

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA
CENTRO DE TECNOLOGIA
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AEROESPACIAL

Ana Luiza de Souza Maran

**PROCEDIMENTO MULTIDISCIPLINAR DE ANÁLISE DE TENSÕES EM
COMPONENTES ESTRUTURAIS DE ASAS DE RPAS**

Santa Maria, RS
2021

Ana Luiza de Souza Maran

**PROCEDIMENTO MULTIDISCIPLINAR DE ANÁLISE DE TENSÕES EM
COMPONENTES ESTRUTURAIS DE ASAS DE RPAS**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para obtenção do grau de **Bacharel em Engenharia Aeroespacial**.

ORIENTADOR: Prof. Carlos Eduardo de Souza

Santa Maria, RS
2021

Ana Luiza de Souza Maran

**PROCEDIMENTO MULTIDISCIPLINAR DE ANÁLISE DE TENSÕES EM
COMPONENTES ESTRUTURAIS DE ASAS DE RPAS**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para obtenção do grau de **Bacharel em Engenharia Aeroespacial**.

Aprovado em 8 de fevereiro de 2021:

Carlos Eduardo de Souza, Dr. (UFSM)
(Presidente/Orientador)

Marcos Daniel de Freitas Awruch, Dr. (UFSM)

René Quispe Rodriguez, Dr. (UFSM)

Santa Maria, RS
2021

RESUMO

PROCEDIMENTO MULTIDISCIPLINAR DE ANÁLISE DE TENSÕES EM COMPONENTES ESTRUTURAIS DE ASAS DE RPAS

AUTORA: Ana Luiza de Souza Maran
ORIENTADOR: Carlos Eduardo de Souza

As aeronaves remotamente pilotadas, ou RPAs, apresentam aplicações diversas e crescentes ao longo das últimas décadas. Durante o voo, tais aeronaves estão sujeitas a cargas aerodinâmicas distribuídas atuando sobre o centro aerodinâmico, respectivamente, forças de sustentação, de arrasto e momento de arfagem. Esse trabalho propõe uma metodologia de análise de tensões de componentes estruturais de asas de RPAs sob carregamentos aerodinâmicos distribuídos em condições críticas de voo. Para tanto, constrói-se uma rotina em Matlab para construção do envelope combinado de manobras e rajadas, identificação das condições críticas de voo e distribuição de cargas aerodinâmicas, parcialmente automatizada. Também desenvolve-se um procedimento para a substituição dos carregamentos distribuídos por cargas concentradas, geradas automaticamente em uma rotina em Python. Concluído o pré-processamento do modelo de estudo (uma RPA projetada para o Aerodesign) na interface gráfica do *software* de elementos finitos ABAQUS/CAE, reproduz-se a rotina em Python em sua interface de programação e solicita-se uma análise estática. Finalmente, durante o pós-processamento, avaliam-se as tensões máximas e mínimas nos componentes estruturais da semi-asa de acordo com o critério de falha da Tensão Normal Máxima para materiais frágeis anisotrópicos.

Palavras-chave: Aerodinâmica. Asas. Automatização. Cargas aerodinâmicas. Elementos finitos. Estruturas. Procedimentos. Tensões.

ABSTRACT

MULTIDISCIPLINARY PROCEDURE FOR STRESS ANALYSIS IN STRUCTURAL COMPONENTS OF RPA WINGS

AUTHOR: Ana Luiza de Souza Maran

ADVISOR: Carlos Eduardo de Souza

Remotely piloted aircraft, RPA, have a growing variety of applications over the past decades. During flight, such aircrafts are subjected to distributed aerodynamic loads that act on the aerodynamic center, respectively, lift, drag and pitching moment. The present study offers a methodology for structural stress analysis of RPA's wings components under distributed aerodynamic loads in critical flight conditions. Therefore, a routine was built using Matlab to build the combined envelope of gust and maneuvers, to identify the critical flight conditions and to distribute the aerodynamic loads, partially automated. Also, a procedure was developed for the replacement of the distributed loads for concentrated loads automatically generated in a Python routine. Once the pre-process of the study model is completed (an RPA designed for Aerodesign) using the graphical interface of finite element software ABAQUS/CAE, the routine in Python is reproduced in its programming interface, and a static analysis is requested. Finally, during post-processing, the maximum and minimum stresses acting on the structural components of the half-wing are evaluated according to the failure criterion of the Maximum Normal Stress for anisotropic fragile materials.

Keywords: Aerodynamics. Aerodynamic loads. Automation. Finite elements. Procedures. Stress. Structures. Wings.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 – Relação entre os diversos setores dentro do projeto.	18
Figura 3.1 – Os principais componentes estruturais de uma asa.	26
Figura 3.2 – Representação bidimensional dos três principais sistemas de coordenadas.	28
Figura 3.3 – Pressão e tensão de cisalhamento na superfície de um perfil aerodinâmico.	29
Figura 3.4 – Força e momento resultantes no perfil aerodinâmico.	29
Figura 3.5 – Força resultante e suas componentes no sistema aerodinâmico e do corpo.	30
Figura 3.6 – Curva genérica $c_l \times \alpha$ do perfil aerodinâmico.	31
Figura 3.7 – Forças aerodinâmicas atuantes no CA, a esquerda, e no CP, a direita. ..	32
Figura 3.8 – Principais parâmetros geométricos da asa - vista do extradorso.	33
Figura 3.9 – Distribuição genérica de sustentação ao longo da envergadura.	34
Figura 3.10 – Significado físico do diagrama de manobras.	40
Figura 3.11 – Envelope combinado de manobras e rajadas.	41
Figura 3.12 – Forças externas em equilíbrio com as forças internas (esquerda) e tensão normal e cisalhante no ponto P (direita).	43
Figura 3.13 – Componentes da tensão no sistema cartesiano.	44
Figura 4.1 – Metodologia proposta para o trabalho.	50
Figura 4.2 – Dimensões de referência da longarina.	53
Figura 4.3 – Partições e sets (em vermelho) na mesa superior da semi-longarina. ...	55
Figura 4.4 – Exemplificação das cargas na direção da corda, da normal e de momento aplicadas simultaneamente na seção transversal da semi-longarina.	56
Figura 5.1 – Vista isométrica do modelo CAD do Bandeirante e suas principais dimensões.	59
Figura 5.2 – Diagrama V_n	63
Figura 5.3 – Cargas aerodinâmicas distribuídas atuando na direção da normal ao longo da envergadura.	64
Figura 5.4 – Cargas aerodinâmicas distribuídas atuando na direção da corda ao longo da envergadura.	65
Figura 5.5 – Momentos de arfagem ao longo da envergadura.	66
Figura 5.6 – Semi-asa direita do modelo CAE.	67
Figura 5.7 – Vista do extradorso da semi-asa com todas as cargas e condição de contorno para a condição PLAA.	68
Figura 5.8 – Tensões normais na direção longitudinal às fibras [MPa] - condição PLAA.	69
Figura 5.9 – Tensões normais na direção transversal às fibras [MPa] - condição PLAA.	69
Figura 5.10 – Tensões cisalhantes no plano de tensões [MPa] - condição PLAA.	70
Figura 5.11 – Deslocamentos ao longo da semi-envergadura [mm] - caso PLAA.	71
Figura 5.12 – Forças, à esquerda, e momentos, à direita, de reação na semi-asa - caso PLAA.	72
Figura A.1 – Os módulos (esquerda) e a árvore de projeto (direita) na interface GUI do ABAQUS/CAE.	81
Figura A.2 – Interface GUI do ABAQUS, com destaque para as principais ferramentas voltadas para a interface de <i>script</i>	83
Figura A.3 – Comandos para importação dos módulos no início do arquivo .py.	84

Figura B.1 – Comandos em Python utilizados durante o <i>script</i> para o ABAQUS.	85
Figura C.1 – Cargas concentradas ao longo da semi-envergadura.	86
Figura C.2 – Cargas concentradas equivalentes ao momento de arfagem ao longo da semi-envergadura - condições PHAA, NHAA e NLAA.	87
Figura C.3 – Esforço cortante ao longo da envergadura.	88
Figura C.4 – Momento fletor ao longo da envergadura.	89
Figura D.1 – Tensões normais no sentido longitudinal às fibras [MPa] - condição PHAA.	90
Figura D.2 – Tensões normais no sentido longitudinal às fibras [MPa] - condição NLAA.	90
Figura D.3 – Tensões normais no sentido longitudinal às fibras [MPa] - condição NHAA.	91
Figura D.4 – Tensões normais no sentido transversal às fibras [MPa] - condição PHAA.	91
Figura D.5 – Tensões normais no sentido transversal às fibras [MPa] - condição NLAA.	91
Figura D.6 – Tensões normais no sentido transversal às fibras [MPa] - condição NHAA.	92
Figura D.7 – Tensões cisalhantes no plano de tensões [MPa] - condição PHAA.	92
Figura D.8 – Tensões cisalhantes no plano de tensões [MPa] - condição NLAA.	92
Figura D.9 – Tensões cisalhantes no plano de tensões [MPa] - condição NHAA.	93
Figura D.10 – Deslocamentos ao longo da semi-envergadura [mm] - caso PHAA.	93
Figura D.11 – Deslocamentos ao longo da semi-envergadura [mm] - caso NLAA.	93
Figura D.12 – Deslocamentos ao longo da semi-envergadura [mm] - caso NHAA.	94
Figura D.13 – Forças, à esquerda, e momentos, à direita, de reação na semi-asa - caso PHAA.	94
Figura D.14 – Forças, à esquerda, e momentos, à direita, de reação na semi-asa - caso NLAA.	94
Figura D.15 – Forças, à esquerda, e momentos, à direita, de reação na semi-asa - caso NHAA.	95

