

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

MARCOS ROGÉRIO TAVARES FILHO

ANÁLISE DO COMPORTAMENTO ESTRUTURAL DA ASA DE UM CESSNA 172
SKYHAWK

Joinville

2022

MARCOS ROGÉRIO TAVARES FILHO

ANÁLISE DO COMPORTAMENTO ESTRUTURAL DA ASA DE UM CESSNA 172
SKYHAWK

Trabalho apresentado como requisito para obtenção do título de bacharel no Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial do Centro Tecnológico de Joinville da Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador: Dr. Marcos Alves Rabelo.

Joinville

2022

MARCOS ROGÉRIO TAVARES FILHO

ANÁLISE DO COMPORTAMENTO ESTRUTURAL DA ASA DE UM CESSNA 172
SKYHAWK

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial, na Universidade Federal de Santa Catarina, Centro Tecnológico de Joinville.

Joinville (SC), 09 de dezembro de 2022.

Banca Examinadora:

Dr. Marcos Alves Rabelo
Orientador
Universidade Federal de Santa Catarina

Dr. Rafael Gigena Cuenca
Avaliador
Universidade Federal de Santa Catarina

Dr. Vitor Takashi Endo
Avaliador
Universidade Federal de Santa Catarina

Dedico este trabalho a minha família.

AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer a todos que participaram da minha formação como Engenheiro Aeroespacial na Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC), meus pais, meu irmão, amigos e professores. Agradeço aos meus pais e ao meu irmão por sempre estarem comigo, darem suporte e incentivarem a realizar esta graduação. Agradeço aos meus amigos pelos momentos de diversão e por me ajudarem durante o curso. Agradeço aos professores pelos ensinamentos que adquiri ao longo do curso. Também agradeço ao meu orientador Marcos Alves Rabelo por ter aceito o convite de ser meu orientador e me auxiliar nas pesquisas e no desenvolvimento do meu Trabalho de Conclusão de Curso. Por fim agradeço aos professores Vitor Takashi Endo e Rafael Gigena Cuenca por aceitarem ao convite de praticarem da avaliação do meu Trabalho de Conclusão de Curso.

“Não existe triunfo sem perda, não há vitória sem sofrimento, não há liberdade sem sacrifício”

J.R.R. Tolkien

RESUMO

Neste trabalho realizou-se o estudo do comportamento estrutural da asa de uma aeronave. Tal estudo aborda três tipos diferentes de configurações (estrutura sem os painéis, com painéis e com strut), diferentes materiais (Al 6061, Al 2024 T6, Al 7075 T6 e Ti 6Al 4V) e para variações nas espessuras dos componentes estruturais e da área da seção transversal do strut. Para a realização do estudo utilizou-se programas como Solidworks e o Abaqus. A aeronave selecionada foi um Cessna 172 Skyhawk, pois é uma aeronave de pequeno porte e também muito utilizada para treinamento de pilotos. O estudo foi desenvolvido considerando-se o voo em cruzeiro. O objetivo principal foi a análise dos valores de tensões e deflexão referentes as diferentes configurações, materiais, espessuras e diferentes valores da área da seção transversal do strut para obter uma melhor compreensão do comportamento estrutural da asa de uma aeronave.

Palavras-chave: Cessna 172 Skyhawk. Comportamento Estrutural. Solidwoks, Abaqus. Estrutura da Asa.

ABSTRACT

In this work, the structural behavior of an aircraft wing was studied. This study covers three different types of configurations (structure without panels, with panels and with strut), different materials (Al 6061, Al 2024 T6, Al 7075 T6 and Ti 6Al 4V) and for variations in the thicknesses of the structural components and the cross-sectional area of the strut. To perform the study, programs such as Solidworks and Abaqus were used. The aircraft selected was a Cessna 172 Skyhawk, because it is a small aircraft and also widely used for pilot training. The study was developed considering the cruise flight. The main objective was to analyze the values of stresses and deflection referring to different configurations, materials, thicknesses and different values of the cross-sectional area of the strut to obtain a better understanding of the structural behavior of the aircraft wing.

Keywords: Cessna 172 Skyhawk. Structural Behaviour. Solidwoks, Abaqus. Wing Structure.

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	15
1.1. OBJETIVOS	18
1.1.1. Objetivo Geral	18
1.1.2. Objetivos Específicos	18
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	19
2.1 COMPONENTES ESTRUTURAIS DA ASA	19
2.1.1 Painéis	19
2.1.2 Nervuras	20
2.1.3 Longarinas	22
2.1.4 Strut-Braced Wing (SBW)	23
2.2 MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS (MEF)	24
2.2.1 Geometria da Asa:	26
2.2.2 Malha	26
2.3 MATERIAIS	27
2.3.1 Ligas de Alumínio	27
2.3.2 Ligas de Titânio	28
2.4 SOLICITAÇÕES DAS ASAS	29
2.4.1 Flexão	29
2.4.2 Torção	29
2.4.3 Flambagem	30
3. METODOLOGIA	32
3.1. MODELAGEM	32
3.2. CARREGAMENTO	33
3.3. SIMULAÇÃO	34
3.3.1. MALHA	36
4. RESULTADOS	37
4.2. RESULTADO DAS TENSÕES DE VON MISES	39
4.3. RESULTADOS DOS DESLOCAMENTOS	41
5. ANÁLISE	45
6. CONCLUSÃO	59
REFERÊNCIAS	61
APENDICE A	64

APENDICE B	66
APENDICE C	68
APENDICE D	73

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Estudo da estrutura da asa – 1490	15
Figura 2 – 14-BIS	16
Figura 3 – Painéis	20
Figura 4 – Nervuras.....	21
Figura 5 – Longarinas	22
Figura 6 Configurações de asa com strut.....	24
Figura 7 – Cessna 172 Skyhawk.....	26
Figura 8 - Geometria do Cessna 172 Skyhawk	33
Figura 9 - Forças aplicadas nas longarinas.....	35
Figura 10 – Tensão de von Mises na estrutura sem strut X Número de elementos da malha	37
Figura 11 – Tensão de Von Mises na estrutura com strut X Número de elementos da malha	37
Figura 13 -Fonte: Deslocamento da região superior da longarina frontal (estrutura sem strut) X Número de elementos da malha	38
Figura 12 – Deslocamento da região superior da longarina frontal (estrutura com strut) X Número de elementos da malha.....	38
Figura 14 – Pontos de interesse da estrutura sem painéis para malha de 112175 elementos.....	41
Figura 15 – Pontos de interesse da estrutura sem painéis para malha de 420508/1 elementos.....	41
Figura 16 - Tensão de von Mises desenvolvida na estrutura com os painéis	45
Figura 17 - Tensão de von Mises desenvolvida na estrutura sem os painéis	45
Figura 18 - Comparação das tensões nas estruturas com e sem painéis.....	45
Figura 19 - Estrutura sem strut.....	46
Figura 20 - Estrutura com strut.....	46
Figura 21 - Tensão de von Mises desenvolvida na longarina frontal devido a adição do strut	47
Figura 22 - Tensão de von Mises desenvolvida na longarina frontal devido a variação da área da seção transversal do strut	47
Figura 23 - Tensão de von Mises desenvolvida no strut devido a variação da área da seção transversal	48

Figura 24 - Tensão de von Mises desenvolvida no strut (Sem variação da área da seção transversal do strut)	48
Figura 25 - Deslocamento da Região central da longarina traseira (Sem Painéis) ...	49
Figura 26 – Deslocamento da região central da longarina frontal (Sem Painéis).....	49
Figura 27 – Asa sem painéis sem apresentar torção	49
Figura 28 - Asa sem painéis sujeita a torção.....	50
Figura 29 – Deslocamento da região central da longarina traseira (Com Painéis)....	50
Figura 30 – Deslocamento da região central da longarina frontal (Com Painéis).....	50
Figura 31 – Asa com painéis sem torção	51
Figura 32 - Asa com painéis sujeita a torção.....	51
Figura 33 – Deslocamento da longarina frontal (Sem variação da área da seção transversal do strut).....	52
Figura 34 – Deslocamento da longarina traseira (sem Variação da área da seção transversal do strut).....	52
Figura 35 – Deslocamento da longarina frontal (Com variação da área da seção transversal do strut).....	52
Figura 36 – Deslocamento da longarina traseira (Com variação da área da seção transversal do strut).....	53
Figura 37 – Deslocamento da região de conexão strut-longarina (Sem variação da seção transversal do strut)	53
Figura 38 – Deslocamento da região de conexão strut-longarina (Sem variação da seção transversal do strut)	53
Figura 39 – Asa com Strut sem torção	54
Figura 40 – Asa com Strut sujeita a torção	54

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Propriedades das ligas de alumínio	28
Tabela 2 - Propriedades da liga de titânio	28
Tabela 3 – Tipos e números de elementos das malhas	36
Tabela 4 – Caso 1 (112175 elementos): Máxima tensão de von Mises (MPa)	39
Tabela 5 – Caso 2 (420508 elementos): Máxima tensão de von Mises (MPa)	39
Tabela 6 – Caso 3 (420509 elementos): Máxima tensão de von Mises na longarina frontal (MPa).....	40
Tabela 7 – Caso 3 (420509 elementos): Tensão de von Mises desenvolvida no strut (MPa)	40
Tabela 8 – Caso 4 (420509 elementos): Máxima tensão de von Mises na longarina frontal (MPa).....	40
Tabela 9 – Caso 4 (420509 elementos): Tensão de von Mises desenvolvida no strut (MPa)	41
Tabela 10 – Caso 1 (112175 elementos): Deslocamentos da parte central da longarina frontal (mm)	42
Tabela 11 – Caso 1 (112175 elementos): Deslocamentos da parte central da longarina traseira (mm)	42
Tabela 12 – Caso 2 (420508 elementos): Deslocamentos da parte central da longarina frontal (mm)	42
Tabela 13 – Caso 2 (420508 elementos): Deslocamentos da parte central da longarina traseira (mm)	43
Tabela 14 – Caso 3 (420509 elementos): Deslocamentos da parte central da longarina frontal (mm)	43
Tabela 15 – Caso 3 (420509 elementos): Deslocamentos da parte central da longarina traseira (mm)	43
Tabela 16 – Caso 4 (420509 elementos): Deslocamentos da parte central da longarina traseira (mm)	44
Tabela 17 – Caso 4 (420509 elementos): Deslocamentos da região de conexão entre strut e longarina frontal (mm)	44
Tabela 18 - Massa das estruturas com painéis e sem painéis	55
Tabela 19 - Massa para a estrutura com strut com variação da área da seção transversal.....	55

Tabela 20 – Comparação dos deslocamentos das estruturas.....	56
Tabela 21 – Carga crítica no strut com extremidades pinadas.....	56
Tabela 22 – Tensão crítica no strut com extremidades pinadas	57
Tabela 23 – Carga crítica no strut com extremidades engastadas.....	57
Tabela 24 – Tensão crítica no strut com extremidades engastadas	57
Tabela 25 – Tensões máximas apresentadas nas estruturas	66
Tabela 26 – Tensões máximas apresentadas nas estruturas em relação a área da seção transversal do strut	66
Tabela 27 – Tensão no strut sem variação da área da seção transversal	66
Tabela 28 – Tensão no strut com variação da área da seção transversal	67
Tabela 29 – Deslocamentos da região superior da longarina frontal	68
Tabela 30 – Deslocamento da região superior da longarina frontal com variação da área da seção transversal do strut	68
Tabela 31 – Deslocamentos da região central da longarina frontal.....	68
Tabela 32 – Deslocamento da região central da longarina frontal com variação da área da seção transversal do strut	69
Tabela 33 – Deslocamentos da região inferior da longarina frontal	69
Tabela 34 – Deslocamento da região central da longarina frontal com variação da área da seção transversal do strut	69
Tabela 35 – Deslocamentos da região superior da longarina traseira	70
Tabela 36 – Deslocamento da região superior da longarina traseira com variação da área da seção transversal do strut	70
Tabela 37 – Deslocamentos da região central da longarina traseira.....	70
Tabela 38 – Deslocamento da região central da longarina traseira com variação da área da seção transversal do strut	71
Tabela 39 – Deslocamentos da região inferior da longarina traseira	71
Tabela 40 – Deslocamento da região inferior da longarina traseira com variação da área da seção transversal do strut	71
Tabela 41 - Deslocamento da região de conexão strut-longarina sem variação da área da seção transversal do strut	71
Tabela 42 - Deslocamento da região de conexão strut-longarina com variação da área da seção transversal do strut	72
Tabela 43 - Coeficientes de Sustentação (CI) e Coeficientes de momento em 1/4 de corda para um lado da asa.....	73

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

FAB – Força Aérea Brasileira

CAD – Computer Aided Design

CAE – Computer Aided Engineering

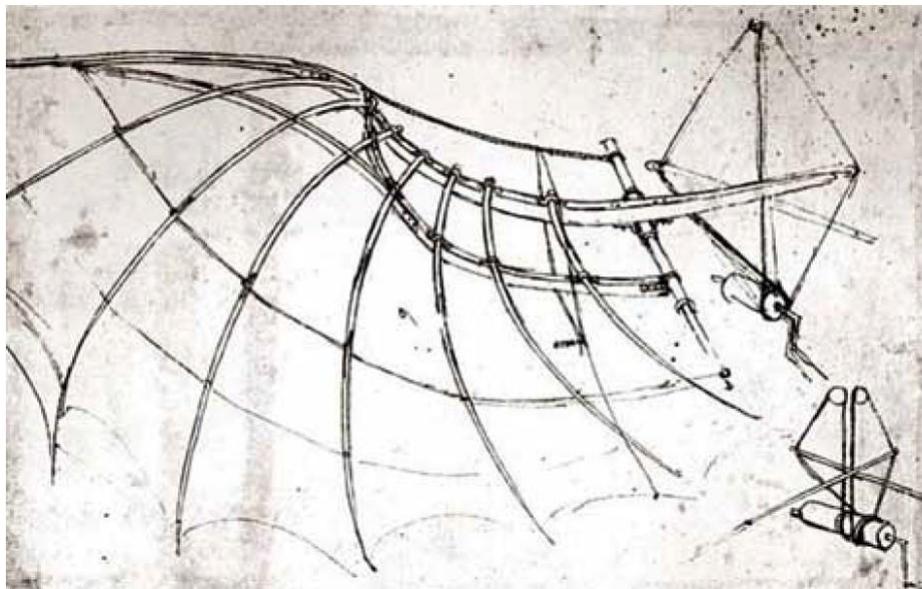
MEF – Método dos Elementos Finitos

UHARW – Ultra –High Aspect Ratio Wings

1. INTRODUÇÃO

Pode-se perceber que o desejo voar remonta a tempos antigos e isso pode ser visto nesta mitologia grega, como no Mito de Ícaro. Assim como no mito de Ícaro o desejo de voar como os pássaros pode ser visto nas invenções de Leonardo da Vinci. Durante o Século XV, Leonardo da Vinci elaborou esboços de propostas de máquinas voadoras, fruto, sobretudo, da observação do voo das aves. Foram os primeiros estudos relativamente técnicos sobre as possibilidades do voo por seres humanos. Da Vinci corretamente concluiu que era o movimento da asa em relação ao ar que produzia a reação resultante necessária para voar. No entanto, suas especulações foram falhas porque ele se ateu à ideia das asas móveis como a dos pássaros, para impulsionar o homem ao voo como apresentado na figura 1 (Campos, 2011).

Figura 1 – Estudo da estrutura da asa – 1490



Fonte: Campos (2011)

Anos mais tarde, a ideia de usar as asas como meio de propulsão foi substituída pela utilização de asas fixas e do meio mecânico como propulsor. A história credits Orville e Wilbur Wright por voarem a primeira aeronave do mundo, mas foi o baronete de Yorkshire Sir George Cayley quem primeiro propôs, propôs e publicou os princípios da aerodinâmica moderna. Foi George Cayley que, mais de

um século antes de os irmãos Wright levantarem voo, apresentou o conceito do avião moderno como uma máquina voadora de asa fixa, em oposição às cômicas máquinas aladas que muitos de seus predecessores haviam imaginado. Foi George Cayley quem propôs sistemas separados para sustentação, propulsão e controle, e foi ele quem primeiro identificou as forças de quatro vetores que influenciam uma aeronave: empuxo, sustentação, arrasto e peso. Ele também descobriu a importância das asas arqueadas, a forma curva característica que é fundamental para o voo (Patowary, 2020).

Outros grandes contribuidores para a invenção do avião foram os Irmãos Wright. Desde 1890, os irmãos Wright já faziam pesquisas sobre os voos planadores do alemão Otto Lilienthal, um dos pioneiros da aviação. As pesquisas e experiências para a construção de um avião motorizado tomaram forma em 1900, quando os irmãos iniciaram a construção do primeiro planador que era capaz de carregar um homem. O segundo planador era semelhante ao primeiro, mas tinha uma envergadura maior. Em 1902, eles construíram o terceiro planador com um leme traseiro que servia para controlar a guinada. No dia 17 de abril de 1903, os irmãos realizaram o primeiro voo com o planador Wright, o primeiro avião motorizado, mais pesado que o ar, com o voo controlado e com um piloto a bordo (Frazão, 2017).

