,77	11	49,45-57,14 (LT)	200- 206.8	(113,114,115,116)
AA7075-T73	476-505	393-435	71-72	8	28,6 32	100-200	(64,68,117,118)
AA7075-T76	490-534	414-460	69-72	6-8	22 35	100	(119,120,121)
AA7475-T7	462-538	490-532	69-72	9-14	33-45 52-55	200-205	(60,61,62,63,68)

5.2.2 Resultados para longarinas das asas na ficha de dados da Aleris e literatura

Tabela 15- Valores de propriedades mecânicas requeridas para longarinas das asas e suas respectivas ligas.

Liga	Limite de resistência mecânica (MPa)	Limite elástico (MPa)	Módulo de Elasticidade (GPa)	Alongamento (%)	Tenacidade à fratura k_{Ic} (MPa. m ^{1/2}) TL LT orientações	Resistência à fadiga (MPa)	Referência
AA2024-T3	427-483	289-350	73,1-73,7	10-21	33-41 36	175-180	(7,58,59,60,61,63,66,67,73,74,75)
AA2524-T3	420-445,4	303-340,3	68,1	19-24	40 (TL)	216	(63,73,74,75,77)
AA7050-T7	531	430-462	71,7	7-8	29-30 31-35	138	(60,61,62,63,65)
AA5028-H116	575-590	525-580	70-74	10-14	35 35	400	(45,57)
AA8090-T8	515-555	450-508	77	5-8	28-30 31-35	100-150	(101,102,103)
AA8091-T6	510-555	440-495	76,4	10,2	30-32 33-37	100-150	(104)
AA2090-T8	531-617	520-586	76	5-7	28 31-44	110-220	(101,102,105)
AA7075-T6	490-572	420-510	70,33-71,7	5-11	24-27 27-30	150-155	(58,60,61,63,64,65,66,67)
AA7475-T6	485-586	415-510	68-71,7	9-14	37-41 43-46	200-205	(68,106,107)
AA5182-H19	340-420	295-395	68-71	1-6	22 35	110-150	(108,109,110,111,112)
AA2026-T3	455-510	317,16-372	73,77	11	49,4-57,1 (LT)	200- 206,8	(113,114,115,116)
AA7075-T73	476-505	393-435	71-72	8	28,6 32	100-200	(64,68,117,118)
AA7075-T76	490-534	414-460	69-72	6-8	22 35	100	(119,120,121)
AA7475-T7	462-538	490-532	69-72	9-14	33-45 52-55	200-205	(60,61,62,63,68)

Tabela 16- Resistências à corrosão requeridas nos componentes e suas respectivas ligas.

Componente	Liga	Resistência à corrosão	Referência
Revestimentos da fuselagem e Longarinas das asas	AA2024-T3	Baixa nos ambientes industrial e marítima, excepto na condição Alclad. A localizada é menor que a da AA 2524-T3.	(7,58,60,63,66,67,73,74,75,86)
Revestimentos da fuselagem e Longarinas das asas	AA7075-T6	A esfoliação e a sob tensão são menores que as da AA 7050-T7.	(58,60,63,64,65,66,67)
Revestimentos da fuselagem e Longarinas das asas	AA2524-T3	Baixa nos ambientes industrial e marítima, excepto na condição Alclad. A localizada é maior que a da AA 2024-T3.	(63,73,74,75,77)
Revestimentos da fuselagem e Longarinas das asas	AA7475-T7	A esfoliação e a sob tensão são menores que as da AA 7050-T7.	(60,61,62,63,66,68)
Revestimentos da fuselagem e Longarinas das asas	AA7050-T7	A esfoliação e a sob tensão são maiores que as das AA 7075-T6 e AA 7475-T6	(60,61,62,63,65)
Revestimentos da fuselagem e Longarinas das asas	AA 5028-H116	Alta resistência e melhor que as resistências das ligas das séries 2XXX e 7XXX	(11,32,45,57)
Revestimentos da fuselagem e Longarinas das asas	AA 5028-H116	Alta resistência e melhor que as resistências das ligas das séries 2XXX e 7XXX	(11,32,45,57)
Revestimentos da fuselagem e Longarinas das asas	AA 8090-T8	Apresenta corrosão por pite e intergranular em ambientes ácidos	(122)
Revestimentos da fuselagem e Longarinas das asas	AA 8091-T6	Apresenta corrosão por pite e intergranular em ambientes ácidos	(104)
Revestimentos da fuselagem e Longarinas das asas	AA 2090-T83	Maior que as resistências das ligas AA 2024-T3 e AA 7075-T6 e excelente resistência em ambiente atmosférico por longo tempo.	(123)
Revestimentos da fuselagem e Longarinas das asas	AA 5182-H19	Excelente. Muita boa para ambientes úmidos e marítimos	(110,112)
Revestimentos da fuselagem e Longarinas das asas	AA 7475-T6	Igual a da AA 7075-T6 em ambiente atmosférico, esfoliação e corrosão sob tensão.	(68)
Revestimentos da fuselagem e Longarinas das asas	AA7075-T7351	Baixa sob baixa tensão em todas as direções de tensão. A esfoliação e a sob tensão são menores que as da AA 7050-T7.	(68,117)
Revestimentos da fuselagem e Longarinas das asas	AA7075-T7651	Baixa em corrosão sob tensão. Em geral, é bom, sem proteção em ambiente industrial ou água do mar. Resistente à esfoliação.	(119,120)
Revestimentos da fuselagem e Longarinas das asas	AA2026-T3	Similar à da AA 2024-T3. Ou seja, baixa nos ambientes industrial e marítima, excepto na condição Alclad. A localizada é menor que a da AA 2524-T3.	(114)

5.3 Análise dos resultados obtidos

Após as etapas iniciais da seleção para cada componente, houve a triagem de materiais que envolveu as ligas que melhor atendiam os respectivos requerimentos. Assim, depois desta etapa inicial do processo de triagem, os materiais que passaram foram então classificados em ordem

decrecente de acordo com os limites de restrição de projeto conforme a tabela 17 que é ilustrada pelas figuras 41 e 42 e a tabela 18 que é ilustrada pelas figuras 43 e 44 abaixo.

Tabela 17- Classificação das ligas de alumínio remanescentes para os revestimentos da fuselagem.

Liga	Densidade ρ (g/cm ³)	Limite de resistência mecânica (MPa)	Resistência à fadiga (MPa)	Tenacidade à fratura k_{Ic} (MPa. m ^{1/2}) TL LT orientações	Custo (U\$/kg)	$E^{1/3}/\rho$ (GPa ^{1/3} /g/cm ³)	$\delta_y^{1/2}/\rho$ (MPa ^{1/2} /g/cm ³)	$E^{1/3}/C_{mp}$ (GPa ^{1/3} /U\$/kg)	$\delta_y^{1/2}/C_{mp}$ (MPa ^{1/2} /U\$/kg)
AA2024-T3	2,75	455	177,5	37 36	3,382	1,522	6,500	1,238	5,284
AA2524-T3	2,75	432,7	216	40 (TL)	3,382	1,485	6,522	1,207	5,302
AA5028-H116	2,66	412,5	177,5	39,6 43,2	50	1,571	6,906	0,084	0,367
AA7475-T7	2,75	535,5	202,5	39,2 44,45	3,382	1,502	8,220	1,221	6,683

*Os valores dos índices são baseados em valores médios das propriedades das ligas em questão.

Figura 41- Gráfico ilustrando a relação dos índices $E^{1/3}/\rho$ e $\delta_y^{1/2}/\rho$ para as ligas classificadas para os revestimentos de fuselagem com minimização da massa.