LISTA DE TABELAS

Tabela 5.1 – Dados importantes do Bandeirante.....	60
Tabela 5.2 – Propriedades da madeira balsa.	60
Tabela 5.3 – Dados de entrada do Diagrama Vn.....	61
Tabela 5.4 – Ângulos de ataque, velocidades equivalentes e forças resultantes no sistema aerodinâmico e do corpo.	64
Tabela 5.5 – Forças e momento de reação previstos para a semi-asa.....	67
Tabela 5.6 – Seções de materiais no modelo CAE.....	68
Tabela 5.7 – Comparação entre as forças e momentos de reação finais da estrutura com os previstos.....	72
Tabela 5.8 – Resultados da análise estática.....	73

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

<i>ANAC</i>	Agência Nacional de Aviação Civil
<i>BA</i>	Bordo de ataque
<i>BF</i>	Bordo de fuga
<i>CA</i>	Centro aerodinâmico
<i>CAA</i>	<i>Civil Aviation Authority</i>
<i>CAD</i>	<i>Computed aided design</i>
<i>CAE</i>	<i>Computer aided engineering</i>
<i>CP</i>	Centro de pressão
<i>CS</i>	<i>Certification Specification</i>
<i>EASA</i>	<i>European Aviation Safety Agency</i>
<i>EPS</i>	<i>Expanded polystyrene</i>
<i>FAA</i>	<i>Federal Aviation Administration</i>
<i>FAR</i>	<i>Federal Aviation Regulations</i>
<i>GSA</i>	<i>Ground structure approach</i>
<i>GUI</i>	<i>Grafical user interface</i>
<i>ICAO</i>	<i>International Civil Aviation Organization</i>
<i>JAA</i>	<i>Jointed Aviation Authorities</i>
<i>JAR</i>	<i>Jointed Aviation Regulations</i>
<i>KBE</i>	<i>Knowledge Based Engineering</i>
<i>LLT</i>	<i>Lifting line theory</i>
<i>MEF</i>	Método dos Elementos Finitos
<i>MNS</i>	<i>Maximum normal stress</i>
<i>NHAA</i>	<i>Negative high angle of attack</i>
<i>NIAA</i>	<i>Negative intermediate angle of attack</i>
<i>NLAA</i>	<i>Negative low angle of attack</i>
<i>PHAA</i>	<i>Positive high angle of attack</i>
<i>PLAA</i>	<i>Positive low angle of attack</i>

<i>RBAC</i>	Regulamentos Brasileiros da Aviação Civil
<i>RPA</i>	<i>Remotely piloted aircraft</i>
<i>SAE</i>	<i>Society of Automative Engineers</i>
<i>VLM</i>	<i>Vortex lattice method</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

a	Coeficiente angular da reta $c_1 \times \alpha$
A_L	Incremento de aceleração
AR	Razão de aspecto
b	Envergadura da asa
c	Corda do perfil aerodinâmico
\bar{c}	Corda média aerodinâmica
$C_{0,1,2}$	Invariantes da matriz de tensões
c_d	Coeficiente de arrasto do perfil aerodinâmico
C_D	Coeficiente de arrasto da asa
C_{D_0}	Coeficiente de arrasto parasita da asa
C_{D_i}	Coeficiente de arrasto induzido da asa
c_l	Coeficiente de sustentação do perfil aerodinâmico
c_{l_0}	Coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo do perfil aerodinâmico
$c_{l_{\max}}$	Coeficiente de sustentação máximo do perfil aerodinâmico
C_L	Coeficiente de sustentação da asa
$C_{L_{\max}}$	Coeficiente de sustentação máximo da asa
$C_{L_{\min}}$	Coeficiente de sustentação mínimo da asa
c_m	Coeficiente de arfagem do perfil aerodinâmico
C_m	Coeficiente de arfagem da asa
C_r	Corda na raiz da asa
C_t	Corda na ponta da asa
d	Força de arrasto no perfil aerodinâmico
e	Fator de eficiência da geometria da asa
E	Módulo de elasticidade
$F_{1,2,3}$	Forças externas agindo em um corpo
F_c	Força resultante na direção da corda do perfil aerodinâmico
F_C	Força resultante na direção da corda da asa

F_i	Força de inércia
F_n	Força resultante na direção da normal do perfil aerodinâmico
F_N	Força resultante na direção da normal da asa
FS	Fator de segurança para análises de cargas limites
FS_{CF}	Fator de segurança para tensões a partir de um critério de falha
g	Aceleração da gravidade
G	Módulo de rigidez
G_{12}	Módulo de rigidez no plano de tensões principal
$G_{13,23}$	Módulo de rigidez nos planos normais ao plano de tensões principal
h_{long}	Altura da alma da longarina
k	Fator de correção para velocidade equivalente ao nível do mar
K	Fator de correção de alívio de rajada
K_{C_L}	Fator de correção para o cálculo do coeficiente de sustentação mínimo
l	Força de sustentação no perfil aerodinâmico
L	Força de sustentação na asa
L_E	Força de sustentação em uma asa de geometria elíptica
L_{long}	Largura da mesa da longarina
L_{NHAA}	Carga de sustentação na direção x do caso NHAA
L_{NLAA}	Carga de sustentação na direção x do caso NLAA
L_{PHAA}	Carga de sustentação na direção x do caso PHAA
L_{PLAA}	Carga de sustentação na direção x do caso PLAA
L_S	Força de sustentação obtida pelo método Schrenk
L_{secoes}	Largura das seções entre as cargas concentradas
L_T	Força de sustentação de uma asa de geometria trapezoidal
m	Momento resultante no perfil aerodinâmico
$m_{1/4}$	Momento em torno do centro aerodinâmico do perfil aerodinâmico
$M_{1/4}$	Momento em torno do centro aerodinâmico da asa
M_{fletor}	Momento fletor
n	Fator de carga

\mathbf{n}_T	Vetor diretor de comprimento unitário
\mathbf{n}_{lim}	Fator de carga limite positivo
$\mathbf{n}_{-\text{lim}}$	Fator de carga limite negativo
\mathbf{n}_{ult}	Fator de carga último positivo
$\mathbf{n}_{-\text{ult}}$	Fator de carga último negativo
N	Número de cargas concentradas ao longo da semi-envergadura
T	Tensão resultante no ponto P de um corpo arbitrário
$UDE_{1,2}$	Velocidades de rajada
V_0	Velocidade equivalente de projeto
V_A	Velocidade de manobra positiva
V_{-A}	Velocidade de manobra negativa
V_C	Velocidade de cruzeiro
$V_{C_{\text{max}}}$	Velocidade de cruzeiro máxima
$V_{C_{\text{min}}}$	Velocidade de cruzeiro mínima
V_{cortante}	Esforço cortante
V_D	Velocidade de mergulho
$V_{D_{\text{max}}}$	Velocidade de mergulho máxima
$V_{D_{\text{min}}}$	Velocidade de mergulho mínima
V_H	Velocidade máxima
V_S	Velocidade de estol
V_{som}	Velocidade do som
V_{∞}	Velocidade do vento relativo (de projeto)
W	Peso máximo da aeronave
W_S	Carregamento obtido pelo método de Schrenk
x	Eixo x do sistema aerodinâmico
x_c	Eixo x do sistema do corpo
x_{CP}	Distância do centro de pressão até o bordo de ataque
x_i	Eixo x do sistema terrestre inercial
y	Eixo y do sistema aerodinâmico

\bar{y}	Distância da corda média aerodinâmica até o plano de simetria longitudinal da asa
y_c	Eixo y do sistema do corpo
y_i	Eixo y do sistema terrestre inercial
z	Eixo z do sistema aerodinâmico
z_c	Eixo z do sistema do corpo
z_i	Eixo z do sistema terrestre inercial
α	Ângulo de ataque em relação ao vento relativo
α_0	Ângulo de ataque para coeficiente de sustentação nulo
γ_{xy}	Deformação na superfície normal à x, na direção y
γ_{xz}	Deformação na superfície normal à x, na direção z
γ_{yx}	Deformação na superfície normal à y, na direção x
γ_{yz}	Deformação na superfície normal à y, na direção z
γ_{zx}	Deformação na superfície normal à z, na direção x
γ_{zy}	Deformação na superfície normal à z, na direção y
Γ	Circulação
Γ_0	Circulação máxima, obtida na origem
ΔA	Área infinitesimal ao redor do ponto P de um corpo
ΔF	Força agindo sobre uma área infinitesimal de um corpo
ΔL	Incremento de sustentação
$[\varepsilon]$	Matriz de deformações
ε_{xx}	Deformação na superfície normal à x, na direção x
ε_{yy}	Deformação na superfície normal à y, na direção y
ε_{zz}	Deformação na superfície normal à z, na direção z
λ	Ângulo de afilamento
$\Lambda_{c/4}$	Ângulo de enflechamento da linha situada a 1/4 da corda
Λ_{LE}	Ângulo de enflechamento em relação ao bordo de ataque
μ	Coeficiente de viscosidade
μ_m	Razão de massas para o cálculo dos fatores de carga de rajada
ρ_0	Densidade atmosférica a nível do mar