Figura 2 – 14-BIS



Fonte: FAB (2020)

Um dos primeiros a compreender as vantagens do motor à gasolina na aviação foi Santos Dumont, que passou a utilizar motores de motocicleta e de automóveis nos seus dirigíveis. O passo seguinte foi partir para a construção de um aeroplano. Para isso, Santos Dumont baseou-se no desenho de pipas-caixa, conhecidas como “pipas de Hargreave” (devido ao seu inventor, o australiano Lawrence Hargrave) (Campos, 2011). E segundo o Museu Aeroespacial da Força Aérea Brasileira (FAB, 2022), em 23 de outubro de 1906 Santos Dumont marcou seu nome na história com o primeiro avião a conseguir a decolar por seus próprios meios, o voo do *14-Bis*, tal aeronave pode ser vista na figura 2 (FAB, 2020).

Nos anos seguintes ao voo do *14-Bis*, a aviação evoluiu e chegou nos tempos atuais a níveis tecnológicos avançados. Segundo Mouritz (2012), O principal critério usado na seleção de materiais para a primeira geração de aeronaves (1903-1930) foi a força máxima para o peso mínimo e, portanto, o material escolhido era a madeira. Atualmente com o avanço das tecnologias a madeira deu lugar a materiais mais avançados como o alumínio, titânio e materiais compósitos.

Também é importante ressaltar que muitas evoluções e melhorias em aeronaves decorreram de falhas e acidentes catastróficos, portanto, é essencial que estudos sobre tais casos sejam feitos para que não ocorram novamente, como em 5 de dezembro de 2012, que um acidente aéreo envolvendo uma aeronave agrícola foi noticiado pelo portal de notícias R7, pois as duas asas da aeronave saíram do lugar quando a mesma começava a ganhar altitude (Portal R7, 2021). Para contribuir com os estudos que evitam acidentes como esse, o presente trabalho tem como objetivo o estudo do comportamento estrutural da asa de um avião.

Uma aeronave possui várias partes e componentes e uma delas são as asas, com as quais são geradas as forças de sustentação para que o avião decole e se sustente no ar. Existem várias configurações de asas e diversos tipos de aeronaves, e neste trabalho será utilizada como referência uma aeronave civil de pequeno porte e muito utilizada para treinamento de novos pilotos, o Cessna 172 Skyhawk, que apresenta asas altas e geometria variável. Dentre os componentes estruturais das asas desta aeronave estão as nervuras, longarinas, painéis, struts e estruturas de fixação.

O estudo do comportamento estrutural da aeronave escolhida foi realizado por meio da utilização de programas como Computer Aided Design (CAD) e Computer Aided Engineering (CAE). Primeiramente, a estrutura foi modelada de

forma simplificada no Solidworks e posteriormente exportada para o Abaqus, onde foram feitas várias simulações para diversas configurações e os dados obtidos foram comparados para melhor compreensão das estruturas da asa.

1.1. OBJETIVOS

O objetivo deste trabalho será analisar o comportamento estrutural de uma asa de um avião de pequeno porte.

1.1.1. Objetivo Geral

Analisar o comportamento estrutural da asa de um avião Cessna 172 Skyhawk com o uso de strut.

1.1.2. Objetivos Específicos

Dentre os objetivos específicos deste trabalho, pode-se citar:

- Modelar a asa da aeronave em Solidworks;
- Obter os dados de força e sustentação atuantes na asa;
- Realizar simulações para diferentes valores de espessura dos componentes principais da asa, diferentes áreas de seção transversal do strut e diferentes materiais;
- Analisar e comparar os dados obtidos das simulações.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo serão apresentados informações e teorias necessárias para o desenvolvimento do trabalho. Dentre os itens que serão apresentados neste capítulo temos: estruturas que compõem a asa, materiais, forças que agem na estrutura e dentre outros.

2.1 COMPONENTES ESTRUTURAIS DA ASA

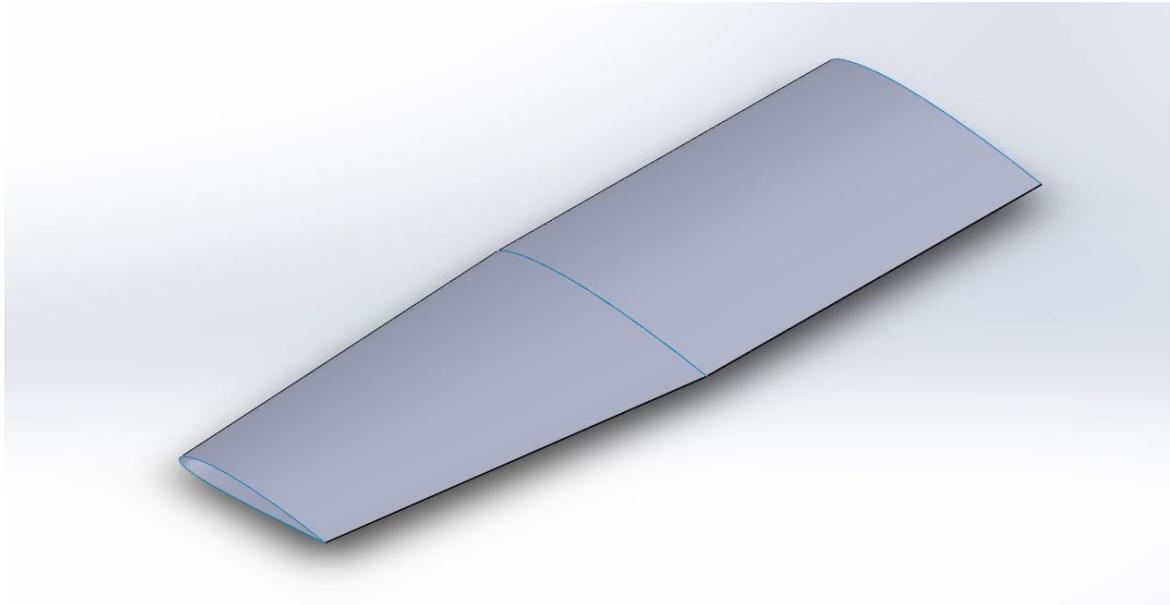
A estrutura de uma aeronave ou uma embarcação marítima geralmente possui dupla função: (i) transmitir e resistir ao fluido e outras forças que são aplicadas ao veículo; e (ii) atuar como uma cobertura que fornece uma forma aerodinâmica ou hidrodinâmica que protege o conteúdo do veículo do meio ambiente (DONALDSON, 2008).

A asa de uma aeronave é composta por vários componentes estruturais, os quais possuem funções diferentes em relação as cargas aerodinâmicas. Dentre os componentes presentes na estrutura de uma asa tem-se: painéis, nervuras, longarinas, strut e reforços. Neste trabalho serão descritos os quatro primeiros, pois a aeronave selecionada é de pequeno porte e a asa foi modelada contendo apenas estes componentes.

2.1.1 Painéis

A primeira função dos painéis da asa é formar uma superfície impermeável para suportar as pressões aerodinâmicas. Essas forças aerodinâmicas são transmitidas as longarinas e nervuras pela ação da placa e da membrana. A resistência às cargas de cisalhamento e torção é fornecida por tensões de cisalhamento desenvolvidas na pele e nas longarinas, enquanto que as cargas axiais e de deflexão são reagidas pela ação combinada dos painéis e longarinas (MEGSON, 2017). Os painéis podem ser visualizados na figura 3.

Figura 3 – Painéis



Fonte: Autor (2022)

Segundo Donaldson (2008) em estruturas semi-monocoque e marinhas a "cobertura" ou "pele" tem as seguintes funções estruturais:

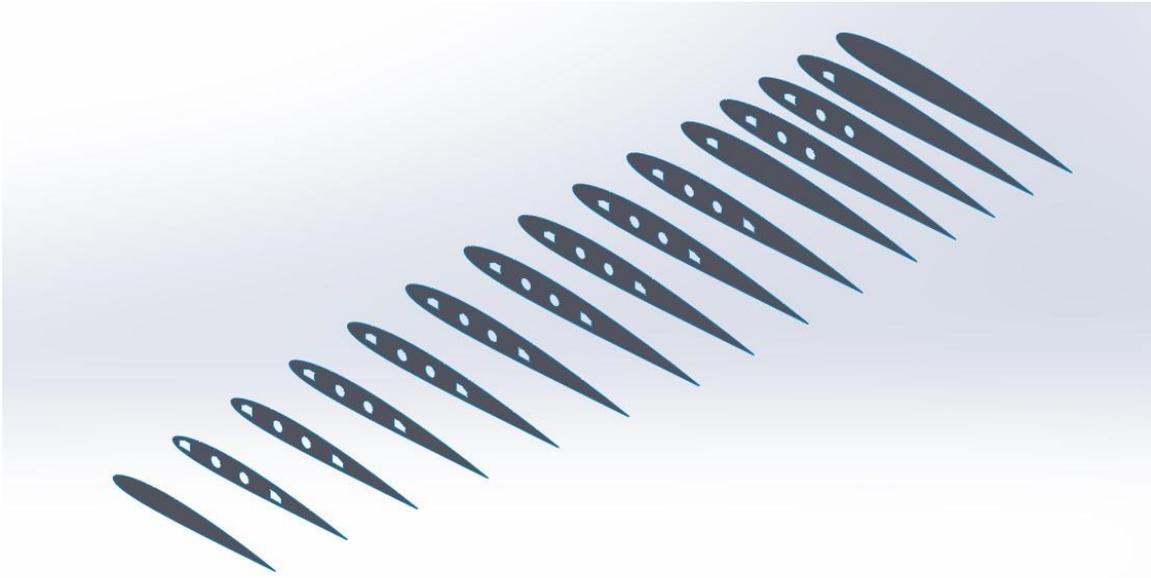
- Transmite forças fluidas aos membros de apoio longitudinais e transversais por ação da placa e membrana.
- Desenvolve tensões de cisalhamento que reagem aos momentos de torção aplicados e às forças de cisalhamento.
- Atua com os membros longitudinais na resistência à flexão aplicada e às cargas axiais.
- Atua com os membros longitudinais na resistência à carga axial e com os membros transversais na reação ao arco ou carga circunferencial quando a estrutura é pressurizada.

2.1.2 Nervuras

As nervuras possuem a função de fornecer a conformação para a asa. A forma da seção transversal é governada por considerações aerodinâmicas. Atuam também com a pele na resistência às cargas de pressão aerodinâmica distribuída; eles distribuem cargas concentradas na estrutura e redistribuem as tensões em torno de descontinuidades, como poços do material rodante, painéis de inspeção e

tanques de combustível, na superfície da asa Megson (2017). As nervuras podem ser visualizadas na figura 4.

Figura 4 – Nervuras



Fonte: Autor (2022)

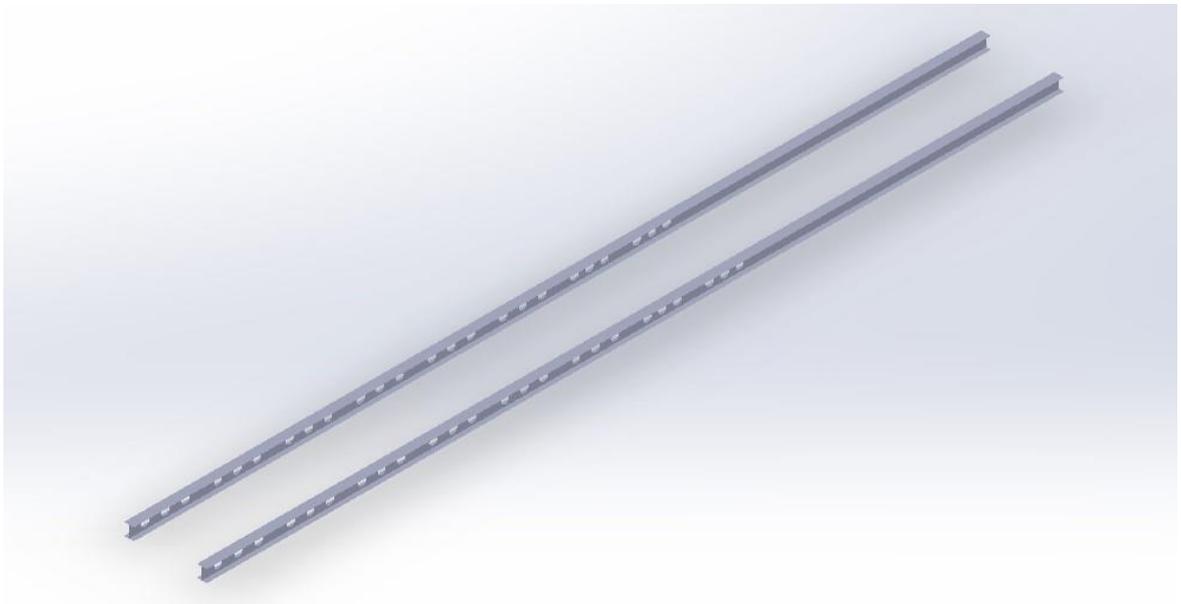
Segundo Niu (1989) as nervuras da asa transmitem as seguintes forças:

- Cargas primárias – atuando sobre as nervuras estão as cargas do ar e as transferem para as longarinas.
- Cargas de inércia – combustível, estrutura, equipamentos, alojamentos externos (mísseis, foguetes, etc.).
- Cargas de esmagamento devido a flexão – quando as asas estão sujeitas a cargas de flexão, a flexão das asas como um todo tende a produzir cargas de atuação interna nas nervuras. Como as cargas de ação interna são dirigidas de forma oposta no lado de tensão e compressão, elas tendem a comprimir as nervuras.
- Redistribuir cargas concentradas – tais como cargas da nacele e trens de pouso para as longarinas e painéis.
- Suportar membros – tais como os reforços de painéis em compressão e cisalhamento.
- Tensões diagonais dos painéis – quando os painéis da asa se enrugam em um campo de tensão diagonal, a nervura atua como um membro de compressão

2.1.3 Longarinas

Dentre os componentes estruturais da asa, as longarinas são responsáveis por resistir as cargas de cisalhamento. Segundo Niu (1989), as cargas de ar atuam diretamente nos painéis da asa que transmitem as cargas para as nervuras. As nervuras transmitem as cargas de cisalhamento para as longarinas e distribuem a carga entre elas na proporção da rigidez da alma. As longarinas podem ser visualizadas na figura 5.

Figura 5 – Longarinas



Fonte: Autor (2022)

O uso de várias longarinas permite uma redução das tensões nas nervuras e também fornece um melhor suporte para o material de flexão no sentido do vão (NIU,1989).

A longarina traseira deve estar localizada em uma posição adequada, deixando espaço suficiente para os flaps e para o alojamento dos controles para operar os flaps, ailerons e os spoilers. Um deslocamento para trás desta longarina aumenta a área da caixa de torção (e consecutivamente o espaço de armazenamento de combustível), mas a redução da altura da seção a tornará menos eficiente em flexão. Critérios similares se aplicam à longarina dianteira quando ela é movida para frente. Observa-se que a melhor posição em relação a

corda para os flaps é cerca de 25% da corda da asa, mas sistemas de flaps ranhurados altamente eficientes são mais eficazes para flaps até 35% ou até 40% da corda da asa. Em geral, a longarina dianteira está localizada em cerca de 15% da corda, a longarina traseira em 55 a 60% (NIU,1989).

Segundo Donaldson (2008), uma das principais razões para se ter pelo menos duas longarinas em uma asa é que, junto com os painéis que cobre essas longarinas, elas formam uma "caixa de torção" que aumenta muito a rigidez de torção da asa. Uma viga de torção flexível está aberta à falha devido a instabilidades tais como instabilidades e vibração.

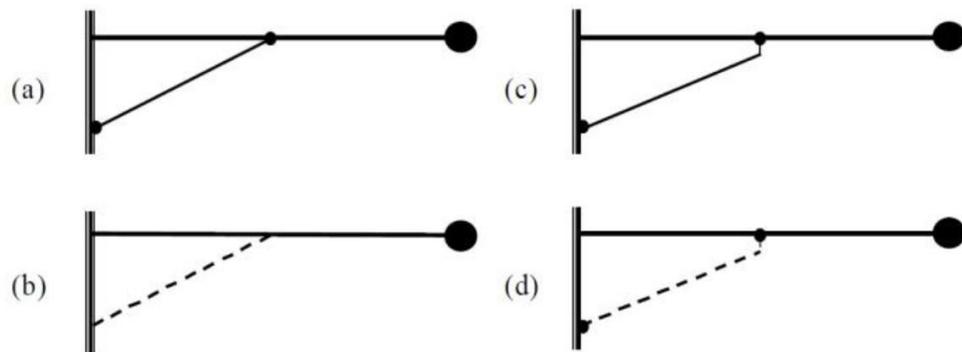
2.1.4 Strut-Braced Wing (SBW)

Nos últimos anos tem ocorrido diversas discussões sobre sustentabilidade e uma busca nos meios de transporte por redução de gases poluentes e neste sentido, metas de sustentabilidade cada vez mais rigorosas foram apresentadas pela NASA e pela comissão europeia, com o objetivo de redução de significativa de CO₂ e Nox. Uma das formas que tem sido estudadas para melhorar a performance de aeronaves e contribuir com os objetivos estabelecidos pela NASA e pela comissão europeia, são aeronaves ultra-high aspect ratio wings (UHARW), ou seja, aviões que possuem asas altas e com elevada razão de aspecto.