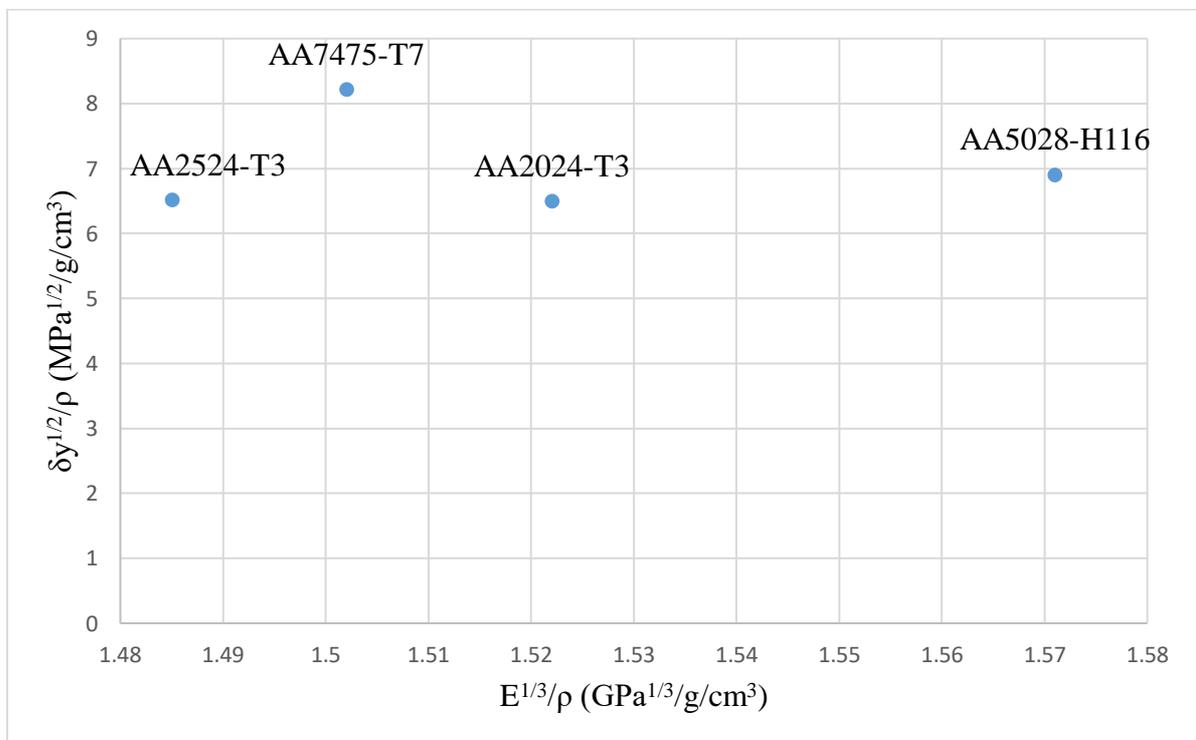


Figura 42- Gráfico ilustrando a relação dos índices $E^{1/3}/Cm\rho$ e $\delta y^{1/2}/Cm\rho$ para as ligas classificadas para os revestimentos de fuselagem com minimização do custo.

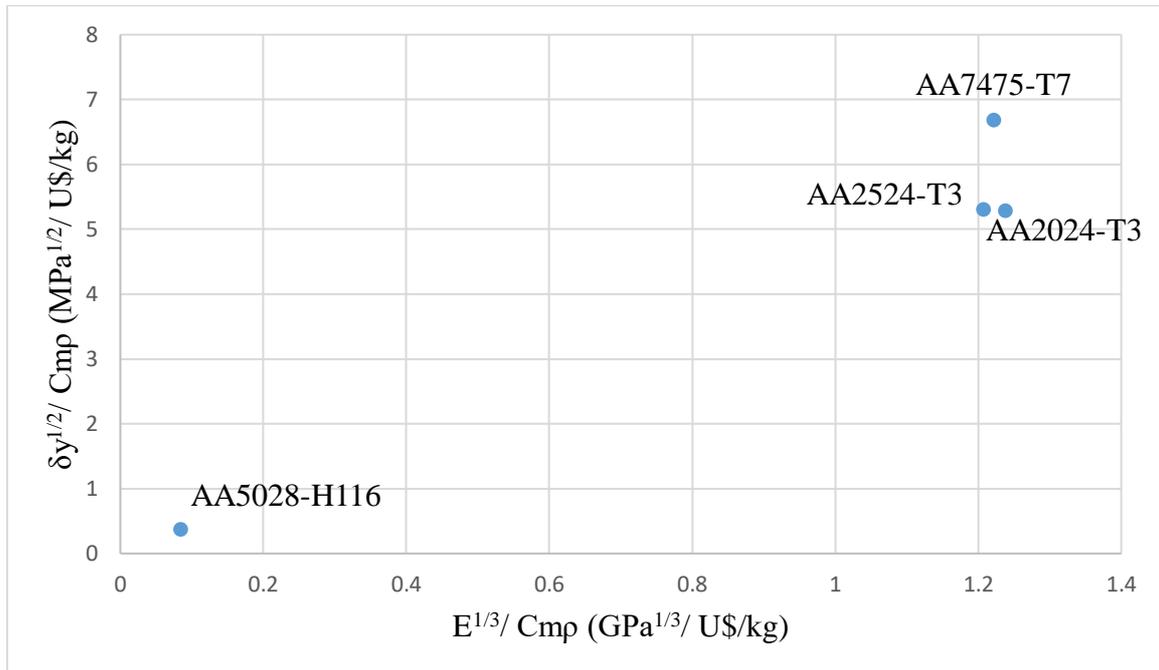


Tabela 18- Classificação das ligas de alumínio remanescentes para as longarinas das asas.

Liga	Densidade ρ (g/cm ³)	Limite de resistência mecânica (MPa)	Resistência à fadiga (MPa)	Tenacidade à fratura k_{Ic} (MPa·m ^{1/2}) TL LT orientações	Custo (U\$/kg)	$E^{1/2}/\rho$ (GPa ^{1/2} /g/cm ³)	$\delta y^{2/3}/\rho$ (MPa ^{2/3} /g/cm ³)	$E^{1/2}/Cm\rho$ (GPa ^{1/2} /U\$/kg)	$\delta y^{2/3}/Cm\rho$ (MPa ^{2/3} /U\$/kg)
AA2024-T3	2,75	455	177,5	37 36	3,382	3,115	16,995	2,533	13,82
AA2524-T3	2,75	432,7	216	40 (TL)	3,382	3,001	17,071	2,44	13,879
AA5028-H116	2,66	582,5	400	35 35	50	3,19	25,313	0,17	1,35
AA7475-T7	2,75	535,5	202,5	39,2 44,45	3,382	3,053	23,242	2,482	18,9

*Os valores dos índices são baseados em valores médios das propriedades das ligas em questão.

Figura 43- Gráfico ilustrando a relação dos índices $E^{1/2}/\rho$ e $\delta y^{2/3}/\rho$ para as ligas classificadas para as longarinas das asas com minimização da massa.