ρ_{∞}	Densidade atmosférica
σ	Componente normal da tensão
$[\sigma]$	Matriz de tensões
σ_{11}	Tensão normal do componente na direção longitudinal à fibra
$\sigma_{11_{\max}}$	Tensão normal máxima do componente na direção longitudinal à fibra
$\sigma_{11_{\min}}$	Tensão normal mínima do componente na direção longitudinal à fibra
σ_{22}	Tensão normal do componente na direção transversal à fibra
$\sigma_{22_{\max}}$	Tensão normal máxima do componente na direção transversal à fibra
$\sigma_{22_{\min}}$	Tensão normal mínima do componente na direção transversal à fibra
σ_{33}	Tensão normal do componente na direção normal ao plano de tensões
$\sigma_{A,B,C}$	Tensões principais para casos de tensões bidimensionais
$\sigma_{p1,p2,p3}$	Tensões principais para casos de tensões tridimensionais
σ_{uc}	Resistência última à compressão
σ_{uc11}	Tensão última à compressão do material na direção longitudinal à fibra
σ_{uc22}	Tensão última à compressão do material na direção transversal à fibra
σ_{ut}	Resistência última à tração
σ_{ut11}	Tensão última à tração do material na direção longitudinal à fibra
σ_{ut22}	Tensão última à tração do material na direção transversal à fibra
σ_{xx}	Tensão normal na superfície x, na direção x
σ_{yy}	Tensão normal na superfície y, na direção y
σ_{zz}	Tensão normal na superfície z, na direção z
τ	Componente cisalhante da tensão
τ_{12}	Tensão cisalhante no componente no plano de tensões
$\tau_{12_{\max}}$	Tensão cisalhante máxima do componente no plano de tensões
τ_{u12}	Tensão cisalhante última do material no plano de tensões
τ_{xy}	Tensão cisalhante na superfície x, na direção y
τ_{xz}	Tensão cisalhante na superfície x, na direção z
τ_{yx}	Tensão cisalhante na superfície y, na direção x
τ_{yz}	Tensão cisalhante na superfície y, na direção z

τ_{zx}	Tensão cisalhante na superfície z , na direção x
τ_{zy}	Tensão cisalhante na superfície z , na direção y
ν	Coeficiente de Poisson
ν_{12}	Coeficiente de Poisson no estado plano de tensões principal

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	17
1.1	MOTIVAÇÃO	19
1.2	OBJETIVOS	20
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	21
2.1	O SURGIMENTO DO MEF	21
2.2	A ENGENHARIA BASEADA NO CONHECIMENTO	22
2.3	AUTORIDADES E NORMAS REGULAMENTADORAS NA AERONÁUTICA	24
3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	26
3.1	ESTRUTURAS	26
3.2	AERODINÂMICA	27
3.3	CARGAS EM VOO	36
3.4	PRINCÍPIOS DE MECÂNICA DOS SÓLIDOS	42
3.4.1	Tensão e deformação	42
3.4.2	Crterios de falha	47
3.4.3	Procedimentos em elementos finitos	48
4	METODOLOGIA	50
4.1	PROCEDIMENTOS NO MATLAB	51
4.1.1	Diagrama Vn	51
4.1.2	Cargas de sustentação e de arrasto	51
4.1.3	Cargas do momento de arfagem, esforço cortante e momento fletor	52
4.1.4	Rotina em Python	54
4.2	PROCEDIMENTOS NO ABAQUS	54
4.2.1	Análise Preliminar	54
4.2.2	Pré-processamento	55
4.2.3	Simulação	57
4.2.4	Pós-processamento	58
5	ESTUDO DE CASO	59
5.1	RESULTADOS DO MATLAB	61
5.1.1	Diagrama Vn	61
5.1.2	Cargas de sustentação e de arrasto	63
5.1.3	Cargas do momento de arfagem	65
5.2	RESULTADOS DO ABAQUS	66
5.2.1	Análise preliminar	66
5.2.2	Pré-Processamento	67
5.2.3	Simulação e pós-processamento	68
5.3	RESUMO DOS RESULTADOS	73
6	CONCLUSÕES	74
6.1	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	75
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	76
	APÊNDICE A – O XFLR5 E O ABAQUS/CAE	79
	APÊNDICE B – COMANDOS DO <i>SCRIPT</i>	85
	APÊNDICE C – RESULTADOS DO MATLAB	86
	APÊNDICE D – RESULTADOS DO ABAQUS	90

1 INTRODUÇÃO

O termo aeronave remotamente pilotada, também referido comumente por RPA (do inglês *Remotely Piloted Aircraft* é utilizado para representar uma aeronave não tripulada e remotamente pilotada para fins diversos, exceto recreativos. Existem três categorias de RPAs: classe 1, com peso de decolagem maior que 150 kg, classe 2, com peso de decolagem maior que 25 kg e menor ou igual 150 kg e classe 3, com peso de decolagem menor ou igual a 25 kg, de acordo com a ANAC (2017).

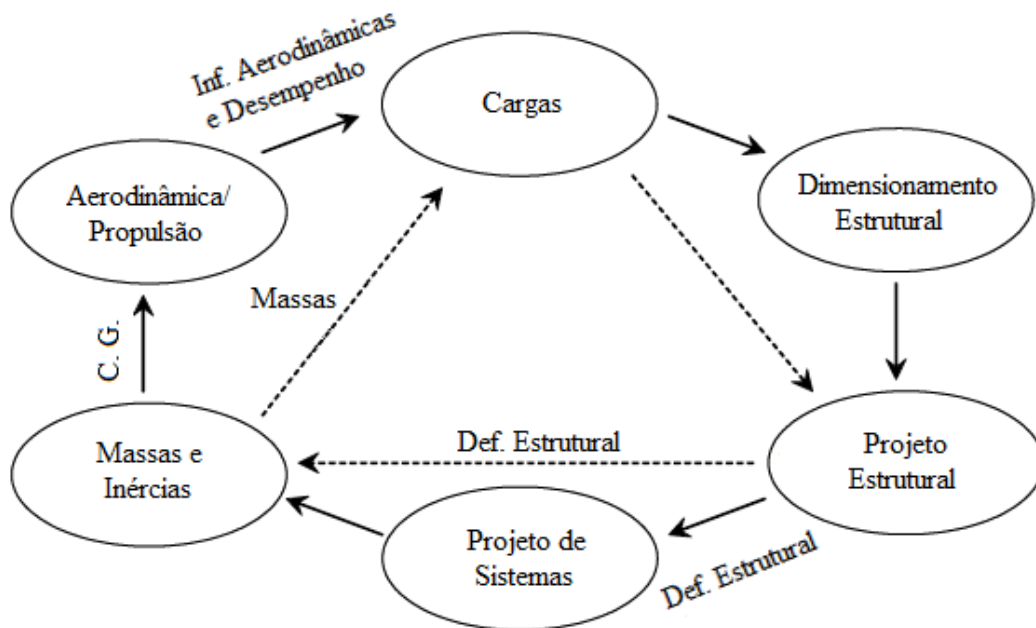
Segundo Fahlstrom e Gleason (2017), a primeira RPA portadora de sistemas embarcados foi desenvolvida por um comando do exército dos Estados Unidos durante a Primeira Guerra Mundial: tratava-se de um biplano capaz de voar aproximadamente 64 km a uma velocidade de 88 km/h e carregar cerca 81 kg de explosivos. Porém, o reconhecimento do verdadeiro potencial para aplicações em contextos militares e gerais dessa categoria de aeronaves aconteceu apenas durante a década de 90 na Guerra do Golfo, enfrentando um significativo aumento de popularidade entre políticos e público em geral devido à repercussão proporcionada pelos veículos televisivos (BLYENBURGH, 2000).

Comparadas às aeronaves tripuladas, que arcam com a responsabilidade de assegurar pela segurança do(s) seu(s) passageiro(s), as RPAs apresentam maior versatilidade e facilidade de projeto, além da possibilidade de aplicações nas mais diversas áreas. Por exemplo, enquanto Medeiros (2007) apresenta o desenvolvimento de uma RPA para monitoramento e sensoriamento de atividades agrícolas, Lima e Ribaski (2018) já apresentam uma possível utilização de RPA como meio de prover pela segurança pública brasileira e enfrentamento à criminalidade.

Para obter aprovação para o seu funcionamento, todas as aeronaves precisam demonstrar certos níveis de segurança e confiabilidade, e isso é realizado a partir de regulamentações normatizadas para cada categoria. Elas devem ser analisadas para diversas condições de carga especificadas, a fim de verificar sua integridade estrutural perante as condições mais adversas de voo. Portanto, é comum, dentro do meio aeronáutico, a nomeação de diversos setores, cada um com suas responsabilidades e prioridades, embora todos essenciais para o pleno funcionamento da aeronave. A Figura 1.1 demonstra a relação entre esses setores.

O setor de cargas, por exemplo, é responsável por transformar diversos dados abstratos das fases conceituais de projeto advindos de setores como aerodinâmica, por exemplo, em valores com significado físico para a estrutura da aeronave. Esses são, então, repassados como valores de referência para o dimensionamento estrutural, seguidos de diversas realimentações de parâmetros a fim de convergir para os melhores resultados em detrimento das limitações de cada setor; trata-se, portanto, de um trabalho significativamente complexo e multidisciplinar.

Figura 1.1 – Relação entre os diversos setores dentro do projeto.



Fonte: Adaptado de Oliveira (2002).

Finalmente, deve-se analisar o modelo desenvolvido a fim de garantir o seu pleno funcionamento. Para tanto, destaca-se o Método dos Elementos Finitos - MEF, frequentemente adotado em análises de integridade estrutural devido à complexidade das estruturas e materiais utilizados em projetos, o que demanda métodos de análise eficientes.

O MEF baseia-se no princípio de que a estrutura real pode ser representada por um modelo matemático, com um número finito e discreto de elementos estruturais. Segundo Beitz et al. (2007), o método foi amplamente introduzido a fim de analisar tensões e deformações em estruturas sob cargas mecânicas e térmicas, além de realizar otimizações de forma suficientemente segura. Contudo, sem o básico conhecimento teórico e habilidade computacional necessários para a condução de uma análise confiável e prática, é possível, que, não apenas tempo, como também dinheiro sejam desperdiçados.

Embora a tecnologia atual permita a obtenção de resultados satisfatórios em tempo razoável (basta comparar com antigamente, quando cálculos eram realizados meramente à mão e calculadora), ainda existem processos computacionais bastante trabalhosos e que exigem uma repetição numerosa de comandos. Estudos voltados para automatização de processos e/ou sua otimização através da programação já estão sendo realizados e implementados habilmente nas mais diversas áreas de conhecimento (ver a Seção 2.2), apresentando excelentes resultados no quesito economia de tempo e de dinheiro.