Segundo Ma, Karpuk e Elham (2022), o momento de flexão das asas do UHARW é drasticamente maior do que o das asas convencionais. Portanto, a penalidade de peso estrutural da asa será enorme se não houver projetos ou estruturas adicionais para auxiliar a UHARW. O strut da aeronave SBW poderia reduzir o momento máximo de flexão na estrutura da asa em quantidades significativas, normalmente até 50%, o que reduzirá significativamente o peso da asa, aumentando assim a envergadura da asa e reduzindo a espessura da asa e sweep.

A configuração de Strut-Braced Wing (SBW) é construída com uma seção de aerofólio mais fina com maior razão de aspecto suportada por um strut conectado à empenagem; este strut também alivia os momentos de flexão (Ferreiro, 2020). Existem várias configurações para o SBW que podem ser visualizados na figura 2 abaixo:

Figura 6 Configurações de asa com strut



Configurações de asa com strut: (a) strut em tensão sem compensação (b) strut em compressão sem compensação (c) strut em tensão com compensação (d) strut em compressão com compensação.

Fonte: Naghshineh-Pour (1998, p. 12)

No presente trabalho a configuração a ser estudada é a apresentada em (a), pois é a configuração utilizada no Cessna 172 Skyhawk.

Em geral, o strut é considerado como um elemento estrutural sem qualquer contribuição de sustentação para a aeronave em cruzeiro, porque qualquer quantidade significativa de sustentação produzida no strut teria um impacto adverso sobre a estrutura da asa. Do ponto de vista estrutural, o strut pode ser projetado em forma de fuso, uma vez que a corda é dimensionada para flambagem, o que não é crítico na posição de fixação. O strut é projetado para ser fixado à longarina dianteira da asa e a outra extremidade é fixada à estrutura de fixação do trem de pouso principal da fuselagem (MA; KARPUK; ELHAM, 2022).

2.2 MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS (MEF)

No dia a dia de um engenheiro é corriqueiro o uso de várias formulas e tabelas para o projeto dos mais diversos tipos de estruturas ou solução de diversos problemas. Muitas das vezes, as soluções podem ser conseguidas por equações e métodos já conhecidos de forma analítica, mas para problemas muito complexos, a solução analítica se torna inviável e então adota-se soluções numéricas para a solução de tais problemas.

Os métodos analíticos clássicos permitem o cálculo da resposta exata dos deslocamentos, deformações e tensões na estrutura em todos os seus pontos, isto é, nos seus infinitos pontos, porém essas soluções são somente conhecidas para alguns casos, que fogem da maioria das aplicações práticas que encontramos no dia a dia. Seria interessante desenvolver procedimentos aproximados, que pudessem ser aplicados em caráter geral, independente da forma da estrutura e da condição de carregamento, dentro de uma precisão aceitável de engenharia. Esse caminho alternativo aos procedimentos analíticos clássicos constitui o foco central do estudo e que dará origem ao Método dos Elementos Finitos (Alves Filho, 2002).

Segundo Logan (2007), O desenvolvimento moderno do Método dos Elementos Finitos começou na década de 1940 no campo da engenharia estrutural com o trabalho de Rennikoff em 1941 e McHenry em 1943, que usavam uma rede de elementos lineares (unidimensionais) (barras e vigas) para a solução de tensões em sólidos contínuos.

Segundo Ferreira (2020), as etapas que são realizadas no método podem ser reduzidas em:

- Discretizar a estrutura real em um modelo teórico, utilizando elementos de malha consistentes com a estrutura a ser analisada.
- Calcular a matriz de rigidez de cada elemento da malha é essencial para que o método seja realizado. A matriz de rigidez é definida por Logan (2007), como uma matriz que relaciona os deslocamentos nodais e as forças de um único elemento.
- Monte a matriz de rigidez global considerando as contribuições de cada elemento. O tamanho da matriz será definido pelo número de graus de liberdade da estrutura, esta etapa mostra a maior complexidade do método.
- Uma vez estabelecida a matriz de rigidez da estrutura, as condições de contorno serão aplicadas. No escopo deste projeto, as condições de contorno são todas aquelas forças às quais a aeronave está submetida, bem como suas restrições.
- A solução completa do problema será encontrada quando os deslocamentos em cada junta e as forças ou as reações forem calculadas.

Assim, após o cálculo das forças, reações e deslocamento das juntas é possível realizar o cálculo das tensões que estão presentes nas estruturas das asas e do strut durante o voo.

2.2.1 Geometria da Asa:

Para o uso do Método dos Elementos Finitos (MEF) via Abaqus se faz necessário a modelagem da estrutura da asa de acordo com a geometria da aeronave que se pretende estudar. No presente trabalho levou-se em consideração a geometria do Cessna 172 Skyhawk que pode ser vista na figura 7.

Figura 7 – Cessna 172 Skyhawk



Fonte: Cessna (2022)

Tal geometria possui uma certa complexidade e isto fez com que fosse necessário a simplificação de algumas partes, como a ponta da asa que foi modificada para facilitar a modelagem. Outro elemento que foi simplificado foi o strut que foi inserido como elemento de barra.

2.2.2 Malha

O método dos elementos finitos modela uma estrutura como uma montagem de pequenas peças (elementos). Cada elemento é de geometria simples e, portanto, é muito mais fácil de analisar do que a estrutura propriamente dita. Em essência, aproximamos uma solução complicada utilizando um modelo que consiste em soluções simples e contínuas de peças. Os elementos são chamados de "finitos" para distingui-los dos diferentes elementos utilizados em cálculo (COOK; MALKUS; PLESHA, 1988).

Logo, quando um objeto for submetido ao método dos elementos finitos, este será subdividido em diversos outros elementos menores, o que dará origem a malha. Essa malha pode ser formada por diversos tipos de elementos, que dependerá da complexidade da geometria e do nível de detalhes desejados para modelar e realizar os cálculos necessários. Dentre os tipos de elementos utilizados temos os tetraédricos (que possuem quatro nós), hexaédricos (com seis nós), triangulares (com três nós) e elementos de barra que são os mais simples e que por sua vez apresentam dois nós.

Como dito anteriormente os tipos de elementos apresentam quantidades diferentes nós, o que os caracterizam e os atribuem características distintas para os mais variados tipos de problemas. Segundo Cook, Malkus e Plesha (1988), pontos negros, chamados nós ou pontos de nó, indicam onde os elementos estão conectados uns aos outros.

2.3 MATERIAIS

Segundo Mouritz (2012) os materiais aeroespaciais são definidos como materiais estruturais que suportam as cargas exercidas sobre a estrutura da aeronave durante as operações de voo (incluindo taxiamento, decolagem, cruzeiro e aterrissagem). Os materiais estruturais são utilizados em componentes críticos de segurança da fuselagem, tais como as asas, fuselagem, empenagem e trem de pouso de aeronaves; a fuselagem, a lança da cauda e as pás do rotor de helicópteros.

2.3.1 Ligas de Alumínio

O alumínio é utilizado extensivamente por várias razões, incluindo o seu custo moderadamente baixo, facilidade de fabricação que lhe permite ser moldado e maquinado em componentes estruturais com formas complexas; peso leve; e boa rigidez, resistência e resistência à fratura (MOURITZ, 2012).

O problema da fadiga tornou-se proeminente desde os anos 50 e os metalurgistas têm tido menos sucesso no desenvolvimento de ligas resistentes à fadiga. Uma delas é 2024-T3 e continua a ser o ponto de partida para uma boa

resistência à fadiga. A falha por fadiga das peças sobressalentes das asas das aeronaves causou vários acidentes no início da década de 1950 e as ligas da série 7000 foram em parte responsáveis pelo fato de terem oferecido a resistência à tração, mas nenhuma melhoria proporcional na resistência à fadiga (NIU,1989).

Tabela 1 - Propriedades das ligas de alumínio

Ligas	Densidade (g/cm ³)	Módulo de Elasticidade (GPa)	Tensão de Escoamento (MPa)	Razão de Poisson
Al 6061 T6	2,7	68,9	276	0,33
Al 2024 T6	2,78	72,4	345	0,33
Al 7075 T6	2,81	71,7	503	0,33

2.3.2 Ligas de Titânio

As ligas de titânio são utilizadas tanto nas estruturas do avião como nos componentes do motor a jato devido ao seu peso moderado, propriedades estruturais elevadas (por exemplo, rigidez, resistência, dureza, fadiga), excelente resistência à corrosão, e a capacidade para manterem as suas propriedades mecânicas a alta temperatura. São utilizados vários tipos de ligas de titânio com diferentes composições, embora o mais comum seja o Ti-6Al-4V que é utilizado tanto em estruturas de aeronaves como em motores (MOURITZ, 2012).

Tabela 2 - Propriedades da liga de titânio

Ligas	Densidade (g/cm ³)	Módulo de Elasticidade (GPa)	Tensão de Escoamento (MPa)	Razão de Poisson
Ti 6Al 4V	4,443	113,8	880	0,342

2.4 SOLICITAÇÕES DAS ASAS

Em uma aeronave diversas forças atuam sobre sua estrutura, tais como as forças transferidas do trem de pouso durante o pouso da mesma, força peso, de arrasto, sustentação e tração. Mas dentre estas forças, o presente trabalho irá ter como foco para a análise estrutural da asa a força de sustentação. Como dito em seções anteriores esta força é transferida dos painéis para as nervuras, que por sua vez transfere os esforços para as longarinas. Como o Cessna 172 Skyhawk aqui estudado apresenta duas longarinas, deve-se pontuar que os esforços serão distribuídos entre elas, mas com magnitude e sentidos diferentes. Estes esforços terão papel fundamental no comportamento que a estrutura apresenta, como a flexão e torção que serão discutidos a seguir.

Basicamente, todas as cargas aerodinâmicas são o resultado da distribuição da pressão sobre as superfícies da casca produzida por voo estável, manobras ou condições de rajada. Geralmente, estes resultados provocam cargas diretas, flexão, cisalhamento, e torção em todas as partes da estrutura, além das cargas de pressão locais e normais impostas sobre a casca (Megson, 2017)

2.4.1 Flexão

Quando em voo as asas da aeronave estarão sujeitas a forças de sustentação e de arrasto. No entanto, para o presente trabalho a principal força de interesse é a força de sustentação, a qual é responsável por provocar a flexão da estrutura. Tal comportamento é desejável para compreender o comportamento da asa sujeita a tais esforços.

De acordo com Megson (2007), as tensões diretas variam linearmente ao longo da espessura da placa, e suas magnitudes dependem das curvaturas (isto é, momentos de flexão) dos elementos da casca. Na maioria das vezes, os momentos de flexão puros surgem pela aplicação de outros tipos de carga (ou seja, forças de cisalhamento).

2.4.2 Torção

Como dito anteriormente a força de sustentação é distribuída entre as longarinas, no entanto tal distribuição não ocorre forma idêntica entre as duas longarinas. As cargas aerodinâmicas que estão distribuídas sobre os painéis são distribuídas pelas nervuras às duas longarinas com intensidades e sentido diferentes, o que provoca um momento sobre a estrutura provocando a torção da mesma. Tendo isto em vista é importante o estudo e a compreensão de tal comportamento estrutural.

Na torção livre de barra prismática, por hipótese a projeção da seção transversal sobre o seu plano inicial mantém-se invariável durante a deformação. Assim sendo, a deformação da barra caracteriza-se pelo giro relativo entre suas seções transversais, observadas segundo as projeções nos seus planos iniciais (giro este de variação constante ao longo do comprimento da barra), e por deslocamentos axiais relativos dos pontos das seções, (estes deslocamentos são também invariáveis ao longo do comprimento). Os deslocamentos axiais constituem o efeito de empenamento das seções e são decorrentes da existência de tensões de cisalhamento nos seus planos (PROENÇA, 2009).

2.4.3 Flambagem

Alguns elementos estruturais podem estar sujeitos a cargas de compressão e, se forem compridos e esbeltos, a carga poderá ser grande o suficiente para provocar uma deflexão ou uma oscilação lateral. Mais especificamente, elementos estruturais compridos e esbeltos sujeitos a uma força de compressão axial são denominados colunas, e a deflexão lateral que ocorre é denominada flambagem. Com muita frequência a flambagem de uma coluna pode resultar em uma falha repentina e dramática de uma estrutura ou mecanismo e, por isso, é preciso dedicar especial atenção ao projeto de colunas para que estas possam suportar com segurança as cargas pretendidas sem sofrer flambagem (HIBBELER, 2010).

Para se analisar se haverá a flambagem de alguma estrutura é necessário o cálculo das cargas e tensões críticas, que são obtidas com a utilização das equações de Euler.

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{(KL)^2} \quad (1)$$

$$\sigma_{cr} = \frac{\pi^2 E}{(KL/r)^2} \quad (2)$$

3. METODOLOGIA

Neste capítulo serão discutidos os métodos e meios que foram utilizados para estudar o comportamento estrutural da asa do Cessna 172 Skyhawk. O presente trabalho fundamentou-se na utilização de programas para modelagem da estrutura, simulação dos efeitos das cargas aerodinâmicas na estrutura utilizando o MEF e na análise dos dados obtidos após as simulações realizadas.

3.1. MODELAGEM

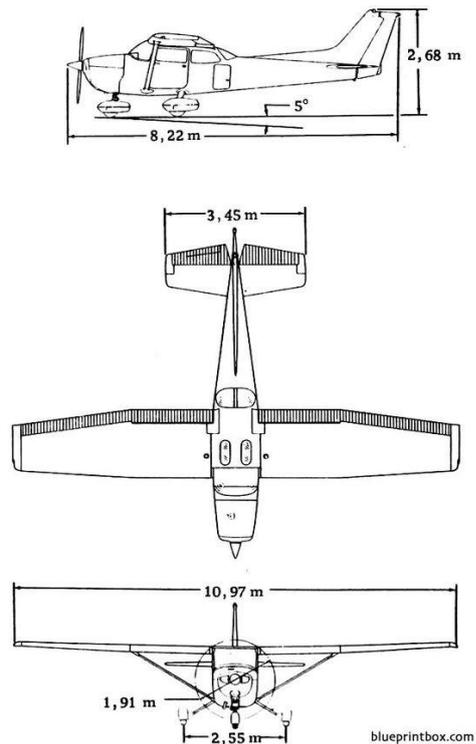
Primeiramente, foi realizada a modelagem da estrutura da aeronave de forma simplificada, pois a mesma apresenta apenas as nervuras, longarinas e os painéis. As modelagens da estrutura citada acima foram realizadas com o auxílio do SolidWorks, o qual é um programa CAD (Computer-aided design). Como muitas das informações das partes da estrutura não são de fácil obtenção, diversas características foram adotadas como hipótese, como o perfil aerodinâmico (NACA 2412) e a utilização de duas longarinas com seção transversal I.

O perfil aerodinâmico NACA 2412 foi escolhido para a modelagem das nervuras, pois segundo pesquisas realizadas foi constatado que este é o perfil utilizado no Cessna 172 Skyhawk. A escolha da modelagem das Longarinas com seção transversal I ocorreu dentre os tipos de longarinas mais comumente utilizadas na aviação que são as longarinas com seção transversal I.

Para a modelagem das estruturas algumas informações estavam disponíveis no site da própria Cessna, como a envergadura (11 m), mas como não foi possível modelar completamente a ponta da asa foi utilizado uma envergadura de 10,58 m. Outros dados como as dimensões das seções transversais das longarinas foram presumidos, assim como tamanho das nervuras. Na raiz da asa até 2,64 m foram utilizadas nervuras com 1,67 m de corda e as demais nervuras possuem 1,5837 m, 1,4973 m, 1,411 m, 1,3246 m, 1,2383 m e 1,15 m de corda na ponta.

A imagem a seguir apresenta um pouco da geometria do Cessna 172 Skyhawk.

Figura 8 - Geometria do Cessna 172 Skyhawk



Fonte: BlueprintBox (2022)

3.2. CARREGAMENTO

Para que seja possível a realização da simulação é necessário o fornecimento das forças atuantes na estrutura, portanto, foi necessário a determinação dessas forças. O primeiro passo realizado foi a obtenção do coeficiente de sustentação relativos a cada ponto de interesse. Primeiramente foi utilizado o programa XFLR5, no qual foi modelada a asa da aeronave em questão com a utilização do mesmo perfil aerodinâmico citado anteriormente e fornecido alguns dados sobre o voo: velocidade de voo de 62,78 m/s, ângulo de ataque de 0° , massa da aeronave considerada de 1400 kg, densidade do ar de $1,225 \text{ kg/m}^3$, viscosidade dinâmica de $1,74e-5 \text{ m}^2/\text{s}$ e tipo de análise selecionada foi Ring Vortex.

Após esta modelagem e o fornecimento dos dados citados anteriormente foi possível obter os coeficientes de sustentação e de momento em $\frac{1}{4}$ de corda para diversas posições da asa. No entanto, foi necessário interpolar os dados obtidos para então se obter os coeficientes de sustentação e momento relativos as posições de cada nervura. Por último foram realizados cálculos para determinar a sustentação

Excel, as forças de sustentação que atuavam nas longarinas frontal e traseira para cada nervura.