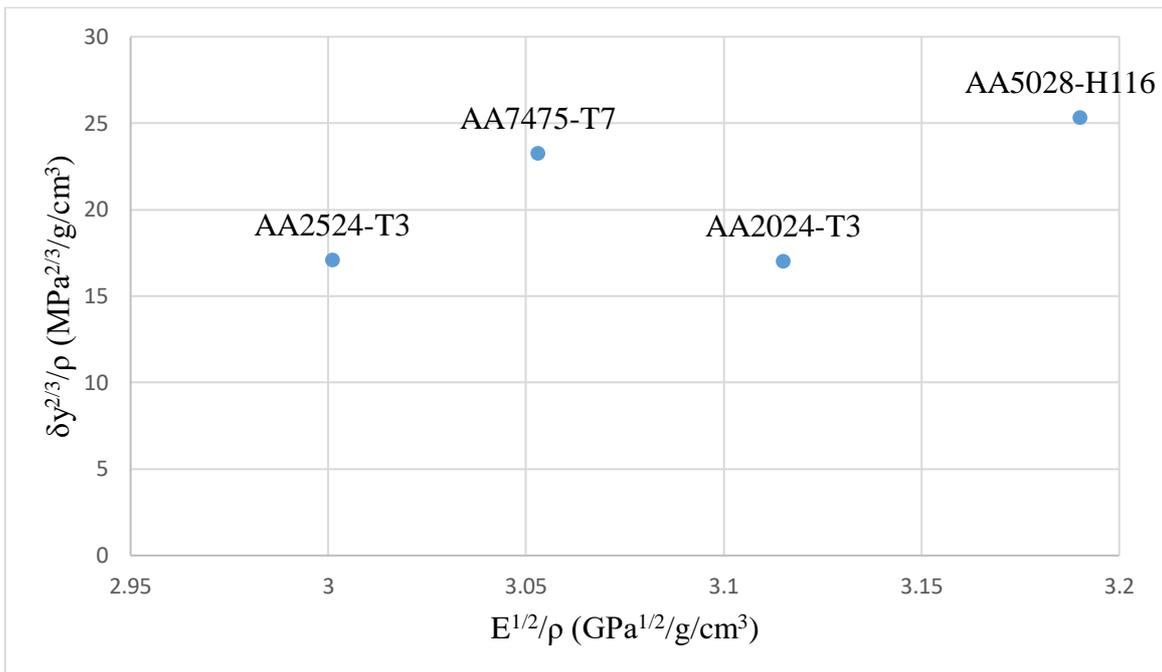
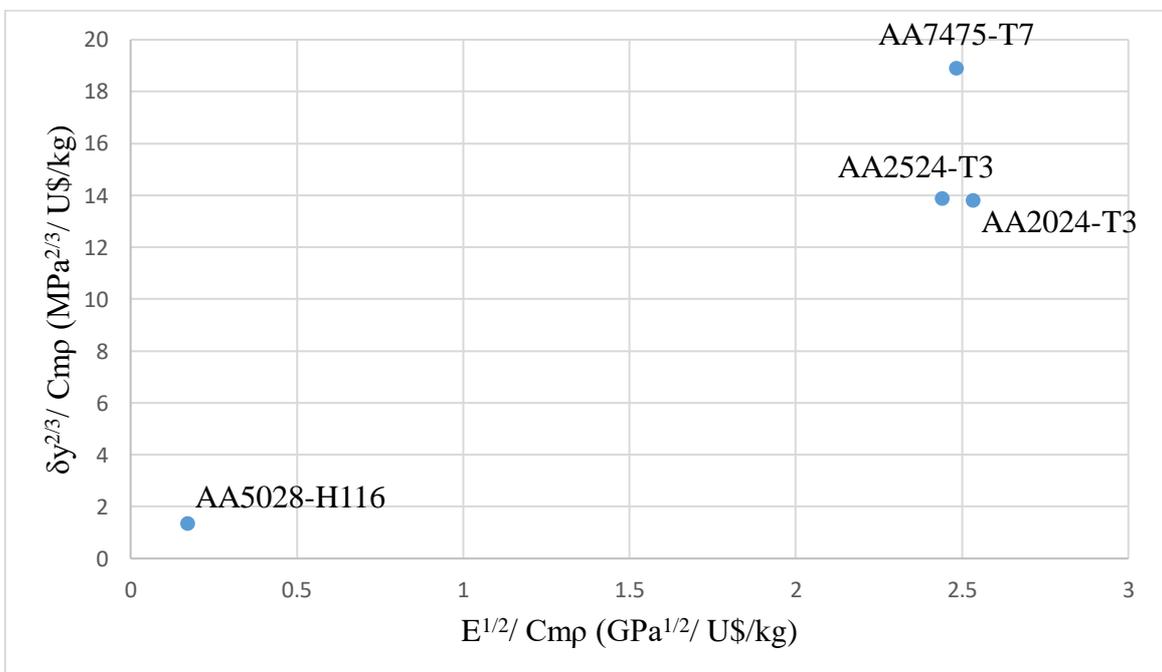


Figura 44- Gráfico ilustrando a relação dos índices $E^{1/2}/Cm\rho$ e $\delta y^{2/3}/Cm\rho$ para as ligas classificadas para as longarinas das asas com minimização do custo.



A partir dos diagramas de Ashby, tabelas e figuras que compilam as propriedades e os índices de materiais das ligas em questão, pode-se inferir que no estudo de caso dos revestimentos de fuselagem, a liga do sistema Al-Mg-Sc AA5028-H116 é caracterizada por

uma resistência à corrosão significativamente maior que as das séries 2XXX e 7XXX, densidade ligeiramente inferior ($2,66 \text{ g/cm}^3$ em comparação com $2,7 \text{ g/cm}^3$ das ligas tradicionais), propriedades de tolerância a danos competitivas em comparação às ligas AA2024-T351 e AA2524-T351 e ductilidade maior que a liga AA 7050-T7. Assim, conseqüentemente, ao analisar a tabela dos índices de materiais, pode-se verificar que a liga do sistema Al-Mg-Sc AA5028-H116 possui o maior índice $E^{1/3}/\rho$ igual a 1,571 e o segundo maior índice $\delta_y^{1/2}/\rho$ igual a 6,906 que só é inferior ao índice da AA7475-T7 igual a 8,220. Contudo, devido ao alto custo de aproximadamente 50 U\$/kg das ligas do sistema Al-Mg-Sc, os índices $E^{1/3}/C_{m\rho}$ e $\delta_y^{1/2}/C_{m\rho}$ da liga AA5028-H116 são na média aproximadamente 6,87% e 6,45% respectivamente dos índices $E^{1/3}/C_{m\rho}$ e $\delta_y^{1/2}/C_{m\rho}$ das demais ligas para revestimentos de fuselagem, o que mostra a desvantagem do uso dessa liga.

Em contrapartida, no estudo de caso das longarinas das asas, pode-se inferir que a liga do sistema Al-Mg-Sc AA5028-H116 que foi fabricada pelo processo de *Melt-Spinning*, em comparação com a liga AA 7075-T6, possui limite de resistência mecânica 0,52% maior, limite de resistência ao escoamento 5% maior, tenacidade à fratura 45,83% maior na orientação TL e 29,6% maior na orientação LT, alongamento equivalente, dureza Brinel equivalente e limite de resistência à fadiga 166,7% maior. Assim, conseqüentemente, ao analisar a tabela dos índices de materiais, pode-se verificar que a liga do sistema Al-Mg-Sc AA5028-H116 possui o maior índice $E^{1/2}/\rho$ igual a 3,19 e o maior índice $\delta_y^{2/3}/\rho$ igual a 25,313, o que mostra a superioridade da AA5028-H116 perante às ligas remanescentes na classificação em relação às propriedades mecânicas envolvidas neles. Contudo, devido ao alto custo de 50 U\$/kg das ligas do sistema Al-Mg-Sc, os índices $E^{1/2}/C_{m\rho}$ e $\delta_y^{2/3}/C_{m\rho}$ da liga AA5028-H116 são na média aproximadamente 6,84% e 8,88% respectivamente dos índices $E^{1/2}/C_{m\rho}$ e $\delta_y^{2/3}/C_{m\rho}$ das demais ligas para longarinas, o que mostra novamente a desvantagem do uso dessa liga em relação ao preço agregado não somente das ligas 2XXX e 7XXX, porém em relação ao preço das ligas de alumínio-lítio AA8090-T851 e AA8091-T6, possui vantagem no custo que é de 61,35% do preço das ligas alumínio-lítio.