Wang (2011), em seu trabalho, por exemplo, estuda amortecedores de poliestireno (EPS, do inglês *expanded polystyrene*) e sua atuação no isolamento da pressão sísmica terrestre provocada a partir de terremotos no *software* ABAQUS/CAE. A fim de investigar extensivamente os efeitos de amortecedores de EPS com diferentes valores de módulos

de elasticidade e de espessura, o autor aplica o método parametrizado em diversos segmentos da análise realizada em elementos finitos, durante o pré e o pós processamento, a partir da interface de programação em Python disponível pelo *software*. Dessa forma, o autor consegue expandir consideravelmente as capacidades de análise oferecidas pelo programa a partir da parametrização do modelo, malha, propriedades e simulações, obtendo, eficientemente, uma ampla gama de resultados.

O presente trabalho também se propõe a abordar o método de análise estrutural pelo MEF associado com o desenvolvimento de uma rotina de automatização. Para tanto, nos capítulos adiante, será proposta uma metodologia de análise estrutural de componentes estruturais da asa de RPAs sob condições críticas de carregamentos projetadas para a competição SAE Brasil Aerodesign. Nessa competição, estudantes de engenharia se propõem a realizar o projeto conceitual, preliminar e detalhado de RPAs de classe 3, além de construir e testar tais aeronaves a fim de participar da competição presencial anual em São José dos Campos.

1.1 MOTIVAÇÃO

Enxerga-se esse trabalho como uma oportunidade de exercício de diversas competências acadêmicas do âmbito da engenharia aeroespacial a partir da proposta de uma metodologia multidisciplinar. Para tanto, propõe-se um método de análise estrutural computacional de RPAs de classe 3, o que requer desde o entendimento dos aspectos teóricos (inclusive os normativos) envolvidos na concepção das cargas críticas atuantes, até a aplicação de técnicas de validação dos critérios limites estabelecidos para o modelo de estudo (serão discutidas apenas análises computacionais como forma de validação do projeto estrutural).

A familiarização com um *software* de MEF e o exercício de algumas de suas funcionalidades voltadas para análises estruturais estáticas representam fortes motivadores para a realização deste trabalho. Além disso, a possibilidade de desenvolvimento de uma rotina de automatização computacional própria a partir do desenvolvimento de habilidades em programação também se constitui como um incentivo importante: Python é uma linguagem mundialmente reconhecida por seus programas tipicamente legíveis, compreensíveis e por sua praticidade.

Tais domínios de conhecimento da engenharia citados, atrativos à qualquer profissional que pretende adentrar no mercado aeroespacial ou em demais setores tecnológicos, serão exercitados através de um estudo de caso exemplificado adiante neste trabalho.

1.2 OBJETIVOS

O objetivo principal do trabalho é propor um procedimento de análise de tensões parcialmente automatizado em componentes estruturais da asa de RPAs classe III sob carregamentos críticos aerodinâmicos em um *software* de elementos finitos.

Os objetivos específicos são os seguintes:

- Desenvolver uma rotina em Matlab para construção do diagrama de manobras e de rajadas;
- Identificar as cargas aerodinâmicas totais provenientes das condições críticas de manobras;
- Distribuir os carregamentos críticos ao longo da envergadura da asa;
- Desenvolver um procedimento para a aplicação das cargas distribuídas ao longo da envergadura da asa no *software* de MEF ABAQUS/CAE;
- Escolher um modelo de estudo, realizar o levantamento dos dados de entrada e a sua modelagem no *software* ABAQUS/CAE;
- Analisar as tensões resultantes da análise estática do modelo CAE a partir de um critério de falha adequado;
- Discutir os resultados obtidos e a validade do procedimento proposto.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Esta seção apresenta uma breve discussão acerca do surgimento do MEF e do termo conhecido como Engenharia Baseada em Conhecimento, importante para contextualização a respeito do estado da arte de algumas das competências abordadas nesse trabalho.

2.1 O SURGIMENTO DO MEF

Antes do MEF, análises de meios contínuos eram realizadas a partir da resolução de sistemas de equações de derivadas parciais em funções de suas condições de contorno. Mesmo utilizando-se de séries de Fourier para facilitar o problema, tais procedimentos permaneciam aplicáveis apenas a meios contínuos homogêneos e de geometria simples, segundo Timoshenko e Goodier (1951).

O Método das Diferenças Finitas foi desenvolvido a partir da substituição das derivadas exatas por derivadas finitas, embora ainda exigisse a resolução de grandes sistemas de equações lineares. O surgimento posterior do MEF possibilitou o abandono dessas técnicas vagarosas, permitindo análises de estruturas arbitrárias, compostas por múltiplos materiais e diversos carregamentos, conforme Azevedo (2003) descreve em seu trabalho. Sua formulação é baseada no método de deslocamentos, em modelos de equilíbrio e em métodos híbridos, segundo Zienkiewicz e Taylor (2000).

O surgimento do MEF data de 1956, onde Turner et al. (1956) desenvolvem um método para análise estrutural através do cálculo de rigidez e deflexão desenvolvendo-se três tipos de elementos. Esses foram os primeiros a apresentar uma solução para o estado plano de tensões a partir de elementos triangulares cujas propriedades poderiam ser solucionadas por equações da teoria da elasticidade, sendo conhecido, atualmente como método direto da rigidez. Contudo, foi Clough (1960) que introduziu a designação atualmente tomada como referência "Método de Elementos Finitos" durante seu estudo de aprofundamento dos problemas da análise de elasticidade no estado plano de tensão.

Huebner (1975) ressalta as contribuições de John Argyris e de seu grupo de investigação na área aeroespacial na década de 50 com a sua série de publicações a respeito de análises estruturais em regime linear na forma matricial para elementos discretos, tornando-se a metodologia padrão do MEF em aplicações de engenharia. O autor também explica que o método ganhou significativa visibilidade a partir dos trabalhos de Zienkiewicz e Cheung em meados da década de 60, que conduziram com sucesso o primeiro livro publicado da área, e, posteriormente, uma série de publicações até hoje referência no campo de estudo. Dessa forma, o final da década de 60 e começo da década de 70 foram marca-

dos por extensos esforços tanto da parte de matemáticos, quanto de engenheiros e demais usuários do MEF, a fim de contornar problemas e definir limites e critérios de convergência.

O primeiro *software* comercial de Elementos Finitos surgiu em 1964, onde os usuários precisavam preparar manualmente elementos e nós (visto que o programa não contava com a ferramenta para geração de malhas), sem contar que apenas problemas lineares podiam ser analisados (HUEBNER, 1975). Contudo, o notável avanço da informática permitiu a incorporação de uma interface gráfica ao usuário GUI (do inglês *grafical user interface*) ao MEF, além da possibilidade de integração de ferramentas CAE (*computer aided engineering*) e CAD (*computer aided design*), além da geração de malhas cada vez mais complexas. O aparecimento de computadores pessoais potentes o suficiente para executar o *software*, por fim, possibilitou aos usuários a solução de problemas através do MEF de maneira eficaz e econômica, segundo Huebner (1975).

Uma simples busca pelo termo MEF em mecanismos de pesquisa comprova não apenas a sua popularidade, visto que é aplicável para uma vasta gama de problemas sujeitos aos mais variados fenômenos físicos, como também a sua confiabilidade, se tratando de uma ferramenta robusta baseada em matemática consolidada.

2.2 A ENGENHARIA BASEADA NO CONHECIMENTO

A busca por metodologias de automatização de processos e análises em MEF também resulta em trabalhos das mais diversas áreas que visam uma melhor administração de tempo e de resultados a partir da implementação de algoritmos computacionais.

Segundo Anderson, Efstrom e Boart (2006), a automação e o suporte aprimorado ao sistema desde o início das atividades de engenharia não apenas permitem reduzir os prazos de entrega e aumentar a qualidade onde eles mais impactam no custo final, como também consistem em formas de equilibrar a alocação de pessoal de engenharia e de preparar sistemas orientados ao conhecimento (que darão início ao projeto ao serem lançados). No meio científico, esse conhecimento se refere ao domínio demonstrado no processo de desenvolvimento de produtos e na capacidade de remanejar e utilizar essas competências em larga escala dentro de organizações a fim de promover frequentes inovações (SANTOS et al., 2011).

Brunner et al. (2019), por exemplo, implementam uma ferramenta de otimização baseada em rotinas em Python para o ABAQUS, voltados para a análise de turbinas a vapor. O objetivo é a obtenção dos parâmetros ótimos para o seu projeto, como temperaturas de vapor e gradientes de carregamento. Xie e Zuo (2015) também desenvolvem programação em Python em seu trabalho, porém voltada para a otimização topológica utilizando a interface de programação do ABAQUS.

No setor aeronáutico, Li et al. (2015) combinam a técnica de automatização do mé-

todo de elementos finitos (realizada por meio de rotinas no *software* CATIA) com a técnica de abordagem da estrutura em solo GSA (do inglês *ground structure approach*), utilizada para otimização topológica estrutural visando o projeto e dimensionamento de asas de alto alongamento. Abordando uma temática semelhante, Jin et al. (2014) implementam uma ferramenta de integração entre modelos CAD e CAE durante um estudo paramétrico para projeto de estruturas asas, sendo posteriormente automatizada.

Sohaib (2011) apresenta o desenvolvimento de um modelo de asa genérico capaz de representar diferentes formas e configurações de asa de uma aeronave. O trabalho também aborda a implementação do modelamento digital automático de geometria através do *software* CATIA V5, valendo-se da programação como ferramenta para automatização de *design*.