Os cálculos citados no parágrafo anterior se fazem necessários, pois o coeficiente de sustentação obtido com o auxílio do XFLR5 não é referente a cada uma das posições desejadas da longarina. Como a estrutura modela apresenta duas longarinas, uma frontal e outra traseira, as forças são distribuídas entre ambas em proporções diferentes. Esta distribuição de força que ocorre entre as duas longarinas é responsável pela geração de um torque na asa, o qual proporciona uma deformação por torção. Tendo isto em visto é fundamental a determinação de tais forças com a utilização das equações abaixo:

$$L = Cl\rho v^2 A \quad (3)$$

$$M = \rho v^2 AC(Cm_{1/4} + Cl) \quad (4)$$

Mas como há o interesse nas forças nas longarinas frontal e traseira, as equações 1 e 2 podem ser reescritas como:

$$F + R = Cl\rho v^2 A \quad (5)$$

$$x_f F + x_r R = \rho v^2 AC(Cm_{1/4} + Cl) \quad (6)$$

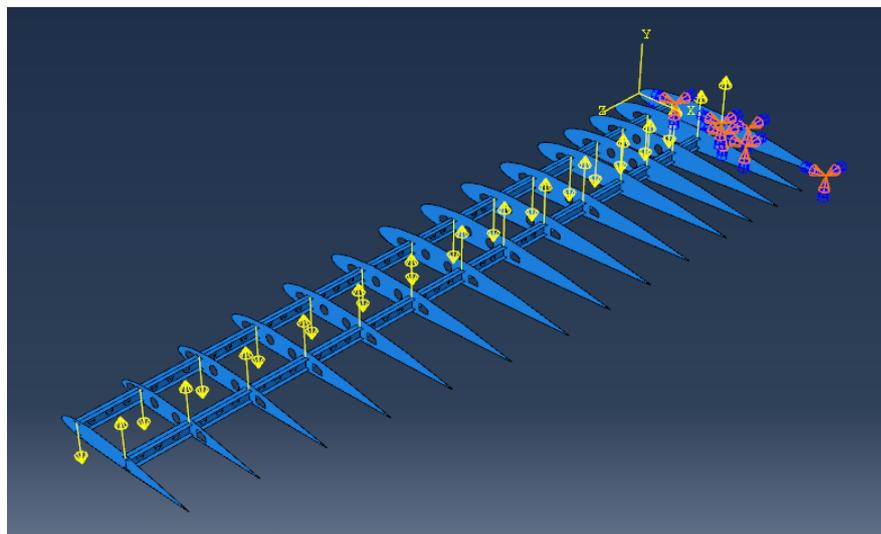
Destas equações são obtidas as equações 7 a 21 que são apresentadas no apêndice.

3.3. SIMULAÇÃO

As simulações realizadas contaram com o auxílio do programa Abaqus, o qual é um programa CAE (Computed aided engineering). Primeiramente foram realizadas as importações da estrutura no formato STEP. Após esta etapa os materiais (Al 6061, Al 2024 t6, Al 7075 t6 e Ti 6Al 4V) que seriam utilizados foram criados dentro da simulação. Logo após foi realizada a montagem e a adição do material criado anteriormente à estrutura como casca e homogênea.

Na etapa seguinte foi realizada a determinação das condições de contorno, que no caso foi engaste na raiz, pois a asa de uma aeronave pode ser modelada como uma viga engastada. Em relação a conexão do strut com a longarina e a fuselagem, foi estabelecido uma conexão em um nó da longarina frontal em 2,64 m na direção do eixo z e também conexão por engaste entre strut e fuselagem. Então, foram adicionadas as forças a estrutura como pode ser observado na imagem a seguir.

Figura 9 - Forças aplicadas nas longarinas



Fonte: Autor (2022)

Logo após a adição das forças estrutura ocorreu a geração das malhas das estruturas, com a utilização de elementos triangulares lineares para as nervuras, longarinas e painéis. Por último foram criadas as conexões entre os painéis e as nervuras e então foram realizadas as simulações.

As simulações realizadas foram divididas em quatro grupos com características diferentes, para que os dados de cada grupo pudessem ser comparados e então gerar um melhor entendimento do comportamento das estruturas aeronáuticas. O primeiro grupo compreendeu simulações sem os painéis. No segundo grupo foi adicionado os painéis, com a finalidade de comparar com o grupo anterior e analisar a contribuição dos painéis no comportamento estrutural.

No terceiro grupo houve a adição do strut para compreender a contribuição desta estrutura no comportamento geral da estrutura. Nestes três grupos foram realizadas simulações com diferentes espessuras dos nervuras e longarinas, pois

também havia o intuito de se entender quanto a espessuras dessas estruturas afetaria o comportamento da asa.

No último grupo o foco foi maior no strut, pois diferentemente do terceiro grupo neste grupo optou-se por variar a seção transversal do strut o que não ocorreu anteriormente, pois aqui o intuito foi compreender a contribuição da área da seção transversal no comportamento da estrutura.

3.3.1. MALHA

Para a escolha da malha a ser utilizada nas simulações foi realizado um estudo de convergência de malha, o qual será apresentado posteriormente. Este estudo mostrou que a malha com elementos com arestas de 10 mm apresentava os melhores resultados e logo em todas as malhas utilizadas em cada casa optou-se pela utilização de elementos triangulares lineares (com 3 nós) com aproximadamente 10 mm de arestas. Somente no strut se utilizou um elemento diferente dos demais, neste caso foi utilizado o elemento de barra.

Como dito anteriormente foram criados quatro grupos de simulações e em todos estes grupos foram feitas simulações com elementos e características citadas anteriormente. A seguir, na tabela 1, pode-se observar quais os tipos de elementos utilizados e a quantidade de elementos que cada malha apresenta para cada caso.

Tabela 3 – Tipos e números de elementos das malhas

Grupo	Elemento	Número de Elementos
1	Triangular	112175
2	Triangular	420508
3	Triangular/Barra	420508/1
4	Triangular/Barra	420508/1

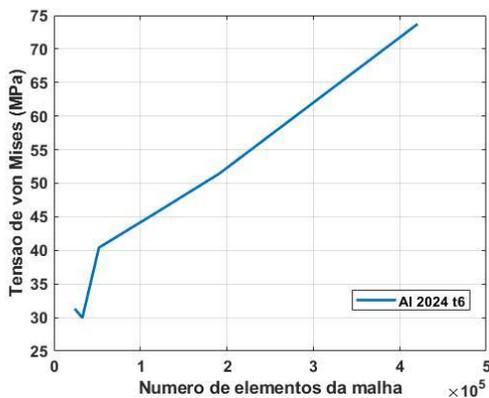
4. RESULTADOS

Esta seção será dedicada a apresentação dos resultados obtidos pelas simulações realizadas como dito anteriormente. Os resultados serão dispostos em forma gráfica e alguns em tabelas para uma melhor compreensão dos mesmos. Os resultados obtidos que serão apresentados são os seguintes: Tensão máxima e mínima de von Mises em toda a estrutura e o deslocamento ocorrido nas longarinas frontal e traseira.

4.1. ANÁLISE DE CONVERGÊNCIA DE MALHA

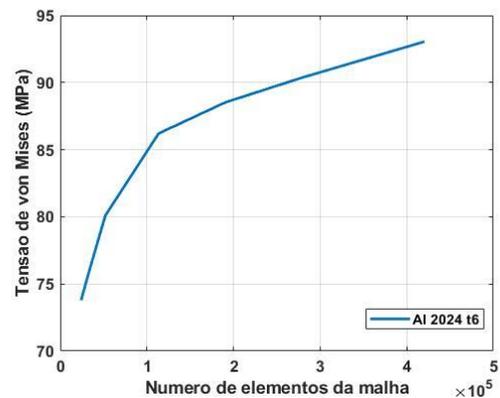
Para o presente trabalho foi realizado um estudo de convergência de malha para se determinar a melhor malha a ser utilizada. O estudo foi realizado com base na tensão de von Mises na estrutura e deslocamento da longarina frontal em relação 6 diferentes malhas, como pode ser observado nas figuras 10 a 13.

Figura 11 – Tensão de Von Mises na estrutura com strut X Número de elementos da malha



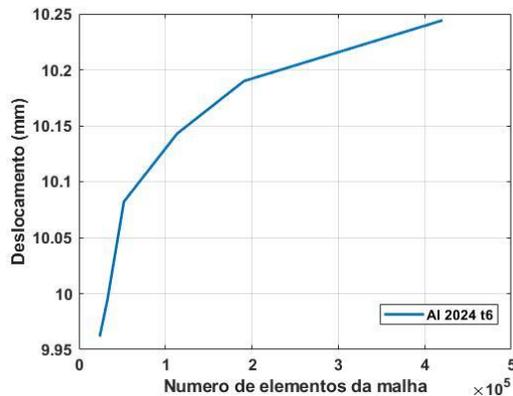
Fonte: Autor (2022)

Figura 10 – Tensão de von Mises na estrutura sem strut X Número de elementos da malha



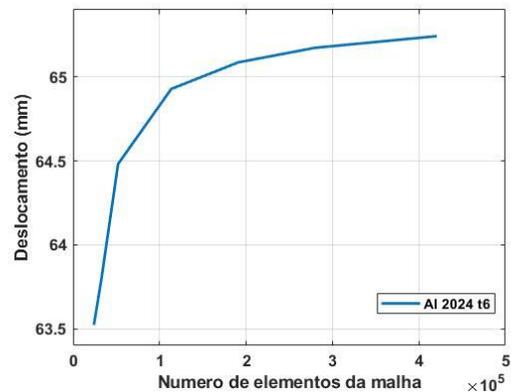
Fonte: Autor (2022)

Figura 13 – Deslocamento da região superior da longarina frontal (estrutura com strut) X Número de elementos da malha



Fonte: Autor (2022)

Figura 12 -Fonte: Deslocamento da região superior da longarina frontal (estrutura sem strut) X Número de elementos da malha



Fonte: Autor (2022)

Os primeiros gráficos (Figuras 10 e 11) mostram que quando há o refino da malha, ou seja, quanto mais elementos há na malha, maiores serão as tensões encontradas na estrutura, que neste caso ocorre na região de conexão do strut com a longarina e na raiz da asa, respectivamente. Tal fato ocorre, pois conforme há o aumento dos números de elementos da malha, maior será a quantidade de nós e consequentemente isto permite a observação de tensões em outros locais que antes não era possível. No entanto, na figura 11 não é possível observar convergência na malha, pois por questões computacionais não foi possível fazer simulações com malhas ainda mais refinadas. Porém na figura 10 é possível observar que há uma tendência de a malha convergir, logo nota-se que a malha com 420508 elementos apresentou os melhores resultados.

Conforme as figuras 10 e 11, as figuras 12 e 13 também demonstram que ao refinar a malha os resultados dos deslocamentos apresentados pela longarina frontal também aumentam. Assim como a figura 10 as figuras 12 e 13 demonstram uma tendência de que a malha irá convergir para um resultado próximo de 10,25 mm e 65,3, respectivamente. Tal fato sugere que as malhas com 420508 e 420509 elementos apresentam os melhores resultados e, portanto, é a melhor malha a ser utilizada levando-se em consideração as limitações citadas anteriormente.

4.2. RESULTADO DAS TENSÕES DE VON MISES

Nesta seção serão apresentados os resultados obtidos para a Tensão de von Mises desenvolvida em toda a estrutura (painéis, nervuras, longarinas e strut). Serão apresentados primeiramente os resultados obtidos para as simulações que tiveram como foco a variação da espessura dos painéis e nervuras e posteriormente serão apresentados os resultados referentes a variação da seção transversal do strut. Conforme a análise da convergência de malha apresentada anteriormente os resultados que serão apresentados são referentes as malhas mais refinadas, pois estas apresentam os melhores resultados.

A tabela 2 apresentada a seguir os valores máximos de tensão de von Mises desenvolvidas em toda a estrutura, considerando uma estrutura sem os painéis. A malha utilizada apresenta 112175 elementos.

Tabela 4 – Caso 1 (112175 elementos): Máxima tensão de von Mises (MPa)

Material	Espessura das Nervuras, Longarinas				
	4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Al 6061 t6	1061	919,4	792,3	718,4	645,4
Al 2024 t6	1061	919,4	792,3	718,4	645,4
Al 7075 t6	1061	919,4	792,3	718,4	645,4
Ti 6Al 4V	1065	922,9	795,4	721,3	648,0

Agora os resultados que serão apresentados na tabela 3 são referentes à adição dos painéis a estrutura. Neste caso a malha apresenta 420508 elementos.

Tabela 5 – Caso 2 (420508 elementos): Máxima tensão de von Mises (MPa)

Material	Espessura das Nervuras, Longarinas e Painéis				
	4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Al 6061 t6	96,26	94,71	93,05	91,93	90,69
Al 2024 t6	96,26	94,71	93,05	91,93	90,69
Al 7075 t6	96,26	94,71	93,05	91,93	90,69
Ti 6Al 4V	97,22	95,65	93,97	92,84	91,59

Por último foi realizada a adição do strut à estrutura. Aqui serão apresentadas duas tabelas, a primeira irá apresentar a máxima tensão de von Mises desenvolvida em toda a estrutura e a segunda tabela apresentará a tensão de von Mises desenvolvida no strut. Os resultados que serão apresentados nesta tabela são

referentes a uma malha com 420509 elementos, dos quais 420508 são elementos triangulares lineares e 1 elemento de barra.

Tabela 6 – Caso 3 (420509 elementos): Máxima tensão de von Mises na longarina frontal (MPa)

Material	Espessura das Nervuras, Longarinas e Painéis				
	4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Al 6061 t6	93,07	82,91	73,52	67,91	62,23
Al 2024 t6	93,07	82,91	73,52	67,91	62,23
Al 7075 t6	93,07	82,91	73,52	67,91	62,23
Ti 6Al 4V	93,33	83,13	73,71	68,08	62,38

Tabela 7 – Caso 3 (420509 elementos): Tensão de von Mises desenvolvida no strut (MPa)

Material	Espessura das Nervuras, Longarinas e Painéis				
	4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Al 6061 t6	5,9315	5,9478	5,961	5,968	5,974
Al 2024 t6	5,9315	5,9478	5,961	5,968	5,974
Al 7075 t6	5,9315	5,9478	5,961	5,968	5,974
Ti 6Al 4V	5,93	5,9461	5,9591	5,9659	5,9718

Anteriormente os dados apresentados para a estrutura com o strut tinham como característica a variação da espessura das longarinas e nervuras. No entanto, os dados que serão apresentados a seguir serão em relação a variação da área da seção transversal do strut. Assim como anteriormente serão apresentadas as máximas tensões desenvolvidas na estrutura e tensão de von Mises apresentada no strut. Os resultados presentes nas tabelas 6 e 7 são referentes a malha com 420509 elementos.

Tabela 8 – Caso 4 (420509 elementos): Máxima tensão de von Mises na longarina frontal (MPa)

Material	Área da Seção Transversal do Strut				
	706,8583 mm ²	1256,637 mm ²	1963,495 mm ²	2827,433 mm ²	3848,451 mm ²
Al 6061 t6	70,89	72,67	73,52	73,99	74,28
Al 2024 t6	70,89	72,67	73,52	73,99	74,28
Al 7075 t6	70,89	72,67	73,52	73,99	74,28
Ti 6Al 4V	71,07	72,85	73,71	74,18	74,47

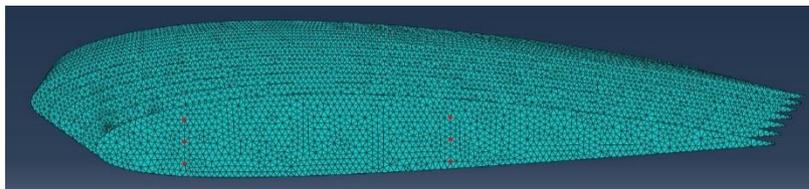
Tabela 9 – Caso 4 (420509 elementos): Tensão de von Mises desenvolvida no strut (MPa)

Material	Área da Seção Transversal do Strut				
	706,8583 mm ²	1256,637 mm ²	1963,495 mm ²	2827,433 mm ²	3848,451 mm ²
Al 6061 t6	15,9399	9,2011	5,961	4,1674	3,0742
Al 2024 t6	15,9399	9,2011	5,961	4,1674	3,0742
Al 7075 t6	15,9399	9,2011	5,961	4,1674	3,0742
Ti 6Al 4V	15,9344	9,1981	5,9591	4,1661	3,0733

4.3. RESULTADOS DOS DESLOCAMENTOS

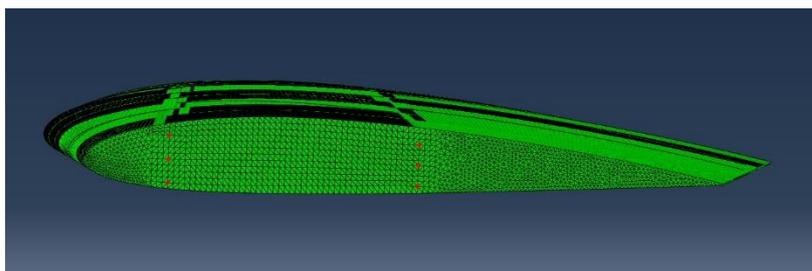
Nesta seção serão apresentados os resultados obtidos para os deslocamentos apresentados pelas longarinas frontal e traseira e pelo strut. Como anteriormente os resultados serão apresentados primeiramente para as simulações correlatas a variação da espessura da estrutura e posteriormente em relação a variação da área da seção transversal do strut. As figuras 10 e 11 mostram os pontos das longarinas que foram analisados, mas os resultados que serão dispostos são referentes aos pontos superiores das longarinas frontal e traseira.