6. CONCLUSÕES

Neste trabalho, foram realizadas as seguintes ações sequencialmente: pesquisas das principais propriedades mecânicas para revestimentos de fuselagens e longarinas das asas, consulta à literatura das propriedades mecânicas de ligas do sistema Al-Mg-Sc e das séries 2XXX e 7XXX que são tradicionalmente utilizadas nos componentes considerados, utilização do *software* Cambridge Engineering Selector® e dedução dos índices de mérito, ao ter como base a função dos componentes a fim de comparação dos valores para as ligas do sistema Al-Mg-Sc com os valores das ligas tradicionalmente utilizadas.

A liga do sistema Al-Mg-Sc AA5028-H116 é a liga de alumínio processável por *Melt-Spinning* que possui o maior índice $E^{1/2}/\rho$ igual a 3,19 e o maior índice $\delta y^{2/3}/\rho$ igual a 25,313. Pode-se concluir que a mesma tem potencial para substituir as ligas de alumínio AA2024-T3, AA2524-T3 e AA7475-T7 que são fabricadas em formato de chapas ou perfis extrudados utilizados nas longarinas das asas de aeronaves, porque possui propriedades mecânicas superiores e propriedades mecânicas específicas relacionadas a uma menor densidade.

Em contrapartida, sem o processo de *Melt-Spinning*, a Scalmalloy® AA5028-H116 é a liga que, ao analisar a tabela dos índices de mérito, pode-se verificar que ela possui o maior índice $E^{1/3}/\rho$ igual a 1,571 e o segundo maior índice $\delta y^{1/2}/\rho$ igual a 6,906 que só é inferior ao índice da AA7475-T7 igual a 8,220, logo pode-se concluir que tem potencial para substituir as ligas de alumínio AA 2024-T3 e AA 2524-T3 que são fabricadas em formato de chapas nos revestimentos de fuselagens de aeronaves, mas compete satisfatoriamente com a AA 7475-T7, porque possui maior índice $E^{1/3}/\rho$ e menor índice $\delta y^{1/2}/\rho$. Além disso, apesar do alto preço agregado das ligas do sistema Al-Mg-Sc, devido ao fato de seus índices $E^{1/3}/C_m\rho$, $\delta y^{1/2}/C_m\rho$, $E^{1/2}/C_m\rho$ e $\delta y^{2/3}/C_m\rho$ serem mais baixos, empresas como *Apworks*, *Airbus* e *Aleris* realizam pesquisas com as ligas do sistema Al-Mg-Sc, porque elas conseguem investir nesses projetos sem comprometer seu patrimônio.

Portanto, com relação à pesquisa das principais propriedades mecânicas dos componentes escolhidos, pode-se inferir que foi atendida, porque houve a delimitação dos critérios predominantes que, para revestimentos de fuselagem, são: resistência mecânica moderada para não comprometer a ductilidade e tenacidade à fratura e boa resistência à corrosão e, para longarinas das asas, são: maiores resistência ao escoamento, módulo de

elasticidade, limite de resistência à fadiga, moderada tenacidade à fratura e menor resistência ao crescimento de trinca em fadiga. A partir disso, com relação à consulta dessas propriedades, pode-se inferir que foi atendida, porque as tabelas 14, 15 e 16 as delimitaram quantitativamente ao compilá-las em faixas de valores que abrangem dados da literatura. Além disso, com relação à dedução dos índices de mérito para cada componente, pode-se inferir que foi atendida, porque a partir dos requisitos de projeto de ambos e do uso da metodologia Ashby, foi possível a obtenção deles ($E^{1/3}/\rho$, $\delta y^{1/2}/\rho$, $E^{1/3}/C_m\rho$, $\delta y^{1/2}/C_m\rho$, $E^{1/2}/\rho$, $\delta y^{2/3}/\rho$, $E^{1/2}/C_m\rho$ e $\delta y^{2/3}/C_m\rho$) a fim de que o *software* CES pudesse selecionar, em conjunto com as restrições de propriedades, as mesmas ligas de alumínio das tabelas 14 e 15. Assim, com relação à comparação dos índices de mérito da liga do sistema Al-Mg-Sc AA5028-H116 com os das ligas tradicionalmente utilizadas nos componentes escolhidos, pode-se inferir que foi atendida, porque possuiu os índices $E^{1/3}/\rho$ igual a 1,571, $\delta y^{1/2}/\rho$ igual a 6,906, $E^{1/3}/C_m\rho$ igual a 0,084, $\delta y^{1/2}/C_m\rho$ igual a 0,367, $E^{1/2}/\rho$ igual a 3,19, $\delta y^{2/3}/\rho$ igual a 25,313, $E^{1/2}/C_m\rho$ igual a 0,17 e $\delta y^{2/3}/C_m\rho$ igual a 1,35 e além disso, foi o método decisivo para declarar a liga AA 5028-H116 como uma potencial opção de utilização nos revestimentos de fuselagem e longarinas das asas apesar de ela possuir maior custo.

7. SUGESTÕES PARA FUTUROS TRABALHOS

- Realização de mais investigações fundamentais sobre o enorme potencial de endurecimento do Sc que ainda não foi completamente explorado.
- Comparação das propriedades mecânicas do Scalmalloy® com as propriedades mecânicas de outras ligas metálicas usadas no setor de aeroespacial.
- Investigações mais aprofundadas sobre os parâmetros de temperatura e tempo durante o processamento de semiprodutos nas tecnologias de fundição em tiras, a fim de obter resultados ideais de endurecimento por envelhecimento.
- Estudo dos processos de fabricação e a influência deles na relação materiais x propriedades x custo.

8. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

1. Guia técnico do alumínio: Tratamento térmico do alumínio e suas ligas. Vol. 6. 2. ed. São Paulo: ABAL – Associação Brasileira do Alumínio, 2011. 152p.
2. Gruzleski, J. E.; Closset, B. M. The treatment of liquid aluminium-silicon alloys. American Foundrymen's Society, Inc. 1990. 256 p.
3. Dorward, R.C.; Pritchett, T.R. Advanced aluminium alloys for aircraft and aerospace applications. *Materials & Design*, v. 9, n. 2, p. 63–69, 1988.
4. Filatov, Y.A.; Yelagin, V.I.; Zakharov, V.V. New Al – Mg – Sc alloys. *Materials Science and Engineering A*, v. 280, p. 97–101, 2000.
5. Lenczowski, B.; Hack, T.; Wieser, D.; Tempus, G.; Fischer, G.; Becker, J.; Folkers, K.; Braun, R.; Lutjering, G. AlMgSc Alloys for Transportation Technology. *Materials Science Forum*, v. 331–337, p. 957–964, 2000.
6. Rambabu, P.; Prasad, N.E.; Kutumbarao, V.V.; Wanhill, R.J.H. Aluminium Alloys for Aerospace Applications. In: NE Prasad, RJH Wanhill (Ed.); *Aerospace Materials and Material Technologies*. Springer Singapore, 2017, p. 29–52.
7. Pacchione, M; Telgkamp, J. Challenges of the metallic fuselage. 25th international congress of the aeronautical sciences, 2006. Disponível em: <https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2006/PAPERS/195.PDF> Acesso em: 19 ago. 2021.
8. Malopheyev, S.; Mironov, S.; Kulitskiy, V.; Kaibyshev, R. Friction-stir welding of ultra- fine grained sheets of Al – Mg – Sc – Zr alloy. *Materials Science & Engineering A*, v. 624, p. 132–139, 2015.
9. Zhemchuzhnikova, D.; Mironov, S.; Kaibyshev, R. Fatigue Performance of Friction-Stir-Welded Al-Mg-Sc Alloy. *Metallurgical and Materials Transactions A*, v. 48, n. 1, p. 150–158, 2017.
10. Subbaiah, K. Tensile Properties and Microstructure of Friction Stir Welded Cast Al-Mg-Sc Aluminum Alloy. *Applied Mechanics and Materials*, v. 852, p. 375– 380, 2016.
11. Aerospace Aluminum AA5028 AlMgSc. Aleris, 2015. Disponível em <https://scandiummining.com/site/assets/files/5785/al-2342_012-aktualisierung-br-almgsc-2015-06-03-web.pdf> Acesso em: 18 de ago. de 2021.
12. Scalmetalloy®: Aluminum-Magnesium-Scandium Alloy. Airbus Group, 2016 . Disponível em <<http://www.technology-licensing.com/etl/int/en/What-we-offer/Technologies-for-licensing/Metallics-and-related-manufacturing-technologies/Scalmetalloy.html>> Acesso em: 18 de ago. de 2021.
13. Ahmad, Z. The properties and application of scandium-reinforced aluminum. *Jom*, v. 55, n. 2, p. 35–39, 2003.