Nesse último trabalho, todos os processos envolvidos na geração e automatização da geometria ocorrem dentro do mesmo *software*, inclusive a geração de malhas e análise estrutural com elementos finitos. O propósito do autor é facilitar e agilizar a obtenção de resultados, além de viabilizar mudanças no projeto de forma hábil e evitando problemas oriundos da incompatibilidade entre diferentes *softwares*. Afinal, segundo Hales e Gooch (2004), “existe uma forte pressão por prazos mais curtos e *design* de maior qualidade a menor custo. Os projetos devem funcionar, devem ser cultural e politicamente aceitáveis e devem ser seguros, confiáveis e ambientalmente sólidos”.

Logo, procedimentos de automação de sistemas como os já apresentados são bastante úteis dentro da engenharia: seus objetivos principais consistem em tornar a ferramenta computacional desenvolvida em uma parte envolvida em todas as etapas do projeto, fornecendo soluções rápidas e satisfatórias e deixando a cargo do usuário a função insubstituível de exercer o seu raciocínio crítico e criatividade, respectivamente, durante a análise dos resultados obtidos e diante de situações inconclusivas/imprevisíveis. Foi considerando esse contexto social e tecnológico que a técnica de Engenharia Baseada em Conhecimento KBE (do inglês *Knowledge Based Engineering*) foi desenvolvida e consolidada como uma proveitosa ferramenta de trabalho.

Para Anderson, Efstrom e Boart (2006), a técnica KBE visa automatizar e fornecer sistemas de suporte a atividades de engenharia, sendo as regras e dados atualizados à medida que o sistema KBE evolui. Alguns exemplos de sua aplicação estão listados no Quadro 2.1, tratando-se, portanto, de uma técnica aplicada há mais de duas décadas (inclusive no meio aeroespacial) e que continua em evolução.

Munjulury et al. (2015), por exemplo, empregam essa metodologia em seu trabalho para fins de projeto conceitual de aeronaves. Já Quintana-Amate et al. (2016), mediante do desenvolvimento e implementação de um estudo de caso envolvendo a otimização de projeto de asas para uma fabricante aeroespacial, obtêm resultados que comprovam a capacidade das técnicas KBE como uma fonte de informações rápidas e efetivas. Segundo os autores, o método KBE, tradicionalmente utilizado para aprimoramentos em engenharia

Quadro 2.1 – Exemplos de aplicação da Engenharia Baseada em Conhecimento no meio aeroespacial.

Produto	Setor	Relação com o setor	Autor
Estruturas de carros	Projeto, análise	Pré-processamento do projeto	Chapman e Pinfeld, 2001
Estruturas de asas	Performance e manufatura	Análise de performance e de manufatura de asas	Zweber et al, 1998
Estruturas de asas	Projeto, custos e análise	Estimativas de projeto e de custos (questões de manufatura)	Blair e Hartong, 2000
Indústria aeroespacial	Projeto, análise e manufatura	Avaliação de manufatura e performance do projeto	Schueler e Hale, 2002

Fonte: Adaptado de Anderson, Efstrom e Boart (2006).

através da integração de *software* e conhecimento, automatização de tarefas repetitivas e aceleração de processos, apresenta, de fato, resultados satisfatórios.

2.3 AUTORIDADES E NORMAS REGULAMENTADORAS NA AERONÁUTICA

Segundo Howe (2004), a experiência adquirida ao longo da história da aviação induziu a criação de requisitos destinados a garantir a integridade estrutural de aeronaves ao longo de sua vida útil. Afinal, segundo o autor, é impraticável projetar, fabricar e operar produtos aeroespaciais absolutamente seguros, pois isso resultaria em um produto extremamente pesado e demasiadamente caro. Deve-se, portanto, estabelecer-se requisitos de aeronavegabilidade padrão, para fins normais de projeto e operação, que representem o equilíbrio prático entre factibilidade e segurança.

Os requerimentos para aeronaves civis foram criados no Reino Unido em 1919 imediatamente após o fim da Primeira Guerra Mundial. Até então, essa classe de aeronaves era tratada conforme requisitos semelhantes para a classe de aeronaves militares; contudo, como a última não abrangia aeronaves com mais do que um motor, constatou-se a necessidade de abordagem de projeto de ambas a partir de diferentes requerimentos (HOWE, 2004).

Em 1944 ocorreu a fundação a ICAO (*International Civil Aviation Organization*), uma agência especializada das Nações Unidas, durante a convenção de Chicago. Nessa convenção, definiu-se que os regulamentos da aviação civil seriam padronizados ao mundo inteiro, exceto por pequenas diferenças em função de regulamentos nacionais específicos (HOWE, 2004).

Foi nesse contexto que ocorreu o surgimento da FAA (*Federal Aviation Regulations*) como autoridade de aviação civil CAA (do inglês *Civil Aviation Authority*) responsável

pelas regulamentações FAR (do inglês *Federal Aviation Regulations*) nos Estados Unidos da América. De forma análoga, criou-se a JAA (*Jointed Aviation Authorities*), uma cooperação entre maioria das autoridades da aviação civil europeias, responsável pelas regulamentações JAR (*Jointed Aviation Regulations*). Com a posterior criação de uma nova CAA, a EASA (*European Aviation Safety Agency*), e de suas normas regulamentadoras CS (*Certification Specification*) em 2002 pela comissão europeia, as responsabilidades da JAA foram, então, transferidas para a última, culminando no dissolvimento da primeira em 2009.

No geral, cada CAA subdivide suas regulamentações em partes, abordando diferentes categorias de aeronaves e requisitos gerais padrões referentes ao barulho, ao uso de propelentes e ao registro de aeronaves, por exemplo. As normas FAR parte 23 e CS parte 23 da FAA e EASA, respectivamente, abordam as normas de aeronavegabilidade para aviões das categorias normais, utilitários, acrobáticos e de transporte regional, conhecidas como aeronaves leves, enquanto as normas FAR parte 25 e CS parte 25 já são voltadas para aeronaves da categoria de transporte.

No Brasil, a CAA vigente é a ANAC, responsável pelos Regulamentos Brasileiros da Aviação Civil RBAC. Esses regulamentos também são divididos em partes de acordo com as diferentes categorias de aeronaves e seus respectivos requisitos padrões estabelecidos.

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

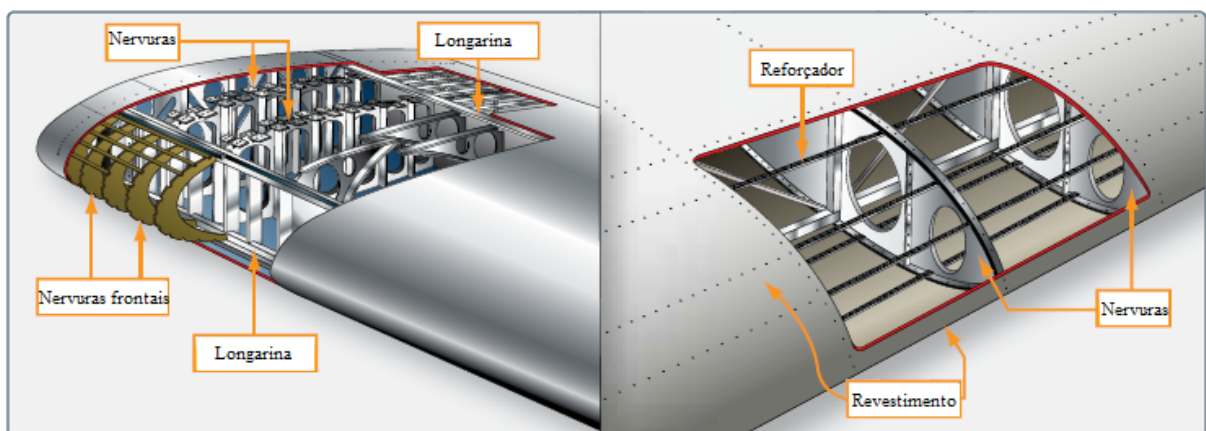
A fim de fundamentar a metodologia proposta para análise de tensões em componentes estruturais de asas de RPAs classe 3 sob condições de carregamentos aerodinâmicos críticos, uma breve revisão teórica multidisciplinar será apresentada a seguir.

3.1 ESTRUTURAS

As funções básicas da estrutura de uma aeronave são transmitir e resistir às cargas aplicadas, mantendo o formato aerodinâmico e protegendo os passageiros, sistemas e carga paga das condições ambientais encontradas durante o voo (MEGSON, 2017). Geralmente consistem em estruturas monocoque, ou seja, paredes finas que suportam integralmente os esforços provenientes das cargas, ou semi-monocoque, paredes finas suportadas internamente por elementos de reforço estrutural. Os requisitos gerais do projeto estrutural podem ser resumidos na obtenção de rigidez e resistência mecânica.

Uma aeronave é composta, no geral, pelos seguintes componentes básicos: asas, fuselagem, empenagem vertical e horizontal, superfícies de controle e trem de pouso. A asa representa um dos principais componentes estruturais aeronáuticos devido à sua grande importância tanto na manutenção das forças aerodinâmicas responsáveis pelo voo, quanto para suportar os imensos esforços provenientes da ação dessas cargas. São compostas, basicamente, por nervuras, revestimento, reforçadores e longarinas, conforme indicado na Figura 3.1.

Figura 3.1 – Os principais componentes estruturais de uma asa.



Fonte: Adaptado de FAA (2012).

As longarinas, como principais componentes estruturais da asa, estão sujeitas a

cargas axiais, de flexão, de cisalhamento e de torção (MEGSON, 2017). A maioria das longarinas apresenta seção transversal retangular, onde as abas (mais conhecidas como mesas) são responsáveis por resistir às tensões de tração e de compressão, enquanto as almas resistem às tensões cisalhantes.