Figura 14 – Pontos de interesse da estrutura sem painéis para malha de 112175 elementos



Fonte: Autor (2022)

Figura 15 – Pontos de interesse da estrutura sem painéis para malha de 420508/1 elementos



Fonte: Autor (2022)

As tabelas 8 e 9 apresentam os deslocamentos das longarinas frontal e traseira para a estrutura sem os painéis. Os deslocamentos que são apresentados se referem os pontos superiores das longarinas. Para estes resultados foi utilizada a malha com 112175 elementos.

Tabela 10 – Caso 1 (112175 elementos): Deslocamentos da parte central da longarina frontal (mm)

Material	Espessura das Nervuras, Longarinas e Painéis				
	4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Al 6061 t6	-196,538	-84,5592	6,1836	53,3118	94,8375
Al 2024 t6	-187,037	-80,4714	5,8847	50,7346	90,2528
Al 7075 t6	-188,863	-81,257	5,9422	51,2299	91,1339
Ti 6Al 4V	-120,234	-52,3423	2,7136	31,3289	56,5615

Tabela 11 – Caso 1 (112175 elementos): Deslocamentos da parte central da longarina traseira (mm)

Material	Espessura das Nervuras, Longarinas e Painéis				
	4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Al 6061 t6	1856,18	1559,39	1299,83	1152,66	1010,28
Al 2024 t6	1766,45	1484,01	1236,99	1096,94	961,44
Al 7075 t6	1783,69	1498,5	1249,07	1107,64	970,826
Ti 6Al 4V	1124,65	944,912	787,683	698,522	612,253

Agora os resultados que serão apresentados serão referentes a adição dos painéis à estrutura. Conforme anteriormente os resultados são referentes aos pontos superiores das longarinas. Estes primeiros resultados são referentes a uma malha com 24051 elementos.

Tabela 12 – Caso 2 (420508 elementos): Deslocamentos da parte central da longarina frontal (mm)

Material	Espessura das Nervuras, Longarinas e Painéis				
	4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Al 6061 t6	70,6769	69,6805	68,5575	67,7648	66,8426
Al 2024 t6	67,2602	66,312	65,2433	64,4889	63,6113
Al 7075 t6	67,9169	66,9594	65,8802	65,1185	64,2323
Ti 6Al 4V	42,7517	42,1446	41,4606	40,9781	40,417

Tabela 13 – Caso 2 (420508 elementos): Deslocamentos da parte central da longarina traseira (mm)

Material	Espessura das Nervuras, Longarinas e Painéis				
	4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Al 6061 t6	73,6863	72,2668	71,1157	70,3019	69,3541
Al 2024 t6	69,7435	68,7733	67,6778	66,9033	66,0014
Al 7075 t6	70,4244	69,4447	68,3385	67,5565	66,6457
Ti 6Al 4V	44,3448	43,7235	43,0222	42,5267	41,9498

Anteriormente foram apresentados os resultados referentes a estrutura sem a presença dos strut, no entanto, agora serão apresentados os dados de deslocamento das longarinas e do strut. Primeiramente serão apresentados resultados obtidos seguindo a mesma metodologia anterior, ou seja, as nervuras e longarinas serão testados em diferentes espessuras, porém o strut será mantido com a área da seção transversal constante (1963,50 mm²). Assim como anteriormente teremos dispostas as tabelas com os resultados referentes a malha com 420508 elementos.

Tabela 14 – Caso 3 (420509 elementos): Deslocamentos da parte central da longarina frontal (mm)

Material	Espessura das Nervuras, Longarinas e Painéis				
	4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Al 6061 t6	11,4322	11,0925	10,7648	10,5601	10,3433
Al 2024 t6	10,8795	10,5563	10,2444	10,0496	9,8433
Al 7075 t6	10,9857	10,6593	10,3445	10,1477	9,9394
Ti 6Al 4V	6,9245	6,7189	6,5206	6,3966	6,2653

Tabela 15 – Caso 3 (420509 elementos): Deslocamentos da parte central da longarina traseira (mm)

Material	Espessura das Nervuras, Longarinas e Painéis				
	4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Al 6061 t6	14,4809	14,1314	13,7913	13,5771	13,3487
Al 2024 t6	13,7809	13,4482	13,1246	12,9208	12,7034
Al 7075 t6	13,9154	13,5795	13,2527	13,0469	12,8274
Ti 6Al 4V	8,7865	8,5748	8,3688	8,239	8,1005

Tabela 14 – Caso 3 (420509 elementos): Deslocamentos da região de conexão entre strut e longarina frontal (mm)

Material	Espessura das Nervuras, Longarinas e Painéis				
	4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Al 6061 t6	1,2251	1,1398	1,0642	1,0205	0,9773
Al 2024 t6	1,1658	1,0847	1,0127	0,9711	0,93
Al 7075 t6	1,1772	1,0953	1,0226	0,9806	0,9391
Ti 6Al 4V	0,7403	0,6887	0,643	0,6166	0,5904

Agora as simulações realizadas tiveram a espessura fixada em 5,08 mm para as nervuras e longarinas, porém a seção transversal do strut variou conforme é possível observar nas tabelas. Assim como anteriormente serão apresentados os dados referentes a malha com 420509 elementos.

Tabela 15 – Caso 4 (420509 elementos): Deslocamentos da parte central da longarina frontal (mm)

Material	Área da Seção Transversal do Strut				
	706,8583 mm ²	1256,637 mm ²	1963,495 mm ²	2827,433 mm ²	3848,451 mm ²
Al 6061 t6	12,924	11,4659	10,7648	10,3768	10,1402
Al 2024 t6	12,2993	10,9116	10,2444	9,8751	9,65
Al 7075 t6	12,4193	11,0182	10,3445	9,9715	9,7442
Ti 6Al 4V	7,8267	6,9447	6,5206	6,2858	6,1427

Tabela 16 – Caso 4 (420509 elementos): Deslocamentos da parte central da longarina traseira (mm)

Material	Área da Seção Transversal do Strut				
	706,8583 mm ²	1256,637 mm ²	1963,495 mm ²	2827,433 mm ²	3848,451 mm ²
Al 6061 t6	15,933	14,4867	13,7913	13,4064	13,1717
Al 2024 t6	15,1628	13,7864	13,1246	12,7583	12,535
Al 7075 t6	15,3108	13,921	13,2527	12,8828	12,6574
Ti 6Al 4V	9,6643	8,7894	8,3688	8,1359	7,994

Tabela 17 – Caso 4 (420509 elementos): Deslocamentos da região de conexão entre strut e longarina frontal (mm)

Material	Área da Seção Transversal do Strut				
	706,8583 mm ²	1256,637 mm ²	1963,495 mm ²	2827,433 mm ²	3848,451 mm ²
Al 6061 t6	2,0221	1,3752	1,0642	0,892	0,7871
Al 2024 t6	1,9244	1,3088	1,0127	0,8489	0,749
Al 7075 t6	1,951	1,3215	1,0226	0,8572	0,7563
Ti 6Al 4V	1,2228	0,8313	0,643	0,5388	0,4753

5. ANÁLISE

Ao observar os dados apresentados para as simulações realizadas sem os painéis, pode-se notar que as tensões de von Mises são maiores quanto menor é a espessura das nervuras e longarinas, e que diminui ao passo que a espessura dos elementos aumenta. Este mesmo comportamento pode ser observado quando há a adição dos painéis, mas nota-se também que as tensões são menores em relação a estrutura sem os painéis. Como tensão é F/A e que conforme há o aumento da espessura das longarinas e nervuras há um aumento da área dos mesmos e como as forças presentes são constantes a tendência é que as tensões diminuam na estrutura. Também pode-se notar que a presença dos painéis auxilia a estrutura, de forma que mesma apresenta tensões menores.

Figura 17 - Tensão de von Mises desenvolvida na estrutura sem os painéis

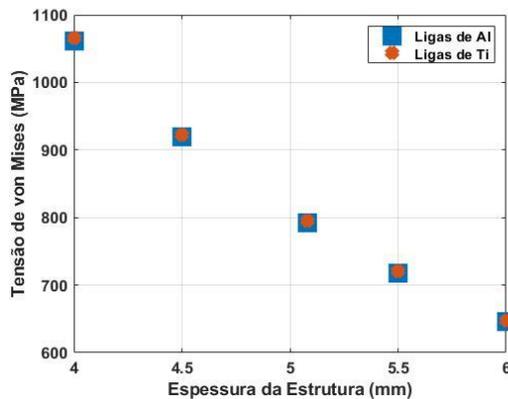


Figura 16 - Tensão de von Mises desenvolvida na estrutura com os painéis

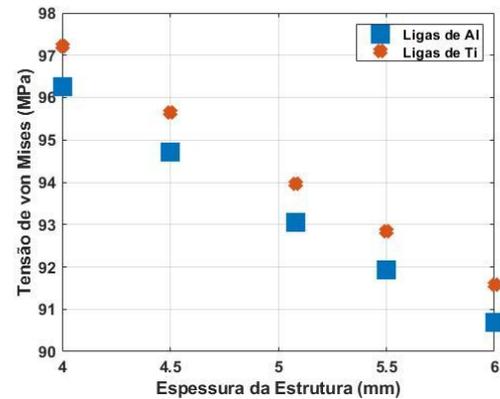
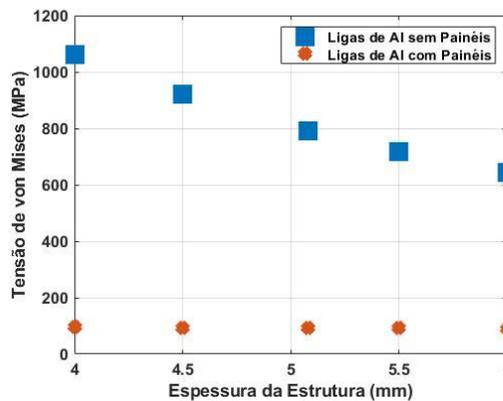


Figura 18 - Comparação das tensões nas estruturas com e sem painéis

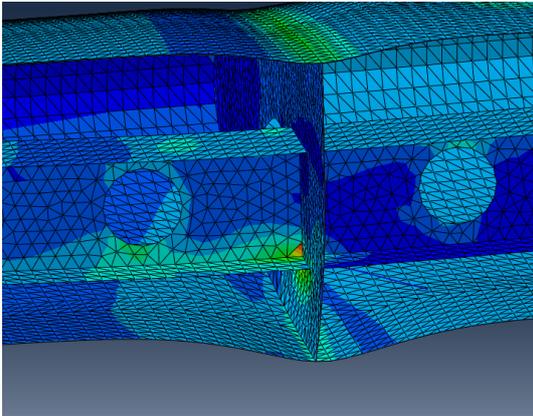


Fonte: Autor (2022)

Pode ser notado também que no primeiro caso as tensões desenvolvidas nas estruturas de alumínio e de titânio são bem próximas. No entanto, ao se observar os resultados obtidos no caso 2 nota-se maior diferença entre os resultados para o alumínio e o titânio.

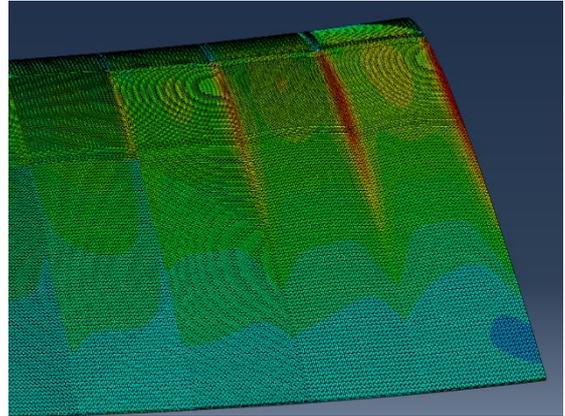
Com a adição do strut nota-se que a asa apresenta um melhor comportamento em relação as tensões, pois ao se comparar os resultados de ambos os casos se observa menores tensões na estrutura com o strut. Outro ponto a ser observado é a alteração do local onde ocorre os maiores valores de tensão, pois na estrutura com o strut a tensão de von Mises é maior na região de conexão strut-longarina como pode ser observado nas figuras 15 e 16.

Figura 20 - Estrutura com strut



Fonte: Autor (2022)

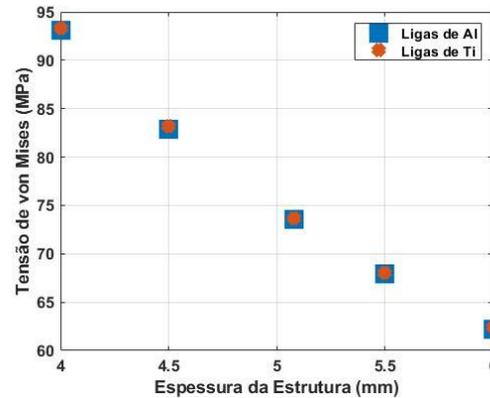
Figura 19 - Estrutura sem strut



Fonte: Autor (2022)

Além de a estrutura da asa apresentar menores tensões em relação a estrutura sem o strut, observa-se também que as tensões caem conforme as longarinas e nervuras apresentam maior espessura.

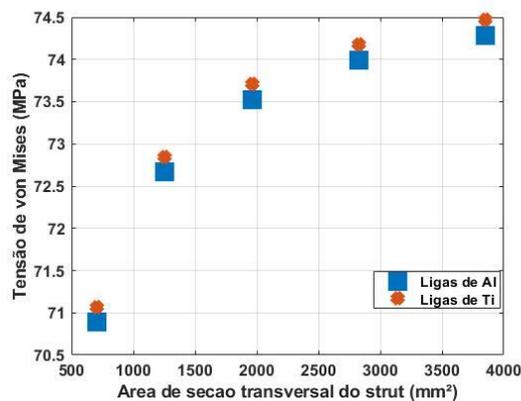
Figura 21 - Tensão de von Mises desenvolvida na longarina frontal devido a adição do strut



Fonte: Autor (2022)

Outro modo de análise realizado foi devido a variação da área da seção transversal do strut. Neste modo pode-se observar que as tensões são ainda menores do que as apresentadas nos casos anteriores, apesar de serem testados struts com áreas da seção transversal menores que o caso anterior. Mas como as nervuras e longarinas são mantidas em uma espessura intermediária (5.08 mm) este fator pode auxiliar a estrutura possuir menores níveis de tensão.

Figura 22 - Tensão de von Mises desenvolvida na longarina frontal devido a variação da área da seção transversal do strut

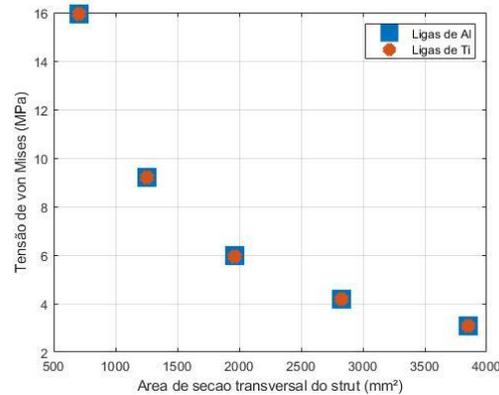


Fonte: Autor (2022)

Como dito anteriormente para os casos com o strut as tensões máximas ocorrem na região próxima a conexão strut-longarina. Neste caso nota-se que as tensões nessa região tendem a aumentar ao contrário do que ocorria anteriormente. Isto pode ser justificado, pois conforme a área da seção transversal do strut aumenta sua rigidez também aumenta assim as tensões no strut ficam menores, porém na

região próxima a conexão as tensões irão aumentar, pois esta região é cada vez mais solicitada, porém sua área se mantém constante.

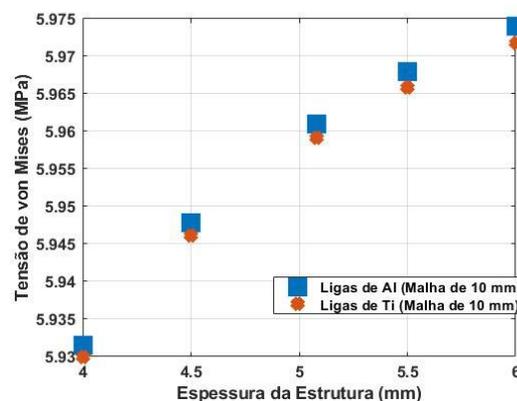
Figura 23 - Tensão de von Mises desenvolvida no strut devido a variação da área da seção transversal



Fonte: Autor (2022)

Porém no caso em que a seção transversal do strut é constante nota-se um comportamento contrário. Como a espessura das nervuras e longarinas aumentam estas tem um aumento de área que por sua vez contribui no aumento de rigidez o que irá proporcionar menores tensões na região próxima a conexão. No entanto, isto afeta as tensões do strut de forma que estas tensões aumentam conforme as longarinas e nervuras ficam mais rígidas.