14. Domack, M.S.; Dicus, D.L. Evaluation of Sc-Bearing Aluminum Alloy C557 for Aerospace Applications. *Materials Science Forum*, v. 396–402, p. 839–844, 2002.
15. Davis, J.R. *Aluminium and aluminium alloys*. ASM International, 2001, p 351-416. Disponível em: <<https://materialsdata.nist.gov/bitstream/handle/11115/173/Aluminum%20and%20Aluminum%20Alloys%20Davis.pdf?sequence=3&isAllowed=y>>. Acesso em: 18 de ago. de 2021.
16. Biblioteca Metais & Ligas de Alumínio/informações técnicas. Infomet. Disponível em: <<https://www.infomet.com.br/site/metais-e-ligas-conteudo-ler.php?codAssunto=57>>. Acesso em: 15 de set. de 2021.
17. Philipson, F.R.; Oliveira, G.G., 2º Seminário técnico de tratamento Térmico do Alumínio e suas Ligas – ABAL/SENAI, Osasco, 2002.
18. Rossi, V. L. Influência da composição química e dos parâmetros de processo sobre a Resistência à corrosão em peças fundidas usando as ligas de alumínio 356 e A 356. Dissertação de mestrado em Ciência e Engenharia de Materiais– UDESC, Joinville, 2004.
19. *Aluminum: Properties and Physical Metallurgy*, J.E.Hatch, ASM, Metals Park, USA, 1990.
20. Verran, G.O.; Moraes, A.C.; Verri, A.A. Influência da composição química na resistência à corrosão em ligas de alumínio de fundição. In: XV Seminário de Iniciação Científica da UDESC, 2005, Joinville. Anais do XV Seminário de Iniciação Científica da UDESC. Joinville: UDESC, 2005. v.1.
21. Lopes Junior, E. D. Caracterização da capacidade de alimentação e fluidez das ligas AlSi7Cu3Mg e AlSi10Mg(Cu). 2015. 138 p. Centro Federal de Educação Tecnológica de Minas Gerais, Belo Horizonte.
22. Apelian, D. *Aluminium Cast Alloys: Enabling tools for improved performance*. Illinois: North American Die Casting Association, 2009. 60p.
23. Dutto, R.; Rocha, V.; Correa, R.; Gomes, N. Treinamento aplicado a metalurgia do alumínio. *Nemak Brasil*. 2013, rev. 2.
24. Marquis, E.A.; Seidman, D.N. Nanoscale Structural Evolution of Al₃Sc Precipitates in Al(Sc) Alloys. *Acta Materialia*, v. 49, p. 1909–1919, 2001.
25. Fuller, C.B.; Krause, A.R.; Dunand, D.C.; Seidman, D.N. Microstructure and mechanical properties of a 5754 aluminum alloy modified by Sc and Zr additions. *Materials Science and Engineering A*, v. 338, n. 1–2, p. 8–16, 2002.
26. Besel, M.; Besel, Y.; Alfaro, U.; Kakiuchi, T.; Uematsu, Y. Fatigue behavior of friction stir welded Al – Mg – Sc alloy. *International Journal of Fatigue*, v. 77, p. 1–11, 2015.
27. Lathabai, S.; Lloyd, P.G. The effect of scandium on the microstructure, mechanical

properties and weldability of a cast Al-Mg alloy. *Acta Materialia*, v. 50, n. 17, p. 4275–4292, 2002.

28. Kendig, K.L.; Miracle, D.B. Strengthening mechanisms of an Al-Mg-Sc-Zr alloy. *Acta Materialia*, v. 50, n. 16, p. 4165–4175, 2002.

29. Dev, S.; Stuart, A.A.; Kumar, R.C.R.D.; Murty, B.S.; Rao, K.P. Effect of scandium additions on microstructure and mechanical properties of Al-Zn-Mg alloy welds. *Materials Science and Engineering A*, v. 467, n. 1–2, p. 132–138, 2007.

30. Røyset, J.; Ryum, N. Scandium in aluminium alloys. *International Materials Reviews*, v. 50, n. 1, p. 19–44, 2005.

31. Toropova, L.S.; Eskin, D.G.; Kharakterova, M.L.; Dobatkina, T.V. *Advanced Aluminum Alloys Containing Scandium – Structure and Properties*. Amsterdam: Gordon and Breach Science Publishers, 1998. 175p.

32. Vorel, M., *et al.* AlMgSc alloy 5028 status of maturation. 7th european conference for aeronautics and space sciences (EUCASS), p. 451–1, 2006. DOI: 10.13009/EUCASS2017-633

33. Watanabe, C.; Watanabe, D.; Monzen, R. Coarsening Behavior of Al₃Sc Precipitates in an Al – Mg – Sc Alloy. *Materials Transactions*, v. 47, n. 9, p. 2285– 2291, 2006.

34. Seidman, D.N.; Marquis, E.A.; Dunand, D.C. Precipitation strengthening at ambient and elevated temperatures of heat-treatable Al (Sc) alloys. *Acta Materialia*, v. 50, p. 4021–4035, 2002.

35. Jones, M.J.; Humphreys, F.J. Interaction of recrystallization and precipitation : The effect of Al₃Sc on the recrystallization behaviour of deformed aluminium. *Acta Materialia*, v. 51, p. 2149–2159, 2003.

36. Zhi-hong, J.I.A.; Røyset, J.; Solberg, J.K.; Qing, L.I.U. Formation of precipitates and recrystallization resistance in Al – Sc – Zr alloys. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, v. 22, p. 1866–1871, 2012.

37. Olea, C.A.W. Influence of Energy Input in Friction Stir Welding on Structure Evolution and Mechanical Behaviour of Precipitation-Hardening in Aluminium Alloys (AA2024-T351, AA6013-T6 and Al-Mg-Sc). 2008. 149f. Tese Doutorado em Engenharia- Mechanical Engineering Department. Ruhr Universität Bochum. Bochum, 2008.

38. Santos, J.F. Dos; Olea, C.A.W.; Coelho, R.S.; Kostka, A.; Paglia, C.S.; Ghidini, T.; Donne Eads, C.D. *Metallurgy and weld performance in friction stir welding*. Woodhead Publishing Limited, 2010. 314-410p.

39. Applications of Scandium in Al-Sc Alloys. Adopted from Ashurst Technology Web Page. Disponível em <<http://www.scandium.org/Sc-Al.html>> Acesso em: 19 de ago. de 2021.