O projeto dessas vigas requer o conhecimento dos princípios de estática de corpos rígidos e mecânica dos sólidos. Partindo da constatação do equilíbrio e da elaboração do diagrama de corpo livre, deve-se obter as tensões cisalhantes e momentos fletores devido à(s) carga(s) pontual(s) e/ou distribuída(s). Componentes estruturais em asas, mais especificamente, também requerem a distribuição do momento aerodinâmico de arfagem ao longo da envergadura. Em seguida, a partir da análise das tensões máximas, deve-se optar por um critério de falha adequado para o material utilizado, de forma a assegurar a integridade estrutural desses componentes a partir de um dado fator de segurança.

Análises computacionais pelo MEF combinadas com ensaios estruturais físicos são realizados para avaliação da confiabilidade do projeto. Para tanto, realiza-se um levantamento das cargas críticas que a aeronave, hipoteticamente, pode experimentar durante voo, a fim de obter-se as deformações e tensões na estrutura. Tensão é a forma pela qual as forças e momentos resultantes se manifestam pela superfície, possuindo componentes normais e tangenciais, respectivamente, tensão normal (tração ou compressão) e tensão de cisalhamento, dadas em N/m^2 .

Cargas aerodinâmicas são as forças e momentos concentrados e distribuídos agindo sob os componentes estruturais, sendo causados pela pressão do ar (cargas aerodinâmicas), pelo empuxo gerado pelo motor, por forças de inércia e também por forças de reação durante o pouso. Podem ser classificadas como cargas de manobra ou como cargas devido a imperfeições do meio no qual o veículo se locomove, como turbulências provenientes de distúrbios atmosféricos (HOWE, 2004).

O levantamento das cargas agindo em asas depende de um estudo preliminar aerodinâmico. A aerodinâmica trata-se de uma ciência que apresenta diversas aplicações na engenharia. Seus objetivos consistem, acima de tudo, na predição das forças e momentos em corpos movendo-se através de um gás, ou na determinação das propriedades de um gás movendo-se através de dutos (ANDERSON, 2017). Embora se trate de uma ciência consideravelmente abstrata e matematicamente complexa, a aerodinâmica constitui parte fundamental para a compreensão dos fenômenos físicos relacionados ao voo.

3.2 AERODINÂMICA

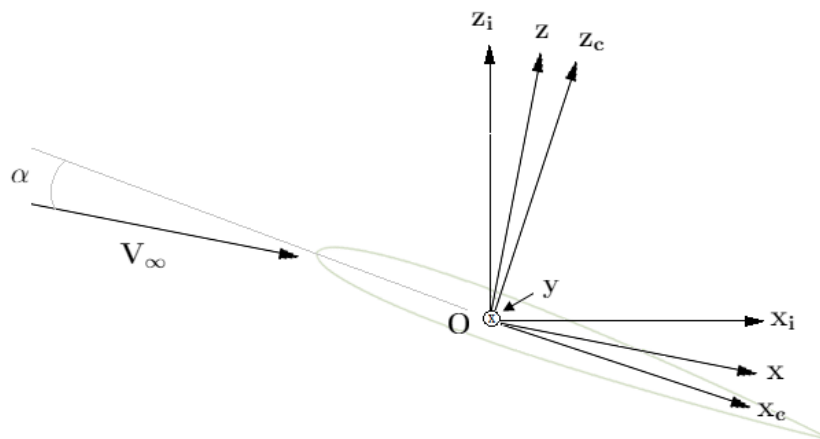
Inicia-se diferenciando alguns dos sistemas de referências comumente adotados em análises aerodinâmicas. Essa discussão é importante pois, frequentemente, é necessário transformar alguma componente de força, por exemplo, para um sistema diferente.

Os principais sistemas de coordenadas utilizados em estudos aerodinâmicos estão ilustrados na Figura 3.2, e são, respectivamente:

- Sistema terrestre inercial, x_i, y_i, z_i . Nesse sistema, onde despreza-se a rotação da Terra, o eixo z_i aponta na direção do centro da Terra (sentido do centro para fora) e x_i é definido de modo que o mesmo esteja contido no plano de simetria do veículo (sentido do nariz até a cauda). O eixo y_i é definido de modo a completar o sistema cartesiano ortogonal dextrógiro.
- Sistema aerodinâmico, x, y e z . Nesse sistema, o eixo x aponta na direção e sentido do vetor velocidade relativa do vento V_∞ , e o eixo z é definido de modo que o mesmo esteja contido no plano de simetria do veículo. O eixo y é definido de modo a completar o sistema dextrógiro.
- Sistema do corpo, x_c, y_c e z_c . O eixo x_c aponta no sentido longitudinal (sentido do nariz até a ponta), e o eixo z_c é definido de modo que o mesmo esteja contido no plano de simetria do veículo. O eixo y_c é definido de modo a completar o sistema dextrógiro.

Os três sistemas, com origem no ponto O contido no plano de simetria lateral, sobre o centro aerodinâmico, apresentam o eixo $y = y_i = y_c$.

Figura 3.2 – Representação bidimensional dos três principais sistemas de coordenadas.



Fonte: Autora, 2021.

Durante o seu movimento, a aeronave exerce uma pressão no ar, o desviando de seu caminho original. Os únicos mecanismos que a natureza dispõe para transmitir essa pressão para o corpo movendo-se pelo fluido são a partir de distribuições de pressão $p(s)$ e tensões cisalhantes $\tau(s)$ em sua superfície s , ambos com unidades de força por área (ANDERSON, 2017), conforme representado na Figura 3.3.

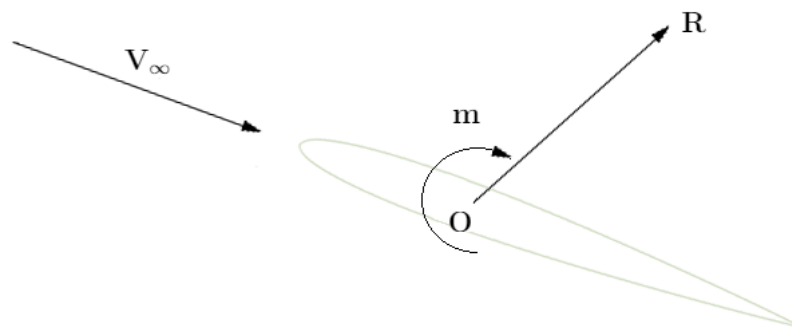
Figura 3.3 – Pressão e tensão de cisalhamento na superfície de um perfil aerodinâmico.



Fonte: Adaptado de Anderson (2017).

Integrando-se $p(s)$ e $\tau(s)$, obtém-se a força R e momento m resultantes no perfil aerodinâmico para dada velocidade V_∞ , de acordo com a Figura 3.4.

Figura 3.4 – Força e momento resultantes no perfil aerodinâmico.



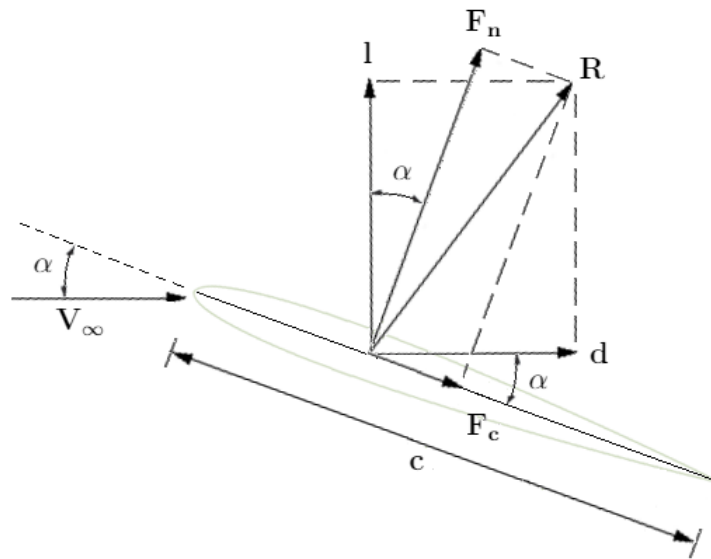
Fonte: Adaptado de Anderson (2017).

Perfil aerodinâmico, ou aerofólio, trata-se de um corpo aerodinâmico que, quando sob um determinado ângulo de ataque, α , produz mais sustentação do que arrasto e um momento de arfagem (ROSKAM; LAN, 2000). O ângulo de ataque α refere-se ao ângulo formado entre a corda do perfil e V_∞ . A corda, c , é a distância entre o bordo de ataque BA e de fuga BF do aerofólio.

É comum decompor a força R no sistema aerodinâmico, obtendo-se a força de sustentação l , perpendicular a V_∞ , e a força de arrasto d , paralela a V_∞ . Contudo, R também pode ser decomposta em relação ao sistema do corpo, resultando em uma força normal F_n perpendicular ao sentido da corda e em uma força agindo na direção da corda do perfil F_c perpendicular a F_n , conforme ilustrado na Figura 3.5.

Experimentalmente, a força resultante aerodinâmica R proveniente do movimento do corpo através do ar depende de seis variáveis: V_∞ , α , coeficiente de viscosidade μ , densidade do ar ρ_∞ , velocidade do som V_{som} e área de referência, ou tamanho característico S . Realizando-se uma análise dimensional a partir dos seis parâmetros dimensionais R , V_∞ , μ , ρ_∞ , V_{som} e S (ROSKAM; LAN, 2000), obtém-se três parâmetros adimensionais baseando-se no Teorema π de Vaschy-Buckingham (ver Anderson, 2017: pag. 36), os

Figura 3.5 – Força resultante e suas componentes no sistema aerodinâmico e do corpo.