Figura 24 - Tensão de von Mises desenvolvida no strut (Sem variação da área da seção transversal do strut)

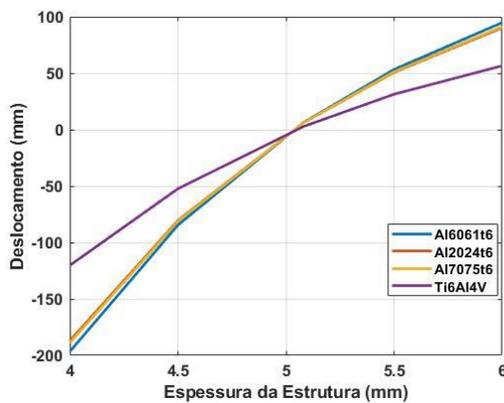


Fonte: Autor (2022)

Outro modo de análise realizado foi o comportamento da asa em relação aos deslocamentos apresentados pelas longarinas. Ao analisar o primeiro caso, no qual

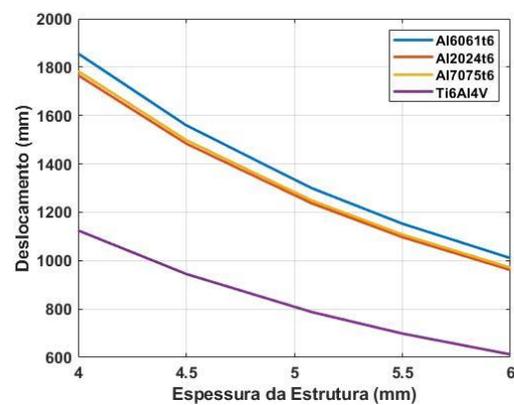
não há a presença dos painéis, percebe-se que as forças que atuam nas longarinas possuem maior influência na longarina na qual está aplicada. Para uma espessura menor (4 mm) a longarina frontal deflete na direção negativa do eixo coordenado y, porém a longarina traseira deflete na direção positiva, pois as forças aplicadas nas longarinas possuem sentidos opostos. No entanto, conforme há um aumento das espessuras, a longarina frontal que antes apresentava deflexão para baixo passa a apresentar deflexão para cima a partir da espessura de 5.08 mm.

Figura 26 – Deslocamento da região central da longarina frontal (Sem Painéis)



Fonte: Autor (2022)

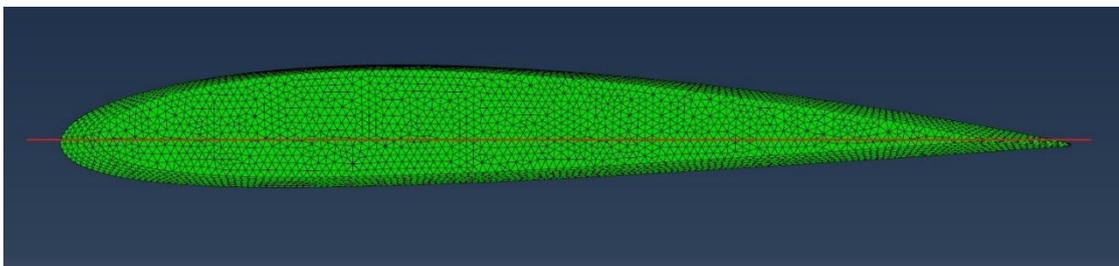
Figura 25 - Deslocamento da Região central da longarina traseira (Sem Painéis)



Fonte: Autor (2022)

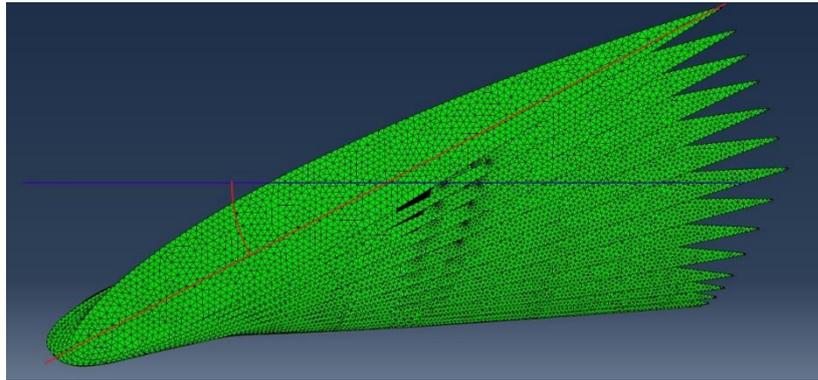
Como a estrutura da asa também está sujeita a momento e não somente carga de sustentação, ocorrerá a torção da mesma. Tal comportamento pode explicar o que é observado nos gráficos. A torção que ocorre na estrutura pode ser observada nas figuras 23 e 24.

Figura 27 – Asa sem painéis sem apresentar torção



Fonte: Autor (2022)

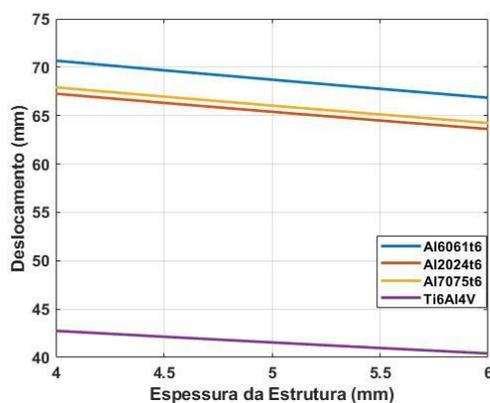
Figura 28 - Asa sem painéis sujeita a torção



Fonte: Autor (2022)

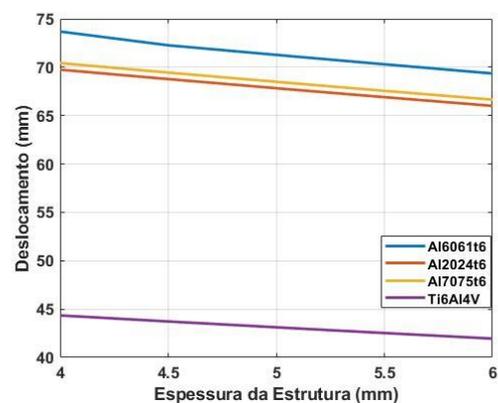
Quando há a adição dos painéis nota-se que a estrutura se torna mais rígida e coesa, pois as longarinas frontal e traseira passam a se comportar de forma semelhante. Como dito, a adição dos painéis favorece a um aumento na rigidez da asa, isso pode ser observado no menor deslocamento apresentado pelas longarinas. Também é possível notar que a longarina frontal mesmo que possua forças aplicadas na direção negativa do eixo coordenado y a deflexão da mesma sempre é positiva e não negativa como anteriormente. Assim como no caso anterior o aumento da espessura das longarinas e nervuras proporciona maior rigidez e logo menores deflexões.

Figura 30 – Deslocamento da região central da longarina frontal (Com Painéis)



Fonte: Autor (2022)

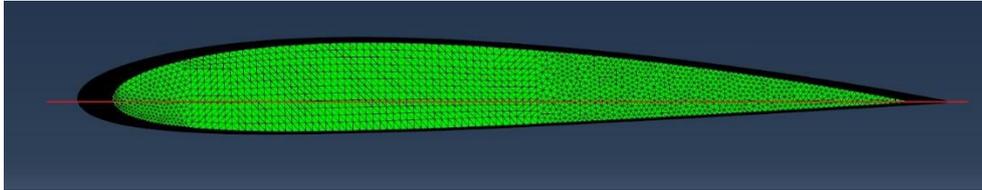
Figura 29 – Deslocamento da região central da longarina traseira (Com Painéis)



Fonte: Autor(2022)

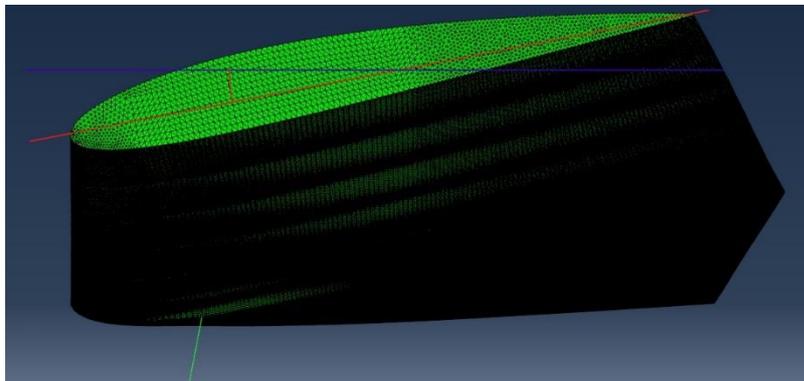
Assim como no caso anterior a estrutura da asa sofrerá torção, porém neste caso como há a presença dos painéis a torção será menor. As figuras 27 e 28 ilustram a torção da estrutura.

Figura 31 – Asa com painéis sem torção



Fonte: Autor (2022)

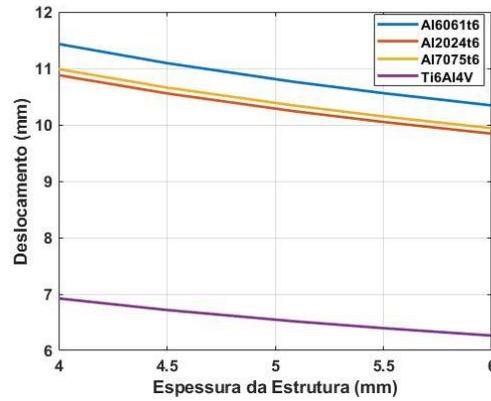
Figura 32 - Asa com paineis sujeita a torção



Fonte: Autor (2022)

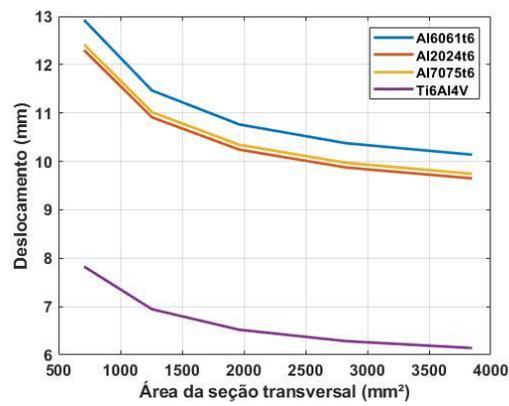
A adição do strut tem como papel auxiliar a estrutura da asa a suportar as cargas que são desenvolvidas durante o voo, pois como pode ser observado as longarinas apresentam menores deflexões com o strut do que quando não o possui. A variação da seção transversal do strut também possui interferência na deflexão da asa, pois quanto maior é a área da seção transversal maior será sua rigidez e maior será sua capacidade de suportar as forças aerodinâmicas desenvolvidas na asa durante o voo.

Figura 33 – Deslocamento da longarina frontal (Sem variação da área da seção transversal do strut)



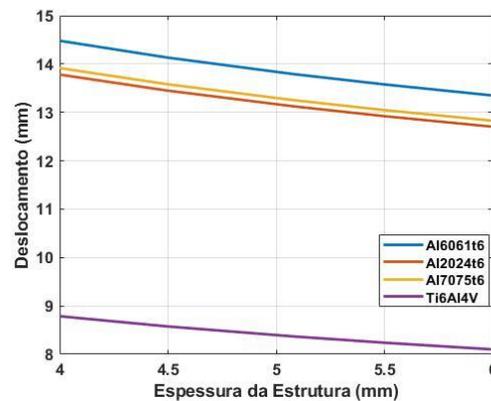
Fonte: Autor (2022)

Figura 34 – Deslocamento da longarina traseira (sem variação da área da seção transversal do strut)



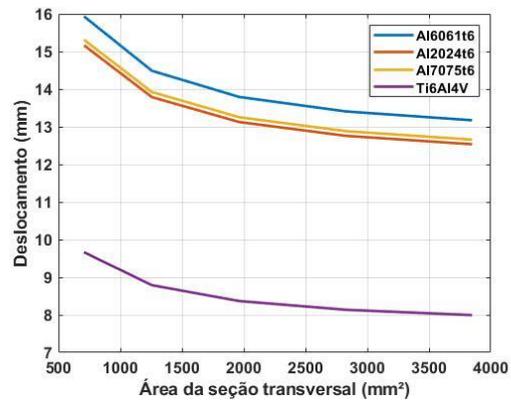
Fonte: Autor (2022)

Figura 35 – Deslocamento da longarina frontal (Com variação da área da seção transversal do strut)



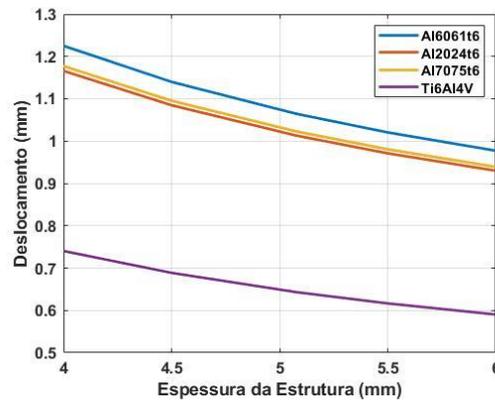
Fonte: Autor (2022)

Figura 36 – Deslocamento da longarina traseira (Com variação da área da seção transversal do strut)



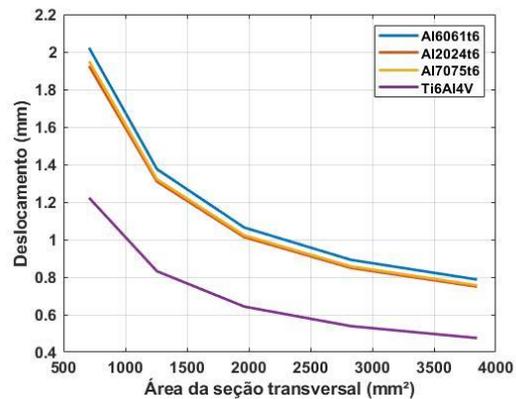
Fonte: Autor (2022)

Figura 37 – Deslocamento da região de conexão strut-longarina (Sem variação da seção transversal do strut)



Fonte: Autor (2022)

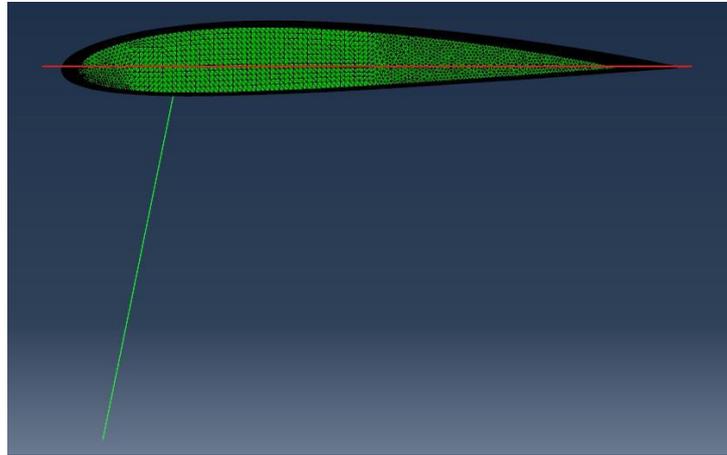
Figura 38 – Deslocamento da região de conexão strut-longarina (Sem variação da seção transversal do strut)



Fonte: Autor (2022)

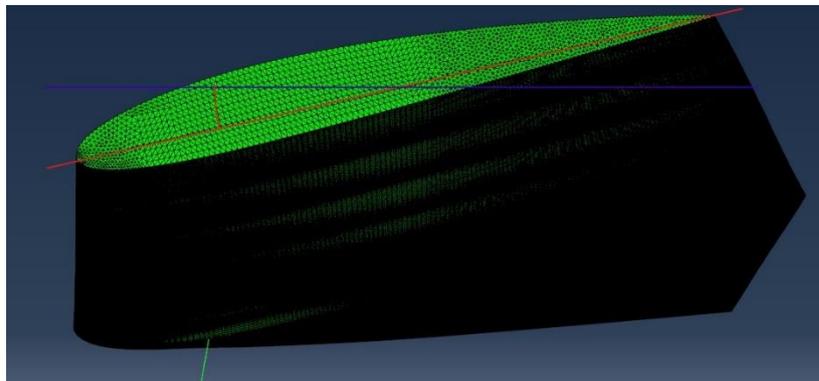
Como foi apresentado para os casos anteriores as figuras 35 e 36 representam a torção que ocorre na estrutura.

Figura 39 – Asa com Strut sem torção



Fonte: Autor (2022)

Figura 40 – Asa com Strut sujeita a torção



Fonte: Autor (2022)

Além de avaliar as tensões e deflexões que ocorrem na estrutura também é importante analisar a massa apresentada em cada caso, pois isto complementa a análise das estruturas. Nas tabelas 16 e 17 serão apresentadas as massas para os casos com painel e sem strut, com strut sem variação da área da seção transversal e com strut com variação da área da seção transversal.