40. Lehmhus, D. (2013). Structural materials and processes in transportation edited by Dirk Lehmhus ... [et al.]. (2nd ed.). Wiley-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA.
41. Breuer, U.P. Material Technology. In: Commercial Aircraft Composite Technology. Springer, Cham, 2016, p. 45–71.
42. Rioja, R. J; Liu, J. The Evolution of Al-Li Base Products for Aerospace and Space Applications, Metallurgical and Materials Transactions A, Bd. 43, p.3325–3337, 2012.
43. Jassim, Ahmad & Hammood, Ali. (2014). Single Roll Melt Spinning Technique Applied to Produce Micro Thickness Rapid Solidified Ribbons Type 5083 (Al-Mg) alloy. 10.13140/RG.2.1.3364.0489.
44. Jassim, Ahmad & Hammood, Ali. (2016). Science Direct-Single Roll Melt Spinning Technique Applied as a Sustainable Forming Process to Produce Very Thin Ribbons of 5052 and 5083 Al-Mg Alloys Directly from Liquid State.
45. RSP Technology RSA-501 AE Aluminum Super Alloy Datasheet, Songhan Plastic Technology Co., Ltd. Disponível em: < <http://www.lookpolymers.com/pdf/RSP-Technology-RSA-501-AE-Aluminum-Super-Alloy.pdf>> Acesso em: 19 de ago. de 2021.
46. Biblioteca Metais & Ligas de Alumínio/informações técnicas. Infomet. Disponível em: <<https://www.infomet.com.br/site/metais-e-ligas-conteudo-ler.php?codAssunto=55>> Acesso em: 15 de set. de 2021.
47. Malopheyev, S.; Kulitskiy, V.; Mironov, S.; Zhemchuzhnikova, D.; Kaibyshev, R. Friction-stir welding of an Al – Mg – Sc – Zr alloy in as-fabricated and work- hardened conditions. Materials Science & Engineering A, v. 600, p. 159–170, 2014.
48. Zhao, J.; Jiang, F.; Jian, H.; Wen, K.; Jiang, L.; Chen, X. Comparative investigation of tungsten inert gas and friction stir welding characteristics of Al- Mg-Sc alloy plates. Materials and Design, v. 31, n. 1, p. 306–311, 2010.
49. Riva, S.; Yusenko, K.; Lavery, N.; Jarvis, D. & Brown, S. (2016). The scandium effect in multicomponent alloys. International Materials Reviews, 61(3), 203-228. <http://dx.doi.org/10.1080/09506608.2015.1137692>
50. Røyset, J. Scandium in aluminium alloys overview: physical metallurgy, properties and applications. Hydro Alluminum R&D Sunndal-Metallurgical Science and Technology, p.11–19, 2007.
51. Alumínio alcança preço recorde de 3.382,50 dólares por tonelada após ataque contra Ucrânia. Economia uol, 2022. Disponível em: < [https://economia.uol.com.br/noticias/afp/2022/02/24/aluminio-alcanca-preco-recorde-de-338250-dolares-por-tonelada-apos-ataque-contra-ucrania.htm#:~:text=Londres%2C%2024%20Fev%202022%20\(AFP,militar%20russa%20contra%20a%20Ucr%C3%A2nia.>](https://economia.uol.com.br/noticias/afp/2022/02/24/aluminio-alcanca-preco-recorde-de-338250-dolares-por-tonelada-apos-ataque-contra-ucrania.htm#:~:text=Londres%2C%2024%20Fev%202022%20(AFP,militar%20russa%20contra%20a%20Ucr%C3%A2nia.>)>. Acesso em: 15, abrial e 2022.
52. The London Metal ExchangeLME-an HKEX Company. About Lithium. Disponível em: < <https://www.lme.com/Metals/EV/About-Lithium>> Acesso em: 19 de ago. de 2021.

53. Estrutura e sistemas de aeronaves. Força aérea portuguesa, 2008. Disponível em:<https://aamfes.emfa.pt/conteudos/documentos/disponibilidade/certificacao/compendios/estruturas_e_sistemas_de_aeronaves.pdf> Acesso em: 19 de ago. de 2021.
54. Fuselagem Aeroespacial: Mecânica de Precisão. Fatec SP. Disponível em: <<https://www.docsity.com/pt/fuselagem-aeroespacial-mecanica-de-precisao-fatec-sp/4799460/>> Acesso em: 19 de ago. de 2021.
55. Conheça mais uma força aerodinâmica que permite uma aeronave alçar voo. Hangar 33. Disponível em:<<http://blog.hangar33.com.br/conheca-mais-uma-forca-aerodinamica-que-permite-uma-aeronave-alcar-voo/>> Acesso em: 19 de ago. de 2021.
56. Venson, G.G. Conhecimentos técnicos de aeronaves. Unitau, 2011. Disponível em: <<https://docplayer.com.br/43976177-Fuselagem-da-aeronave.html>> Acesso em: 15 de set. de 2021.
57. Innovative Aluminum Lightweight Technologies for Aerospace Application. Amap Colloquium, 2016 Disponível em: <https://www.amap.de/fileadmin/files/Kolloquium/27._Kolloquium/2016_AMAP_Innovative_Aluminium__Blanka_Lenczowski_AGI-AMAP-S.PDF>. 2016. Acesso em: 29 de set de 2021.
58. Bruhn, E.F. *et al.* Analysis and Design of Flight Vehicle Structures. Tri-State Offset Company, 1973.
59. Alcoa mill products: Alloy 2024 sheet and plate. Alcoa Disponível em: <https://www.academia.edu/30694831/ALLOY_2024_SHEET_AND_PLATE_EXCELLENT_FATIGUE_PROPERTIES_CONSISTENT_PERFORMANCE. Acesso em: 19 de ago. de 2021.
60. Verma, B.B; Atkinson, J.D;Kumar, M. Study of fatigue behaviour of 7475 aluminium alloy, Bull. Mater. Sci. 24 (2)(2001) 231–236.
61. Warner, T. Recently-developed aluminium solutions for aerospace applications, in: Materials Science Forum, TransTech Publ, Vancouver, Canada, 2006.
62. Kim, S.T; Tadjiev, D; Yang, H.T; Fatigue life prediction under random loading conditions in 7475-T7351 aluminum alloy using the RMS model, Int. J. Damage Mech. p.89–102,2006.
63. Dursun, T; Soutis, C. Recent developments in advanced aircraft aluminium alloys, Mater. Des. 56 (2014) 862–871.
64. 7075 Aluminum: Get to know its properties and uses. Gabrian Team. Disponível em: <<https://www.gabrian.com/7075-aluminum-properties/>> Acesso em: 19 de ago. de 2021.
65. Alcoa mill products: Alloy 7050 sheet and plate. Alcoa Disponível em: <<https://www.yumpu.com/en/document/read/11385307/alloy-7050-plate-and-sheet-alcoa>> Acesso em: 19 de ago. de 2021.

66. Gloria, A.; Montanari, R.; Richetta, M.; Varone, A. Alloys for Aeronautic Applications: State of the Art and Perspectives. *Metals* 2019, 9, 662. <https://doi.org/10.3390/met9060662>
67. Slota, J.; Kubit, A.; Trzepieciński, T.; Krasowski, B.; Varga, J. Ultimate Load-Carrying Ability of Rib-Stiffened 2024-T3 and 7075-T6 Aluminium Alloy Panels under Axial Compression. *Materials* 2021, 14, 1176. <https://doi.org/10.3390/ma14051176>
68. Alcoa mill products: Alloy 7475 sheet and plate. Alcoa Disponível em: <<https://www.spacematdb.com/spacemat/manudatasheets/alloy7475techplatesheet>> Acesso em: 19 de ago. de 2021.
69. Longarinas—O que significa? Onde ficam? Disponível em <<https://wingsescola.com.br/longarinas-voce-sabe-o-que-significa/>> Acesso em: 19 ago. 2021.
70. Dharmendra. *et al.* “Design and Analysis of an Aircraft Wing Rib for Different Configurations.” (2020).
71. Crane, D.: Dictionary of Aeronautical Terms, third edition, page 305. Aviation Supplies & Academics, 1997. ISBN 1560272872 (em inglês)
72. Bharat, K. (2005). An Illustrated Dictionary of Aviation (em inglês). Nova York: McGraw Hill. ISBN 0071396063
73. Aluminum alloys for aerospace. Aerospace manufacturing and design. Disponível em: < <https://www.aerospacemanufacturinganddesign.com/article/aluminum-alloys-for-aerospace/>> Acesso em: 19 de ago. de 2021.
74. Queiroz, F.M.; Terada, M.; Bugarin, A.F.S.; de Melo, H.G.; Costa, I. Comparison of Corrosion Resistance of the AA2524-T3 and the AA2024-T3. *Metals* 2021, 11, 980. <https://doi.org/10.3390/met11060980>
75. Golden, P. A comparison of fatigue crack formation at holes in 2024-T3 and 2524-T3 aluminum alloy specimens. *Int. J. Fatigue* 1999, 21, 211–219.
76. Zhu,L; Li,N; Childs, P.R.N. Light-weighting in aerospace component and system design, Propulsion and Power Research, Volume 7, Issue 2, 2018, Pages 103-119, ISSN 2212-540X
77. DOT/FAA/AR, U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Office of Aviation Research, “MMPDS- Metallic Materials Properties Development and Standardization”, 2010.
78. Godefroid, L.B; Bastian, F.L.The Effects of Stress Ratio on Fatigue Behavior of Aluminum Alloys for Aeronautical Applications, In: international symposium on light metals processings and applications, CIM, Quebec, Canada, p. 667-676, 1993.
79. Starke Jr, E.A; Staley, J.T.Application of Modern Aluminum Alloys to Aircraft, Progress Aerospace Science, Vol. 32, p. 131-172, 1996.