Fonte: Adaptado de Anderson (2017).

coeficientes de sustentação c_l , de arrasto c_d e de momento de arfagem c_m do perfil. Esses coeficientes são obtidos, respectivamente, por:

$$c_l = \frac{l}{q_\infty c} \quad (3.1)$$

$$c_d = \frac{d}{q_\infty c} \quad (3.2)$$

$$c_m = \frac{m}{q_\infty c^2} \quad (3.3)$$

A pressão dinâmica q_∞ representa o gradiente de pressão gerado quando o fluido é estagnado, sendo:

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (3.4)$$

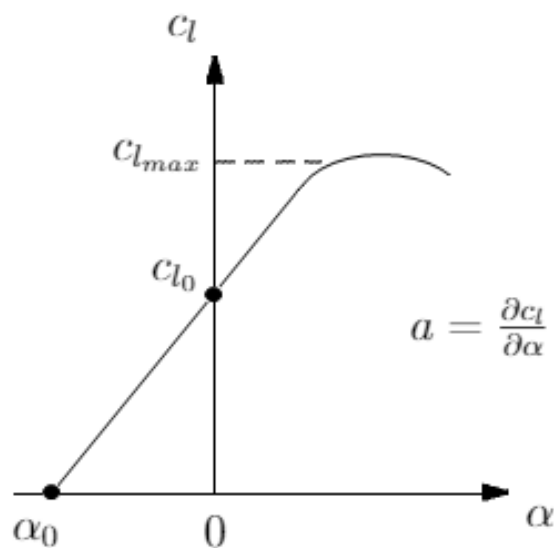
A Figura 3.6 apresenta uma típica curva $c_l \times \alpha$ para determinado número de Reynolds. O parâmetro a representa o coeficiente angular da reta, com unidade de 1/rad, obtido por:

$$a = \frac{\partial c_l}{\partial \alpha} \quad (3.5)$$

O coeficiente $c_{l_{max}}$ se trata do máximo valor de c_l da curva, obtido na região não linear que antecipa o estol. O estol é uma condição onde a aeronave perde a sustentação, ocorrendo a partir de um certo ângulo de ataque para cada combinação de aerofólio e condição de voo. Por fim, α_0 e c_{l_0} são o ângulo de ataque e coeficiente de sustentação que

resultam, respectivamente, em sustentação e ângulo de ataque nulos.

Figura 3.6 – Curva genérica $c_l \times \alpha$ do perfil aerodinâmico.



Fonte: Adaptada de Roskam e Lan (2000).

Analogamente, pode-se obter a curva $c_d \times c_l$ do perfil aerodinâmico para dado número de Reynolds de modo a avaliar-se a eficiência aerodinâmica do perfil candidato. Também obtém-se a curva $c_m \times \alpha$, a fim de avaliar a variação do coeficiente de momento de arfagem em função do ângulo de ataque.

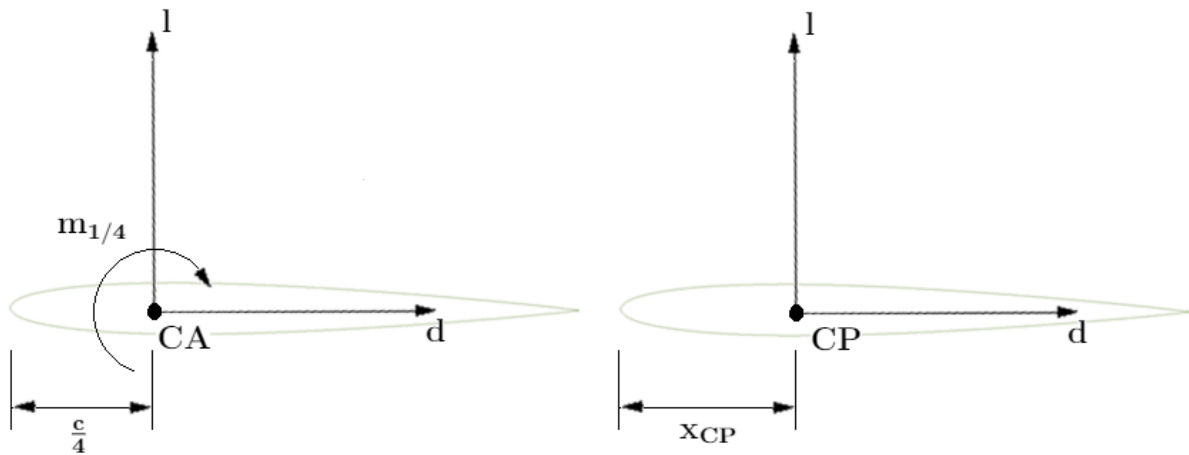
O ponto de atuação da força resultante se trata do lugar que produz os mesmos efeitos que as cargas distribuídas associadas, ou seja, onde o momento aerodinâmico é nulo (ANDERSON, 2017), conhecido como centro de pressão CP. Já o centro aerodinâmico CA é definido como o ponto onde o momento $m_{1/4}$ ao seu redor, associado à distância entre o CP e o CA, independe do ângulo de ataque.

Na Figura 3.7, estão ilustradas as cargas atuantes no CP e CA. O centro de pressão varia de acordo com o ângulo de ataque e se encontra a uma distância x_{cp} do bordo de ataque, geralmente, após o centro aerodinâmico, que, por sua vez, se trata de um ponto fixo a uma distância de $c/4$ do bordo de ataque.

Em asas finitas, a análise de cargas geralmente é realizada tomando-se como referência as suas aplicações no CA, embora conte com o momento $M_{1/4}$ adicional, conhecido como momento de arfagem. Dessa forma, projeta-se a longarina (principal componente estrutural da asa) diretamente sob o CA, permitindo que o momento $M_{1/4}$ constante de determinada condição crítica de carregamento de velocidade V_∞ seja previsto e incluído prontamente nas considerações do projeto.

A fim de se obter as cargas aerodinâmicas atuantes nos componentes estruturais de asas finitas, o raciocínio até então apresentado deve ser expandido de forma a obter-se as distribuições de força ao longo da envergadura.

Figura 3.7 – Forças aerodinâmicas atuantes no CA, a esquerda, e no CP, a direita.



Fonte: Adaptada de Anderson (2017).

As definições de CA e de CP permanecem as mesmas que para o perfil aerodinâmico nessa extensão de raciocínio. Já no que diz respeito ao fenômeno do estol, seu acontecimento em um dos perfis da asa não significa, necessariamente, sua ocorrência no restante da asa. Existem outros fatores geométricos da asa que influenciam diretamente no fenômeno, como o alongamento, ângulos de enflechamento e de torção e a razão de afilamento, segundo Roskam e Lan (2000).

Em asas finitas, o ar tende a escapar da região de alta pressão (intradorso, parte de baixo) para a região de menor pressão (extradorso, parte de cima) pela ponta da asa, formando um vórtice que a “empurra” para baixo e diminui a sua sustentação, conhecido como arrasto induzido. Considera-se o alongamento de uma asa AR (em inglês *aspect ratio*):

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (3.6)$$

onde b é a envergadura da asa. Percebe-se, pela Equação (3.6), que, quanto maior a AR , menor a área da asa afetada pelos vórtices da ponta, e, conseqüentemente, maior a eficiência aerodinâmica obtida.

O afilamento λ é definido como a relação entre a corda da raiz c_r e a corda da ponta c_t da asa, dado por:

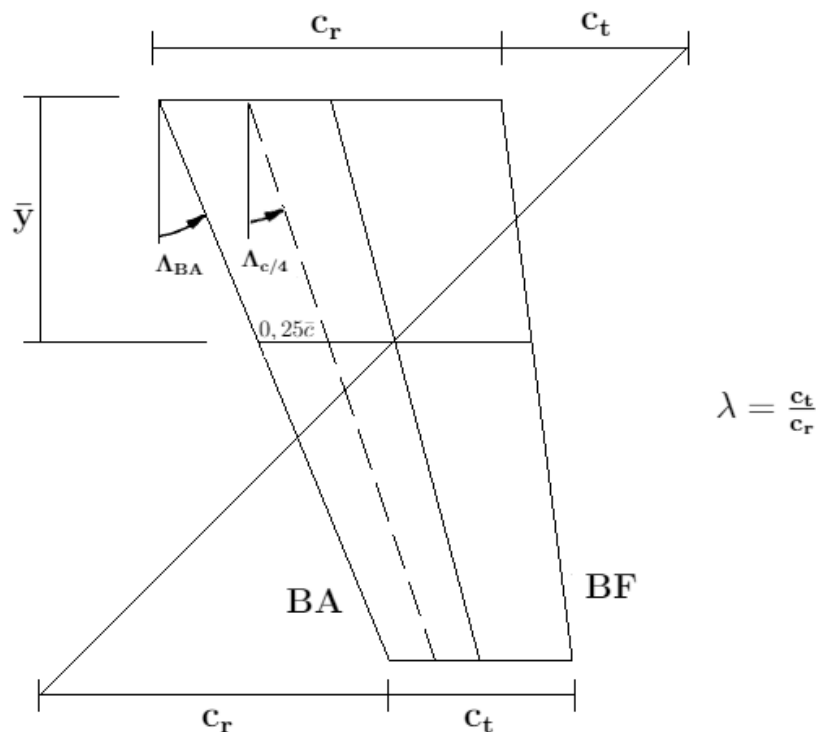
$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (3.7)$$

Trata-se de um parâmetro que influencia na distribuição da sustentação no decorrer da envergadura e que costuma ser bastante importante para cálculos de estabilidade, segundo Raymer (1992). Quando λ é 1, diz-se que a geometria em planta da asa é retangular, ou seja, a corda é constante ao longo da envergadura. Essa geometria gera uma quantidade de sustentação na ponta da asa acima do necessário, aumentando o ar-

rasto induzido. Contudo, nessa geometria, o estol se propaga no sentido da raiz para a ponta, efeito bastante desejado para evitar a perda de sustentação em certas superfícies de controle.