Tabela 18 - Massa das estruturas com painéis e sem painéis

Estrutura	Material	Massa para 4 mm (kg)	Massa para 4.5 mm (kg)	Massa para 5.08 mm (kg)	Massa para 5.5 mm (kg)	Massa para 6 mm (kg)
Sem Painéis	Al 6061 t6	51,6985	58,1608	65,6571	71,0854	77,5477
	Al 2024 t6	53,2303	59,8841	67,6025	73,1916	79,8454
	Al 7075 t6	53,8047	60,5303	68,332	73,9815	80,7071
	Ti 6Al 4V	84,8238	95,4268	107,7262	116,6327	127,2357
Com Painéis	Al 6061 t6	67,1484	73,6107	81,107	86,5354	92,9977
	Al 2024 t6	69,138	75,7918	83,5102	89,0994	95,7532
	Al 7075 t6	69,8841	76,6097	84,4114	90,0609	96,7865
	Ti 6Al 4V	110,1732	120,7761	133,0756	141,9821	152,5851

Tabela 19 - Massa para a estrutura com strut com variação da área da seção transversal

Estrutura	Material	Massa para 4 mm (kg)	Massa para 4.5 mm (kg)	Massa para 5.08 mm (kg)	Massa para 5.5 mm (kg)	Massa para 6 mm (kg)
Com Painéis	Al 6061 t6	71,219	75,545	81,107	87,905	95,939
	Al 2024 t6	73,329	77,7834	83,5102	90,5096	98,7816
	Al 7075 t6	74,1206	78,6228	84,4114	91,4863	99,8476
	Ti 6Al 4V	116,852	123,9498	133,0756	144,2293	157,411

Ao observar as tabelas percebe-se que como o esperado as massas das estruturas variam conforme a espessura dos elementos aumenta. Analisando estas informações juntamente com os dados de tensão e deflexão é possível perceber que a melhora nos níveis de tensão e deflexão tem como penalidade a massa. Nota-se ainda que mesmo as ligas de titânio que apresentaram os melhores resultados as massas foram mais elevadas devido a sua maior densidade em relação as demais ligas.

Uma boa prática para avaliar a estrutura estudada está na comparação dos deslocamentos obtidos pelo método dos elementos finitos com um método analítico. Logo, o deslocamento da ponta da asa do Cessna 172 Skyhawk foi calculado utilizando a teoria de mecânica dos sólidos para uma viga engastada com a presença do strut. Primeiro foi calculado o deslocamento para uma seção sólida e retangular, para simplificar a geometria do aerofólio. Por último utilizando-se da mesma geometria, mas com a seção vazada para se aproximar ao que é visto na asa também foi calculado o deslocamento na ponta da asa. Neste caso foi considerado as paredes com espessura de 4mm, pois os resultados foram comparados com a estrutura com longarinas e nervuras com 4mm de espessura.

Tabela 20 – Comparação dos deslocamentos das estruturas

	Estrutura sólida	Estrutura Vazada	Longarina Frontal	Longarina Traseira
Deslocamento (mm)	1,0219	12,2296	11,0583	14,095

Analisando os resultados pode-se notar que a estrutura sólida apresenta menor deslocamento, pois esta apresenta maior momento de inércia em relação as demais. Já a estrutura vazada com paredes de 4 mm apresentou resultado entre os deslocamentos das longarinas frontal e traseira, o que sugere que os resultados apresentados pelo método dos elementos finitos sejam aceitáveis.

Por último foi realizado o cálculo de carga crítica e tensão crítica no strut com o intuito de saber quais seriam as máximas tensões e cargas suportadas durante o pouso e em solo. Os resultados das cargas e tensões críticas foram obtidas para cada tipo de material e diâmetro do strut, tais resultados podem ser observados nas tabelas de 61 a 64.

Tabela 21 – Carga crítica no strut com extremidades pinadas

Diâmetro (mm)	Pcr Al 6061 t6 (N)	Pcr Al 2024 t6 (N)	Pcr Al 7075 t6 (N)	Pcr Ti6Al4V (N)
15	681,9410	723,5107	709,6541	1126,3408
20	2155,2702	2286,6510	2242,8574	3559,7932
25	5261,8901	5582,6440	5475,7260	8690,9013
30	10911,0554	11576,1705	11354,4655	18021,4528
35	20214,0771	21446,2850	21035,5490	33386,9663

Tabela 22 – Tensão crítica no strut com extremidades pinadas

Diâmetro (mm)	σ_{cr} Al 6061 t6 (MPa)	σ_{cr} Al 2024 t6 (MPa)	σ_{cr} Al 7075 t6 (MPa)	σ_{cr} Ti6Al4V (MPa)
15	3,8590	4,0942	4,0158	6,3738
20	6,8604	7,2786	7,1392	11,3312
25	10,7194	11,3729	11,1551	17,7050
30	15,4360	16,3769	16,0633	25,4951
35	21,0101	22,2908	21,8639	34,7017
Tensão de Escoamento	276	345	503	880

Tabela 23 – Carga crítica no strut com extremidades engastadas

Diâmetro (mm)	Pcr Al 6061 t6 (N)	Pcr Al 2024 t6 (N)	Pcr Al 7075 t6 (N)	Pcr Ti6Al4V (N)
15	2727,7638	2894,0426	2838,6164	4505,3632
20	8621,0808	9146,6038	8971,4295	14239,1726
25	21047,5605	22330,5758	21902,9040	34763,6050
30	43644,2215	46304,6820	45417,8618	72085,8113
35	80856,3084	21446,2850	84142,1961	133547,8650

Tabela 24 – Tensão crítica no strut com extremidades engastadas

Diâmetro (mm)	σ_{cr} Al 6061 t6 (MPa)	σ_{cr} Al 2024 t6 (MPa)	σ_{cr} Al 7075 t6 (MPa)	σ_{cr} Ti6Al4V (MPa)
15	15,4360	16,3769	16,0633	25,4951
20	27,4418	29,1145	28,5569	45,3247
25	42,8777	45,4915	44,6202	70,8198
30	61,7439	65,5077	64,2531	101,9806
35	84,0404	89,1633	87,4557	138,8069
Tensão de Escoamento	276	345	503	880

As cargas e tensões críticas apresentadas acima foram calculadas utilizando as equações de Euler. Quando a aeronave estiver em solo ou durante o pouso o strut estará sujeito a cargas e tensões de compressão que podem resultar na flambagem do mesmo, logo para que isso não ocorra as cargas e tensões em solo ou durante o pouso não podem ser maiores que as apresentadas nas tabelas 19 a 22.

Também em relação as tensões as tabelas 20 e 22 apresentam as tensões de escoamento de cada material, pois é importante comparar estas tensões com as tensões no strut. Logo, ao se comparar as tensões de escoamento de cada material com as tensões nos strut que foram apresentadas nas tabelas 5 e 7 é possível notar que as tensões no strut são baixas em relação a tensão de escoamento, portanto o material não escoará.

6. CONCLUSÃO

As partes da estrutura (longarinas, nervuras, painéis e strut) são importantes e a falta ou adição de uma parte contribui para diminuir as tensões e também a deflexão. Também pode-se observar que, os painéis além de formarem uma superfície impermeável e serem responsáveis por transmitir as cargas para as longarinas e nervuras, sua remoção afeta a conectividade das estruturas, pois sem os painéis as longarinas tiveram um comportamento mais independente ao contrário de quando havia sua presença.

Nota-se ainda que a adição dos painéis proporcionou menores tensões, pois ao adicioná-los há também o aumento da área o que favorece a queda dos níveis de tensão. Como dito anteriormente sem os painéis as estruturas tornam-se menos conectadas, ou seja, sua presença proporciona maior união e estabilidade as longarinas de tal forma que a asa se torna mais rígida e logo haverá menor deflexão.

A adição do strut pode ocasionar a diminuição da tensão. Também nota-se que a adição do strut provoca uma maior concentração de tensão em uma determinada região (conexão strut-longarina) o que não ocorre na estrutura sem o strut. Neste último caso as tensões se distribuem mais sobre a estrutura e aumentam conforme se aproxima da raiz, o que é esperado, pois a asa pode ser modelada como uma viga engastada.

Devido a este fato é importante a escolha correta tanto da espessura das nervuras e longarinas quanto da área da seção transversal do strut, pois quanto maior for a espessura das nervuras e longarinas menor serão as tensões, porém haverá um incremento de massa. Logo, seria importante em estudos futuros maiores atenção para esta região, para determinar uma relação que possa tanto atender níveis de tensão aceitáveis para que a região não seja um ponto de falha, quanto que as soluções não afetem significativamente a massa da aeronave.

Nos estudos foram utilizadas três ligas de alumínio (Al 6061 t6, Al 2024 t6 e Al 7075 t6) além de uma liga de titânio (Ti 6Al 4V), cada qual com módulo de elasticidade diferente. As ligas de alumínio apresentaram resultados muito próximos, sendo que as ligas de Al 2024 t6 e Al 7075 t6 possuem os resultados mais próximos, pois também possuem módulo de elasticidade mais próximos. Quanto maior for o módulo de elasticidade menores serão as tensões e deflexões, pois a liga de titânio

que possuía maior módulo de elasticidade apresentou menores tensões na estrutura e menores deflexões, porém esta liga comparada as demais possui custo mais elevado e, portanto, é utilizada em projetos onde o custo não é um fator chave além de representar um aumento significativo da massa da aeronave.

Para um engenheiro aeroespacial é importante compreender a partes estruturais de uma asa, para que em projetos possa realizar boas escolhas e encontrar alternativas para solução de problemas. É importante compreender que a alteração de características como a espessura irá alterar o comportamento e tensões que são desenvolvidas na estrutura e também a massa da aeronave. Tal fato pode melhorar os resultados ou piorar de tal forma que as tensões podem ser tão grandes ao ponto de causar uma falha ou ainda mesmo que apresente bons resultados pode proporcionar penalidade na massa da aeronave. Logo, é importante uma análise cuidadosa para determinar as melhores dimensões da estrutura a fim de conciliar bons resultados nas tensões e deflexões sem uma grande penalidade na massa.

A escolha de material é outro fator importante, pois os materiais são escolhidos de acordo com cada objetivo para se projetar uma estrutura com boas propriedades mecânicas, mas que também atenda questões econômicas. O projeto de uma aeronave envolve vários fatores, uma boa compreensão de suas estruturas e dos materiais que são usados no setor aeroespacial irá auxiliar o engenheiro nas tomadas de decisões e na busca por alternativas para a realização ou melhoria de projetos.

REFERÊNCIAS

FAB. **14-bis/Alberto Santos Dumont**. Disponível em: <tps://www2.fab.mil.br/musal/index.php/aeronaves-em-exposicao/55-avioes/142-14bis>. Acesso em: 19 fev. 2022.

FERREIRO, S. R. **STRUCTURAL ANALYSIS OF STRUT-BRACED WING CONFIGURATION**. 2020. 47 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Aeroespacial, Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, 2020.

MEGSON, T. H. G. **Aircraft Structures for Engineering Students**. 6. ed. Great Britain: Butterworth-Heinemann: Elsevier, 2017.

MOURITZ, A. P. **Introduction to Aerospace Materials**. Cambridge: Woodhead Publishing Limited, 2012.

NAGHSHINEH-POUR, A. H. **Structural optimization and design of a strut-braced wing aircraft**. 1998. Thesis (Master of Science in Aerospace Engineering) - Faculty of the Virginia Polytechnic Institute and State University. Blacksburg, Virginia 1998.

NIU, M. C. Y. **Airframe Structure Desing**: practical desing information and data on aircraft structures. 2. ed. Hong Kong: Conmilit Press Ltd., 1989.

VÍDEO: avião agrícola cai durante decolagem em fazenda de TO: Asas da aeronave sobem e fazem o veículo girar e cair. Piloto passa bem e se recupera de duas fraturas na clavícula e em uma perna. 2021. Disponível em: <https://noticias.r7.com/cidades/video-aviao-agricola-cai-durante-decolagem-em-fazenda-de-to-11122021>. Acesso em: 15 fev. 2022.

DONALDSON, Bruce K. **Analysis of Aircraft Structures An Introduction**. 2. ed. New Delhi: Cambridge University Press, 2008. (Cambridge Aerospace Series).

COOK, R. D.; MALKUS, D. S.; PLESHA, M. E. **Concepts and Applications of Finite Element Analysis**. 3. ed. Madison: John Wiley & Sons, 1988.

PROENÇA, Sergio Persival Baroncini. **MECÂNICA DAS ESTRUTURAS AERONÁUTICAS**: Volume II. São Carlos: USP, 2009.

MA, Yiyuan; KARPUK, Stanislav; ELHAM, Ali. Conceptual design and comparative study of strut-braced wing and twin-fuselage aircraft configurations with ultra-high aspect ratio wings. Braunschweig, 31 jan. 2022.

ALVES FILHO, Avelino. **Elementos Finitos a Base da Tecnologia CAE**. 7. ed. São Paulo: Editora Érica Ltda, 2002.

LOGAN, Daryl L. **A First Course in the Finite Element Method**. 4. ed. Platteville: Thomsom, 2007.

Frazão, Dilva. Irmãos Wright: Inventores norte-americanos. **e biografia**. 05 de dez. de 2017. Disponível em: https://www.ebiografia.com/irmaos_wright/

CAMPOS, Antonio Carlos Vieira de. **Conhecimento Geral das Aeronaves (Asas Fixas)**. Palhoça: Universidade do Sul de Santa Catarina, 2011.

Patowary, Kaushik. **George Cayley: The Man Who Invented Flight**. Amusing Planet. 19 de nov. de 2020. Disponível em: <https://www.amusingplanet.com/2020/11/george-cayley-man-who-invented-flight.html>

ANDERSON JUNIOR, John D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 5. ed. New York: McGraw-Hill, 2011.

HIBBELER, Russell Charles. **Resistência dos Materiais**. 7. ed. São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2010.

Cessna. Disponível em: <https://cessna.txtav.com/en/piston/cessna-skyhawk>. Acesso em: 18/11/2022.

BlueprintBox. Disponível em: https://blueprintbox.com/details.php?image_id=24837. Acesso em: 14/12/2022.

APENDICE A – Equações para determinar as forças atuantes nas longarinas deduzidas a partir das equações de sustentação e momento arfagem retiradas do livro *Fundamentals of Aerodynamics*.

$$\begin{cases} F_1 + R_1 = Cl_1 \rho v^2 A_1 \\ x_{F,1} F_1 + x_{R,1} R_1 = \rho v^2 A_1 C_1 (Cm_{1/4} + Cl_1) \end{cases} \quad (7)$$

$$\begin{cases} F_2 + R_2 = Cl_2 \rho v^2 A_2 \\ x_{F,2} F_2 + x_{R,2} R_2 = \rho v^2 A_2 C_2 (Cm_{1/4} + Cl_2) \end{cases} \quad (8)$$

$$\begin{cases} F_3 + R_3 = Cl_3 \rho v^2 A_3 \\ x_{F,3} F_3 + x_{R,3} R_3 = \rho v^2 A_3 C_3 (Cm_{1/4} + Cl_3) \end{cases} \quad (9)$$

$$\begin{cases} F_4 + R_4 = Cl_4 \rho v^2 A_4 \\ x_{F,4} F_4 + x_{R,4} R_4 = \rho v^2 A_4 C_4 (Cm_{1/4} + Cl_4) \end{cases} \quad (10)$$

$$\begin{cases} F_5 + R_5 = Cl_5 \rho v^2 A_5 \\ x_{F,5} F_5 + x_{R,5} R_5 = \rho v^2 A_5 C_5 (Cm_{1/4} + Cl_5) \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} F_6 + R_6 = Cl_6 \rho v^2 A_6 \\ x_{F,6} F_6 + x_{R,6} R_6 = \rho v^2 A_6 C_6 (Cm_{1/4} + Cl_6) \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{cases} F_7 + R_7 = Cl_7 \rho v^2 A_7 \\ x_{F,7} F_7 + x_{R,7} R_7 = \rho v^2 A_7 C_7 (Cm_{1/4} + Cl_7) \end{cases} \quad (13)$$

$$\begin{cases} F_8 + R_8 = Cl_8 \rho v^2 A_8 \\ x_{F,8} F_8 + x_{R,8} R_8 = \rho v^2 A_8 C_8 (Cm_{1/4} + Cl_8) \end{cases} \quad (14)$$

$$\begin{cases} F_9 + R_9 = Cl_9 \rho v^2 A_9 \\ x_{F,9} F_9 + x_{R,9} R_9 = \rho v^2 A_9 C_9 (Cm_{1/4} + Cl_9) \end{cases} \quad (15)$$

$$\begin{cases} F_{10} + R_{10} = Cl_{10} \rho v^2 A_{10} \\ x_{F,10} F_{10} + x_{R,10} R_{10} = \rho v^2 A_{10} C_{10} (Cm_{1/4} + Cl_{10}) \end{cases} \quad (16)$$

$$\begin{cases} F_{11} + R_{11} = Cl_{11} \rho v^2 A_{11} \\ x_{F,11} F_{11} + x_{R,11} R_{11} = \rho v^2 A_{11} C_{11} (Cm_{1/4} + Cl_{11}) \end{cases} \quad (17)$$

$$\begin{cases} F_{12} + R_{12} = Cl_{12} \rho v^2 A_{12} \\ x_{F,12} F_{12} + x_{R,12} R_{12} = \rho v^2 A_{12} C_{12} (Cm_{1/4} + Cl_{12}) \end{cases} \quad (18)$$

$$\begin{cases} F_{13} + R_{13} = Cl_{13} \rho v^2 A_{13} \\ x_{F,13} F_{13} + x_{R,13} R_{13} = \rho v^2 A_{13} C_{13} (Cm_{1/4} + Cl_{13}) \end{cases} \quad (19)$$

$$\begin{cases} F_{14} + R_{14} = Cl_{14} \rho v^2 A_{14} \\ x_{F,14} F_{14} + x_{R,14} R_{14} = \rho v^2 A_{14} C_{14} (Cm_{1/4} + Cl_{14}) \end{cases} \quad (20)$$

$$\begin{cases} F_{15} + R_{15} = Cl_{15} \rho v^2 A_{15} \\ x_{F,15} F_{15} + x_{R,15} R_{15} = \rho v^2 A_{15} C_{15} (Cm_{1/4} + Cl_{15}) \end{cases} \quad (21)$$