80. Zehnder, J. Aluminum: Technology, Application, and Environment, a Profile of a Modern Metal, Pennsylvania: TMS Warrendale, p. 319, 1996.
81. Ashby, M.F.. Materials, Bicycles, and Design. Metallurgical and Materials Transactions A. V. 26A, pp. 3057-3065, 1995.
82. Callister, W.D. Ciência e engenharia de materiais: Uma introdução. São Paulo: LTC, 8ª edição, 2014.
83. Van Vlack, L.H. Princípios de ciências dos materiais. São Paulo: Edgar Blücher, 7ª reimpressão, 1985.
84. Ashby, M. *et al.* Selection strategies for materials and process, Materials Design, 25, p. 51-67, 2004.
85. Ashby, M. F. Seleção de materiais no projeto mecânico / Michael Ashby ; [tradução de Arlete Simille]. - Rio de Janeiro : Elsevier, 2012. Tradução de: Materials : engineering, science, processing and design Apêndice Inclui índice ISBN 978-85-352-4521-9 1.
86. Mouritz, A.P. Introduction to aerospace materials, Woodhead Publishing Limited, 2012.
87. Ashby, M. Materials Selection in Mechanical Design, 2th Edition, Elsevier 2011.
88. CES 2010 Edupack. Material and process selection charts. Disponível em: <<http://users.fs.cvut.cz/libor.benes/vyuka/engineeringmaterials/2-Materials-Charts-2010.pdf>> Acesso em: 19 de ago. de 2021.
89. Ashby, M. F.; Johnson, K. The art of materials selection. Oxford: Materials Today, p. 24-35, 2003
90. Kindlein Junior, W; Cândido, L.H. Collection of advanced studies in design: design and Sustainability I-Product's design and materials selection with focus on the 3R's. 2ª Edição. Local de publicação: EdUEMG - Editora da Universidade do Estado de Minas Gerais, 2013. ISBN 978-85-62578-34-2.
91. Antunes, R.A.; Salvador, C.A.F.; Oliveira, M.C.L.de. Materials Selection of Optimized Titanium Alloys for Aircraft Applications. Materials Research. 2018, v. 21, n.2. Disponível em: <<https://doi.org/10.1590/1980-5373-MR-2017-0979>>.
92. Immarigeon, J.P; Holt, R.T; Koul, A. K; Zhao, L;Wallace,W; Beddoes, J. C. Lightweight materials for aircraft applications, Materials Characterization, Bd.35, pp. 41-67, 1995.
93. Daudt, N.F. Seleção de Materiais-Materiais de Construção Mecânica II – DEM 1011. Departamento de Engenharia Mecânica. Universidade Federal de Santa Maria.2018.
94. Smith, B. The Boeing 777, Adv. Mater. Process. 161 (9) (2003) 41–44.

95. Chen, Y.Q; Pan, S.P; Zhou, M.Z; Yi, D.Q; Xu, D.Z; Xu, Y.F. Effects of inclusions, grain boundaries and grain orientations on the fatigue crack initiation and propagation behavior of 2524-T3 Al alloy, *Mater. Sci. Eng.: A* 580(2013) 150–158.
96. Marshall Space Flight Center. NASA Aerospace Materials Characteristics. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20180001137/downloads/20180001137.pdf>> Acesso em: 19 ago. 2021.
97. Li, J.X; Zhai, T; Garratt, M.D; Bray, G.H. Four-point-bend fatigue of AA 2026 aluminum alloys, *Metall. Mater. Trans.A: Phys. Metall. Mater. Sci.* 36 (9) (2005) 2529–2539.
98. Biblioteca Metais & Ligas de Alumínio/informações técnicas. Infomet. Disponível em:<<https://www.infomet.com.br/site/metais-e-ligas-conteudo-ler.php?codAssunto=50>> Acesso em: 15 de set. de 2021.
99. Yavuz, H. Materials Selection for Aircraft Skin Panels by Integrating Multiple Constraints Design with Computational Evaluations, *Procedia Structural Integrity*, Volume 21, 2019, Pages 112-119, ISSN 2452-3216, <https://doi.org/10.1016/j.prostr.2019.12.092>.
100. Alderliesten, R. (2018). Introduction to Aerospace Structures and Materials. Delft University of Technology. <https://doi.org/10.5074/t.2018.003>
101. Schlatter, S.; “Improvements of Mechanical Properties in Aluminum-Lithium Alloys”, Ruth & Ted Braun Awards for Writing Excellence, Sagina Valley State University, University Center, MI, 2013, p. 33.
102. Joshi, A.; “The new generation Aluminium Lithium Alloys” (PDF). Indian Institute of Technology, Bombay. Metal Web News. Consultado em 3 de março de 2007. Arquivado do original (PDF) em 28 de Setembro de 2007.
103. ASM Metals Reference Book, Third edition, Michael Baucio, Ed. ASM International, Materials Park, OH, 1993.
104. Wang, Y., Zhao, G. Hot Extrusion Processing of Al–Li Alloy Profiles and Related Issues: A Review. *Chin. J. Mech. Eng.* 33, 64 (2020). <https://doi.org/10.1186/s10033-020-00479-7>
105. Metals Handbook, Vol.2 - Properties and Selection: Nonferrous Alloys and Special-Purpose Materials, ASM International 10th Ed. 1990.
106. Aluminum 7475-T651. Matweb-Material Property Data, 2022. Disponível em: <<https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=6810de82af5b4b0b9803fd7c75361c19>>. Acesso em: 15, abril de 2022.
107. Bucci, R.J; Starke Jr, E.A. Selecting Aluminum Alloys to Resist Failure by Fracture Mechanisms. ASM Handbook, Volume 19: Fatigue and Fracture. p 771-812. University

of Virginia, Department of Materials Science and Engineering. DOI: 10.1361/asmhba0002406.

108. Aluminum 5182-H19. Matweb-Material Property Data, 2022. Disponível em: < <https://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?matguid=9ef482b0015a483194bc3d53e2bf52>>. Acesso em: 15, abril de 2022.

109. 5182-H19 Aluminum. Makeitfrom.com, 2020. Disponível em: < <https://www.makeitfrom.com/material-properties/5182-H19-Aluminum> >. Acesso em: 15, abril de 2022.

110. 5182-H19 Non-Heat Treatable Al Wrought Alloy. Matmatch GmbH, 2022. Disponível em: < <https://matmatch.com/es/materials/alud000157-5182-h19-non-heat-treatable-al-wrought-alloy> >. Acesso em: 15, abril de 2022.

111. Biblioteca Metais & Ligas de Alumínio/informações técnicas. Infomet. Disponível em:<<https://www.infomet.com.br/site/metais-e-ligas-conteudo-ler.php?codAssunto=53>> Acesso em: 15 de set. de 2021.

112. EN 573-3 Grade AW-5182-H19. Matmatch GmbH, 2022. Disponível em: < <https://matmatch.com/materials/alky1369-en-573-3-grade-aw-5182-h19> >. Acesso em: 15, abril de 2022.

113. Jin, Y.; Cai, P.; Tian, Q.B.; Liang, C.Y.; Ke, D.J.; Wang, G.; ZHAI, T. An experimental methodology for quantitative characterization of multi-site fatigue crack nucleation in high-strength Al alloys. *Fatigue Fract Engng Mater Struct*, 2016, 39, 696–711.

114. Alcoa mill products: Alloy 2026 products. Alcoa Disponível em: < <https://www.yumpu.com/en/document/read/21985853/2026-tech-sheetpdf-alcoa>> Acesso em: 19 de ago. de 2021.

115. Alcoa mill products: Alloy 2099-T83 and 2099-T8E67 Extrusions. Alcoa Disponível em: <<https://www.spacematdb.com/spacemat/manudatasheets/Alloy2099TechSheet.pdf>> Acesso em: 19 de ago. de 2021.

116. Department of Defense Handbook. Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures. Jan, 2003.

117. Monsalve, A.; Páez, M.; Toledano, M.; Artigas, A.; Sepúlveda, Y. and Valencia, Y.N. (2007), S-N-P curves in 7075 T7351 and 2024 T3 aluminium alloys subjected to surface treatments. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 30: 748-758. <https://doi.org/10.1111/j.1460-2695.2007.01134.x>

118. Smojver, I; Ivančević, D. Numerical simulation of bird strike damage prediction in airplane flap structure, *Composite Structures*, Volume 92, Issue 9, 2010, Pages 2016-2026, ISSN 0263-8223, <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2009.12.006>.

119. AA Standards Grade 7075 T7651. Matmatch GmbH, 2022. Disponível em: <

<https://matmatch.com/materials/alky2202-aa-standards-grade-7075-t7651>>. Acesso em: 15, abril de 2022.

120. Alcoa mill products: Alloy 7075 plate and sheet. Alcoa Disponível em: < <http://www.calm-aluminium.com.au/Documents/alloy7075techsheet.pdf>> Acesso em: 19 de ago. de 2021.

121. Jabra, J.; Romios, M.; Lai, J.; Lee, E.; Setiawan, M.; Lee, E. W.; Witters, J.; Abourialy, N.; Ogren, J. R.; Clark, R.; Oppenheim, T.; Frazier, W. E.; Es-Said, O. S. 2006, "The Effect of Thermal Exposure on the Mechanical Properties of 2099-T6 Die Forgings, 2099-T83 Extrusions, 7075-T7651 Plate, 7085-T7452 Die Forgings, 7085-T7651 Plate, and 2397-T87 Plate Aluminum Alloys," *Journal of Materials Engineering and Performance*, 15(5), pp. 601-607.

122. Abdulbaset A. F.; Hatab, A.M. Corrosion Behavior of the 8090-T851 Aluminum Alloy. *Journal of Engineering Research*. Department of Mechanical and Industrial Engineering, Al-Fateh University, Tripoli-Libya. Issue (6).September 2006

123. Alloy 2090-T83 Sheet Technical Data. Manualzz-The university manuals library, 2022. Disponível em: < <https://manualzz.com/doc/8828463/alloy-2090-t83-sheet-technical-data>>. Acesso em: 15, abril de 2022.

APÊNDICE 1- Resultados da seleção de ligas de alumínio com seus respectivos índices de materiais para revestimentos da fuselagem feita com o software Cambridge Engineering Selector 2019.

Liga	Módulo E (Gpa)	Tensão de escoamento σ_y (Mpa)	Densidade ρ (g/cm ³)	$E^{1/3}/\rho$ (GPa ^{1/3} /g/cm ³)	$\delta y^{1/2}/\rho$ (MPa ^{1/2} /g/cm ³)	$E^{1/3}/Cmp$ (GPa ^{1/3} /U\$/kg)	$\delta y^{1/2}/Cmp$ (MPa ^{1/2} /U\$/kg)	Custo (U\$/kg)
AA2024-T3	73,4	319,5	2,75	1,522	6,500	1,238	5,284	3,382
AA2524-T3	68,1	321,65	2,75	1,485	6,522	1,207	5,302	3,382
AA7050-T7	71,7	446	2,75	1,511	7,68	1,228	6,244	3,382
AA5028-H116	73	337,5	2,66	1,571	6,906	0,084	0,367	50
AA8090-T851	77	479	2,55	1,668	8,583	0,052	0,268	81,5
AA8091-T6	76,4	467,5	2,55	1,664	8,479	0,052	0,265	81,5
AA2090-T83	76	553	2,59	1,635	9,08	0,052	0,288	81,5
AA7075-T651	71,015	465	2,75	1,506	7,841	1,224	6,375	3,382
AA5182-H19	69,5	345	2,65	1,552	7,01	1,216	5,491	3,382
AA7475-T651	69,85	462,5	2,81	1,466	7,653	1,218	6,358	3,382
AA7075-T7651	70,5	437	2,85	1,45	7,335	1,221	6,180	3,382
AA7075-T7351	71,5	414	2,8	1,482	7,267	1,227	6,015	3,382
AA2026-T3511	73,77	344,58	2,8	1,498	6,63	1,24	5,488	3,382
AA7475-T75	70,5	511	2,75	1,502	8,220	1,221	6,683	3,382

*Os valores dos índices são baseados em valores médios das propriedades das ligas.

APÊNDICE 2- Resultados da seleção de ligas de alumínio com seus respectivos índices de materiais para longarinas das asas feita com o *software* Cambridge Engineering Selector 2019.

Liga	Módulo E (Gpa)	Tensão de escoamento σ_y (Mpa)	Densidade ρ (g/cm ³)	$E^{1/2}/\rho$ (GPa ^{1/2} /g/cm ³)	$\delta y^{2/3}/\rho$ (MPa ^{2/3} /g/cm ³)	$E^{1/2}/Cmp$ (GPa ^{1/2} /U\$/kg)	$\delta y^{2/3}/Cmp$ (MPa ^{2/3} /U\$/kg)	Custo (U\$/kg)
AA7075-T651	71,015	465	2,75	3,064	21,826	2,491	17,744	3,382
AA7475-T7	70,5	511	2,75	3,053	23,242	2,482	18,9	3,382
AA5028-H116	72	552,5	2,66	3,19	25,313	0,17	1,35	50
AA2024-T3	73,4	319,5	2,75	3,115	16,995	2,533	13,82	3,382
AA2524-T3	68,1	321,65	2,75	3,001	17,071	2,44	13,879	3,382
AA7050-T7	71,7	446	2,75	3,079	21,227	2,503	17,258	3,382
AA8090-T851	77	479	2,55	3,441	24,008	0,108	0,751	81,5
AA8091-T6	76,4	467,5	2,55	3,428	23,622	0,107	0,739	81,5
AA2090-T83	76	553	2,59	3,366	26,012	0,107	0,827	81,5
AA5182-H19	69,5	345	2,65	3,146	18,562	2,465	14,543	3,382
AA7475-T651	69,85	462,5	2,81	2,974	21,283	2,471	17,681	3,382
AA7075-T7651	70,5	437	2,85	2,946	20,206	2,482	17,025	3,382
AA7075-T7351	71,5	414	2,8	3,02	19,838	2,5	16,422	3,382
AA2026-T3511	73,77	344,58	2,8	3,068	17,554	2,539	14,531	3,382

*Os valores dos índices são baseados em valores médios das propriedades das ligas.