APENDICE B – Tensões

Tabela 25 – Tensões máximas apresentadas nas estruturas

Estrutura	Material	Espessura das Nervuras, Longarinas e Painéis				
		4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Sem Painéis	Al 6061 t6	1061	919,4	792,3	718,4	645,4
	Al 2024 t6	1061	919,4	792,3	718,4	645,4
	Al 7075 t6	1061	919,4	792,3	718,4	645,4
	Ti 6Al 4V	1065	922,9	795,4	721,3	648,0
Com Painéis	Al 6061 t6	96,26	94,71	93,05	91,93	90,69
	Al 2024 t6	96,26	94,71	93,05	91,93	90,69
	Al 7075 t6	96,26	94,71	93,05	91,93	90,69
	Ti 6Al 4V	97,22	95,65	93,97	92,84	91,59
Com Strut	Al 6061 t6	93,07	82,91	73,52	67,91	62,23
	Al 2024 t6	93,07	82,91	73,52	67,91	62,23
	Al 7075 t6	93,07	82,91	73,52	67,91	62,23
	Ti 6Al 4V	93,33	83,13	73,71	68,08	62,38

Tabela 26 – Tensões máximas apresentadas nas estruturas em relação a área da seção transversal do strut

Estrutura	Material	Área da Seção Transversal do Strut				
		706,8583 mm ²	1256,637 mm ²	1963,495 mm ²	2827,433 mm ²	3848,451 mm ²
Com Strut	Al 6061 t6	70,89	72,67	73,52	73,99	74,28
	Al 2024 t6	70,89	72,67	73,52	73,99	74,28
	Al 7075 t6	70,89	72,67	73,52	73,99	74,28
	Ti 6Al 4V	71,07	72,85	73,71	74,18	74,47

Tabela 27 – Tensão no strut sem variação da área da seção transversal

Estrutura	Material	Espessura das Nervuras, Longarinas e Painéis				
		4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Com Strut	Al 6061 t6	5,9315	5,9478	5,961	5,968	5,974
	Al 2024 t6	5,9315	5,9478	5,961	5,968	5,974
	Al 7075 t6	5,9315	5,9478	5,961	5,968	5,974
	Ti 6Al 4V	5,93	5,9461	5,9591	5,9659	5,9718

Tabela 28 – Tensão no strut com variação da área da seção transversal

Estrutura	Material	Área da Seção Transversal do Strut				
		706,8583 mm ²	1256,637 mm ²	1963,495 mm ²	2827,433 mm ²	3848,451 mm ²
Com Strut	Al 6061 t6	15,9399	9,2011	5,961	4,1674	3,0742
	Al 2024 t6	15,9399	9,2011	5,961	4,1674	3,0742
	Al 7075 t6	15,9399	9,2011	5,961	4,1674	3,0742
	Ti 6Al 4V	15,9344	9,1981	5,9591	4,1661	3,0733

APENDICE C – Deslocamentos

Tabela 29 – Deslocamentos da região superior da longarina frontal

Estrutura	Material	Espessura das Nervuras, Longarinas e Painéis				
		4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Sem Painéis	Al 6061 t6	-196,538	-84,5589	6,1839	53,312	94,8377
	Al 2024 t6	-187,037	-80,4712	5,8849	50,7348	90,253
	Al 7075 t6	-188,863	-81,2568	5,9424	51,2301	91,1342
	Ti 6Al 4V	-120,234	-52,3422	2,7137	31,329	56,5617
Com Painéis	Al 6061 t6	70,6767	69,6804	68,5574	67,7647	66,8425
	Al 2024 t6	67,26	66,3118	65,2431	64,4888	63,6112
	Al 7075 t6	67,9167	66,9592	65,8801	65,1184	64,2322
	Ti 6Al 4V	42,7516	42,1445	41,4606	40,978	40,4169
Com Strut	Al 6061 t6	11,4317	11,0921	10,7646	10,5599	10,3432
	Al 2024 t6	10,879	10,5559	10,2442	10,0494	9,8431
	Al 7075 t6	10,9852	10,6589	10,3442	10,1475	9,9392
	Ti 6Al 4V	6,9242	6,7187	6,5204	6,3965	6,2652

Tabela 30 – Deslocamento da região superior da longarina frontal com variação da área da seção transversal do strut

Estrutura	Material	Área da Seção Transversal do Strut				
		706,8583 mm ²	1256,637 mm ²	1963,495 mm ²	2827,433 mm ²	3848,451 mm ²
Com Strut	Al 6061 t6	12,6397	11,1735	10,4676	10,0766	9,8382
	Al 2024 t6	12,0287	10,6333	9,9616	9,5895	9,3626
	Al 7075 t6	12,1461	10,7372	10,0588	9,6831	9,454
	Ti 6Al 4V	7,6535	6,7666	6,3396	6,103	5,9588

Tabela 31 – Deslocamentos da região central da longarina frontal

Estrutura	Material	Espessura das Nervuras, Longarinas e Painéis				
		4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Sem Painéis	Al 6061 t6	-196,538	-84,5592	6,1836	53,3118	94,8375
	Al 2024 t6	-187,037	-80,4714	5,8847	50,7346	90,2528
	Al 7075 t6	-188,863	-81,257	5,9422	51,2299	91,1339
	Ti 6Al 4V	-120,234	-52,3423	2,7136	31,3289	56,5615
Com Painéis	Al 6061 t6	70,6769	69,6805	68,5575	67,7648	66,8426
	Al 2024 t6	67,2602	66,312	65,2433	64,4889	63,6113
	Al 7075 t6	67,9169	66,9594	65,8802	65,1185	64,2323
	Ti 6Al 4V	42,7517	42,1446	41,4606	40,9781	40,417
Com Strut	Al 6061 t6	11,4322	11,0925	10,7648	10,5601	10,3433
	Al 2024 t6	10,8795	10,5563	10,2444	10,0496	9,8433
	Al 7075 t6	10,9857	10,6593	10,3445	10,1477	9,9394
	Ti 6Al 4V	6,9245	6,7189	6,5206	6,3966	6,2653

Tabela 32 – Deslocamento da região central da longarina frontal com variação da área da seção transversal do strut

Estrutura	Material	Área da Seção Transversal do Strut				
		706,8583 mm ²	1256,637 mm ²	1963,495 mm ²	2827,433 mm ²	3848,451 mm ²
Com Strut	Al 6061 t6	12,924	11,4659	10,7648	10,3768	10,1402
	Al 2024 t6	12,2993	10,9116	10,2444	9,8751	9,65
	Al 7075 t6	12,4193	11,0182	10,3445	9,9715	9,7442
	Ti 6Al 4V	7,8267	6,9447	6,5206	6,2858	6,1427

Tabela 33 – Deslocamentos da região inferior da longarina frontal

Estrutura	Material	Espessura das Nervuras, Longarinas e Painéis				
		4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Sem Painéis	Al 6061 t6	-196,538	-84,5591	6,1837	53,3119	94,8376
	Al 2024 t6	-187,037	-80,4713	5,8848	50,7346	90,2529
	Al 7075 t6	-188,863	-81,2569	5,9422	51,23	91,134
	Ti 6Al 4V	-120,234	-52,3423	2,7136	31,3289	56,5616
Com Painéis	Al 6061 t6	70,677	69,6805	68,5575	67,7648	66,8426
	Al 2024 t6	67,2603	66,312	65,2433	64,4889	63,6112
	Al 7075 t6	67,9169	66,9594	65,8802	65,1185	64,2323
	Ti 6Al 4V	42,7517	42,1446	41,4606	40,9781	40,417
Com Strut	Al 6061 t6	11,4325	11,0927	10,765	10,5602	10,3434
	Al 2024 t6	10,8798	10,5565	10,2446	10,0497	9,8434
	Al 7075 t6	10,986	10,6595	10,3446	10,1478	9,9395
	Ti 6Al 4V	6,9247	6,719	6,5206	6,3967	6,2654

Tabela 34 – Deslocamento da região central da longarina frontal com variação da área da seção transversal do strut

Estrutura	Material	Área da Seção Transversal do Strut				
		706,8583 mm ²	1256,637 mm ²	1963,495 mm ²	2827,433 mm ²	3848,451 mm ²
Com Strut	Al 6061 t6	12,9242	11,4661	13,7913	10,3769	10,1404
	Al 2024 t6	12,2994	10,9118	10,2446	9,8753	9,6501
	Al 7075 t6	12,4195	11,0183	10,3446	9,9717	9,7444
	Ti 6Al 4V	7,8268	6,9448	6,5206	6,2859	6,1428

Tabela 35 – Deslocamentos da região superior da longarina traseira

Estrutura	Material	Espessura das Nervuras, Longarinas e Painéis				
		4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Sem Painéis	Al 6061 t6	1856,18	1559,39	1299,83	1152,66	1010,28
	Al 2024 t6	1766,45	1484,01	1236,99	1096,94	961,44
	Al 7075 t6	1783,69	1498,5	1249,07	1107,64	970,826
	Ti 6Al 4V	1124,65	944,912	787,683	698,522	612,253
Com Painéis	Al 6061 t6	73,6861	72,2667	71,1155	70,3018	69,354
	Al 2024 t6	69,7433	68,7731	67,6776	66,9032	66,0012
	Al 7075 t6	70,4242	69,4445	68,3384	67,5564	66,6456
	Ti 6Al 4V	44,3447	43,7234	43,0221	42,5266	41,9497
Com Strut	Al 6061 t6	14,4809	14,1313	13,7913	13,5771	13,3486
	Al 2024 t6	13,7808	13,4482	13,1246	12,9207	12,7033
	Al 7075 t6	13,9154	13,5795	13,2527	13,0468	12,8273
	Ti 6Al 4V	8,7864	8,5748	8,3687	8,2389	8,1005

Tabela 36 – Deslocamento da região superior da longarina traseira com variação da área da seção transversal do strut

Estrutura	Material	Área da Seção Transversal do Strut				
		706,8583 mm ²	1256,637 mm ²	1963,495 mm ²	2827,433 mm ²	3848,451 mm ²
Com Strut	Al 6061 t6	15,9329	14,4867	13,7913	13,4063	13,1717
	Al 2024 t6	15,1627	13,7863	13,1246	12,7582	12,535
	Al 7075 t6	15,3107	13,9209	13,2527	12,8828	12,6573
	Ti 6Al 4V	9,6642	8,7894	8,3687	8,1359	7,994

Tabela 37 – Deslocamentos da região central da longarina traseira

Estrutura	Material	Espessura das Nervuras, Longarinas e Painéis				
		4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Sem Painéis	Al 6061 t6	1856,18	1559,39	1299,83	1152,66	1010,28
	Al 2024 t6	1766,45	1484,01	1236,99	1096,94	961,44
	Al 7075 t6	1783,69	1498,5	1249,07	1107,64	970,826
	Ti 6Al 4V	1124,65	944,912	787,683	698,522	612,253
Com Painéis	Al 6061 t6	73,6863	72,2668	71,1157	70,3019	69,3541
	Al 2024 t6	69,7435	68,7733	67,6778	66,9033	66,0014
	Al 7075 t6	70,4244	69,4447	68,3385	67,5565	66,6457
	Ti 6Al 4V	44,3448	43,7235	43,0222	42,5267	41,9498
Com Strut	Al 6061 t6	14,4809	14,1314	13,7913	13,5771	13,3487
	Al 2024 t6	13,7809	13,4482	13,1246	12,9208	12,7034
	Al 7075 t6	13,9154	13,5795	13,2527	13,0469	12,8274
	Ti 6Al 4V	8,7865	8,5748	8,3688	8,239	8,1005

Tabela 38 – Deslocamento da região central da longarina traseira com variação da área da seção transversal do strut

Estrutura	Material	Área da Seção Transversal do Strut				
		706,8583 mm ²	1256,637 mm ²	1963,495 mm ²	2827,433 mm ²	3848,451 mm ²
Com Strut	Al 6061 t6	15,933	14,4867	13,7913	13,4064	13,1717
	Al 2024 t6	15,1628	13,7864	13,1246	12,7583	12,535
	Al 7075 t6	15,3108	13,921	13,2527	12,8828	12,6574
	Ti 6Al 4V	9,6643	8,7894	8,3688	8,1359	7,994

Tabela 39 – Deslocamentos da região inferior da longarina traseira

Estrutura	Material	Espessura das Nervuras, Longarinas e Painéis				
		4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Sem Painéis	Al 6061 t6	1856,18	1559,39	1299,83	1152,66	1010,2
	Al 2024 t6	1766,45	1484,01	1236,99	1096,94	961,44
	Al 7075 t6	1783,69	1498,5	1249,07	1107,64	970,827
	Ti 6Al 4V	1124,65	944,912	787,683	698,523	612,253
Com Painéis	Al 6061 t6	73,6865	72,267	71,1158	70,302	69,3542
	Al 2024 t6	69,7437	68,7734	67,6779	66,9034	66,0014
	Al 7075 t6	70,4246	69,4449	68,3386	67,5566	66,6458
	Ti 6Al 4V	44,345	43,7236	43,0223	42,5268	41,9499
Com Strut	Al 6061 t6	14,4809	14,1314	13,7913	13,5771	13,3487
	Al 2024 t6	13,7809	13,4482	13,1246	12,9208	12,7034
	Al 7075 t6	13,9154	13,5795	13,2528	13,0469	12,8274
	Ti 6Al 4V	8,7865	8,5748	8,3688	8,239	8,1005

Tabela 40 – Deslocamento da região inferior da longarina traseira com variação da área da seção transversal do strut

Estrutura	Material	Área da Seção Transversal do Strut				
		706,8583 mm ²	1256,637 mm ²	1963,495 mm ²	2827,433 mm ²	3848,451 mm ²
Com Strut	Al 6061 t6	15,933	14,4867	10,765	13,4064	13,1718
	Al 2024 t6	15,1628	13,7864	13,1246	12,7583	12,535
	Al 7075 t6	15,3108	13,921	13,2528	12,8828	12,6574
	Ti 6Al 4V	9,6643	8,7894	8,3688	8,1359	7,994

Tabela 41 - Deslocamento da região de conexão strut-longarina sem variação da área da seção transversal do strut

Estrutura	Material	Espessura das Nervuras, Longarinas e Painéis				
		4 mm	4,5 mm	5,08 mm	5,5 mm	6 mm
Com Strut	Al 6061 t6	1,2251	1,1398	1,0642	1,0205	0,9773
	Al 2024 t6	1,1658	1,0847	1,0127	0,9711	0,93
	Al 7075 t6	1,1772	1,0953	1,0226	0,9806	0,9391
	Ti 6Al 4V	0,7403	0,6887	0,643	0,6166	0,5904

Tabela 42 - Deslocamento da região de conexão strut-longarina com variação da área da seção transversal do strut

Estrutura	Material	Área da Seção Transversal do Strut				
		706,8583 mm ²	1256,637 mm ²	1963,495 mm ²	2827,433 mm ²	3848,451 mm ²
Com Strut	Al 6061 t6	2,0221	1,3752	1,0642	0,892	0,7871
	Al 2024 t6	1,9244	1,3088	1,0127	0,8489	0,749
	Al 7075 t6	1,951	1,3215	1,0226	0,8572	0,7563
	Ti 6Al 4V	1,2228	0,8313	0,643	0,5388	0,4753

APENDICE D – Coeficientes de sustentação (Cl) e Coeficientes de momento em $\frac{1}{4}$ de corda ($Cm\frac{1}{4}$).

Tabela 43 - Coeficientes de Sustentação (Cl) e Coeficientes de momento em $\frac{1}{4}$ de corda para um lado da asa

Envergadura	Cl	$Cm\frac{1}{4}$
0,1036	0,176515	-0,0537
0,3101	0,176404	-0,05369
0,5146	0,176184	-0,05368
0,7161	0,175857	-0,05366
0,913	0,175427	-0,05363
1,1044	0,174899	-0,0536
1,289	0,174279	-0,05355
1,4656	0,173577	-0,0535
1,6331	0,172801	-0,05343
1,7907	0,171965	-0,05335
1,9371	0,17108	-0,05325
2,0716	0,170163	-0,05313
2,1934	0,169229	-0,05299
2,3016	0,168294	-0,05283
2,3956	0,167376	-0,05265
2,4749	0,166488	-0,05245
2,5389	0,165641	-0,05225
2,5873	0,164842	-0,05204
2,6197	0,164089	-0,05184
2,6359	0,163405	-0,05169
2,744	0,16447	-0,05213
2,9512	0,164475	-0,05246
3,1566	0,163925	-0,0526
3,3588	0,162931	-0,05262
3,5565	0,161482	-0,05257
3,7486	0,159533	-0,05244
3,9338	0,157016	-0,05223
4,1111	0,153846	-0,05192
4,2793	0,149923	-0,05148
4,4374	0,145131	-0,05086
4,5845	0,13934	-0,04998
4,7195	0,1324	-0,04876
4,8417	0,124157	-0,04706
4,9503	0,114454	-0,04474
5,0447	0,103151	-0,04162
5,1243	0,090153	-0,03754
5,1885	0,075444	-0,03235
5,2371	0,05914	-0,02602
5,2696	0,041596	-0,01865
5,2859	0,024267	-0,01099