O ângulo de enflechamento do bordo de ataque da asa Λ_{BA} é definido como o ângulo entre o bordo de ataque e uma linha perpendicular à direção do voo, sendo comumente implementado em aeronaves que atingem velocidade supersônicas. Para voos subsônicos, o enflechamento $\Lambda_{c/4}$ da linha situada a uma distância $1/4c$ do bordo de ataque BA da asa (ilustrado na Figura 3.8, assim como Λ_{BA}) é mais significativo (RAYMER, 1992).

Figura 3.8 – Principais parâmetros geométricos da asa - vista do extradorso.



Fonte: Adaptada de Raymer (1992).

A corda média aerodinâmica \bar{c} , está a uma distância \bar{y} da linha central situada sob o plano de simetria longitudinal da aeronave, e são dadas, respectivamente, por:

$$\bar{c} = \frac{2}{3}c_r \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \quad (3.8)$$

$$\bar{y} = \frac{b}{6} \left(\frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \right) \quad (3.9)$$

Em voos subsônicos, a linha do centro aerodinâmico ao longo da envergadura intercepta a c na mesma proporção, aproximadamente, que o CA do perfil, isso é, em 25% da corda a partir do BA; para voos supersônicos essa distância aumenta para cerca de 40%

da corda, segundo Raymer (1992).

A geometria elíptica é a ideal em termos de eficiência aerodinâmica. Porém, sua construção, na prática, é bastante trabalhosa e cara, recorrendo-se, quando preciso, a outras geometrias mais práticas.

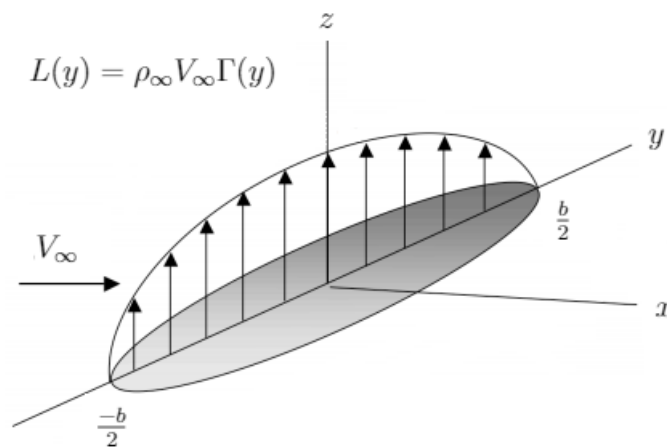
Uma possível solução para o excesso de arrasto induzido gerado por uma asa de geometria retangular seria a introdução de um afilamento. Segundo Raymer (1992), um λ de aproximadamente 0,45 seria suficiente para aproximar a distribuição de sustentação de uma asa retangular para uma asa elíptica, reduzindo o arrasto induzido. O resultado é uma geometria trapezoidal, mais eficiente aerodinamicamente do que a retangular.

Seguindo, realiza-se a distribuição da sustentação $L(y)$ ao longo do eixo y , dada por:

$$L(y) = \rho_{\infty} V_{\infty} \Gamma(y) \quad (3.10)$$

onde $\Gamma(y)$ representa a circulação distribuída ao longo de b . A Figura 3.9 representa de forma genérica a distribuição da sustentação ao longo da envergadura.

Figura 3.9 – Distribuição genérica de sustentação ao longo da envergadura.



Fonte: Adaptado de Cantwell (2019).

A circulação representa a integral da linha da velocidade em torno de uma curva fechada passando por um fluxo. Se algum aerofólio está gerando sustentação, a circulação tomada a partir de uma curva fechada ao redor do perfil será finita, de acordo com Anderson (2017).

A Equação (3.10) é conhecida como o Teorema de Kutta-Joukowski, e refere-se a um fluido bidimensional irrotacional corrente, com velocidade V_{∞} ao redor de um contorno fechado com circulação Γ . A força de sustentação surge devido à pressão aerodinâmica agindo no contorno em uma direção perpendicular à velocidade (ANDERSON, 2017).

Os valores absoluto da sustentação L na asa e do coeficiente de sustentação C_L

são dados, respectivamente, por:

$$L = \int_{-b/2}^{b/2} L(y) dy \quad (3.11)$$

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} = \frac{2}{V_\infty S} \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) dy \quad (3.12)$$

Como já comentado anteriormente, a geometria elíptica é a que apresenta a distribuição de sustentação mais eficiente, e isso ocorre devido à redução do arrasto induzido. Para esse tipo asa, $\Gamma(y)$ pode ser obtido por:

$$\Gamma(y) = \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad (3.13)$$

onde Γ_0 , que representa o máximo valor da circulação (obtido na origem, $y = 0$), é:

$$\Gamma_0 = \frac{4L}{\rho_\infty V_\infty b \pi} \quad (3.14)$$

A distribuição de sustentação de uma asa elíptica L_E , portanto, será dada de acordo com o Teorema de Kutta-Joukowski, variando elípticamente, assim como a circulação.

$$L_E(y) = \rho_\infty V_\infty \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad (3.15)$$

A Equação (3.15) apresentada é inapropriada para asas com geometrias não elípticas. Nesses casos, utiliza-se, frequentemente, a distribuição de Schrenk L_S , válida para asas com moderado/alto alongamento e baixo enflechamento. Essa distribuição é obtida realizando-se a média entre a distribuição de uma asa elíptica L_E , considerada ideal, e a distribuição L_T de uma asa trapezoidal (SCHRENK, 1941),

$$L_S(y) = \frac{L_T(y) + L_E(y)}{2} \quad (3.16)$$

onde L_T pode ser calculado por:

$$L_T(y) = \frac{2L}{(1 + \lambda)b} \left[1 + \frac{2y}{b} (\lambda - 1) \right] \quad (3.17)$$

De forma semelhante, obtém-se a distribuição de arrasto. A metodologia seguida é a apresentada em Roskam e Lan (2000), e será detalhada a seguir. Inicialmente, é possível associar o coeficiente de arrasto C_D com o de sustentação C_L pelas seguintes expressões:

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} \quad (3.18)$$

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi A R e} \quad (3.19)$$

sendo C_{D_0} o coeficiente de arrasto parasita (para sustentação nula) e C_{D_i} o coeficiente de arrasto induzido; o parâmetro e representa o fator de eficiência da geometria da asa, sendo $e = 1$ para uma asa elíptica. Trata-se apenas de uma estimativa inicial, pois, para a obtenção do valor real do valor do coeficiente de arrasto, deve-se levar em consideração a contribuição de diversos outros componentes, como da fuselagem, empenagem e trens de pouso, por exemplo.

Uma vez conhecido o valor real ou aproximado de C_D e a sua distribuição, é possível, então, calcular o arrasto total e sua respectiva distribuição ao longo da envergadura da seguinte maneira:

$$D = q_\infty S C_D \quad (3.20)$$

$$D(y) = q_\infty S C_D(y) \quad (3.21)$$

Finalmente, obtém-se a distribuição do momento de arfagem $M_{1/4}$ ao redor do centro aerodinâmico da asa por:

$$M_{1/4}(y) = q_\infty S \bar{c} C_m(y) \quad (3.22)$$

Uma distribuição mais precisa dos coeficientes C_m , C_D e C_L ao longo da envergadura pode ser obtida por métodos de análise aerodinâmica de asas finitas preliminares. O primeiro método desenvolvido para esse propósito, durante o período de 1911-1918 por Ludwig Prandtl e colegas, continua sendo amplamente utilizado até os dias atuais, sendo conhecido como a teoria da linha sustentadora LLT (do inglês *lifting line theory*) (ANDERSON, 2017). Trata-se de um método razoável para asas sem ângulo de torção e de enflechamento e de razão de aspecto moderadas/altas.

Outros métodos numéricos, como o VLM (do inglês *vortex lattice method*) e o método dos painéis 3D, foram desenvolvidos, posteriormente, voltados para a determinação das propriedades aerodinâmicas de asas de baixo alongamento e com ângulo enflechamento não nulo.

3.3 CARGAS EM VOO

Durante o voo reto e nivelado, a força da sustentação suporta o peso da aeronave, mas durante manobras, ou na ocorrência de rajadas (turbulência), cargas adicionais são adicionadas ou subtraídas à estrutura. O montante de carga adicional depende da seve-

ridade das manobras ou rajadas, e sua magnitude é medida em termos de fator de carga n (NIU, 2006). O fator de carga se trata de um fator multiplicador que define a intensidade de alguma carga em função do peso.

Durante a ocorrência de rajadas, ou durante a realização de manobras, a aeronave acelerada experimenta um incremento ΔL de sustentação; essa força adicional causa uma aceleração A_L , e o equilíbrio será provido pela força de inércia F_i ,

$$\Delta L = F_i = \left(\frac{W}{g} \right) A_L \quad (3.23)$$

onde g é a aceleração da gravidade e W é o peso máximo da aeronave. O fator de carga n será, portanto:

$$n = 1 + \frac{\Delta L}{W} \quad (3.24)$$

O fator de carga limite de manobras n_{lim} deve ser tratado como aquele que pode ser antecipado uma vez durante o voo, mas, jamais excedido em um período de cerca de 10 milhões de horas de voo (HOWE, 2004). Aeronaves devem ser capazes de suportar a sua ocorrência sem apresentar deformações danosas permanentes, e possíveis falhas estruturais não devem interferir para a realização de uma operação segura.

O valor de n_{lim} depende do propósito da aeronave: aeronaves acrobáticas são projetadas para suportar altos fatores de carga devido à intensidade de suas manobra, enquanto aeronaves cargueiras, geralmente, são projetadas para fatores de carga menores. Historicamente, aeronaves de transporte apresentam fator de carga limite entre 2 e 3, já as acrobáticas, entre 6 e 8 segundo Niu (2006).

De forma análoga, o fator de carga limite negativo n_{-lim} , que, geralmente é menor que o fator correspondente positivo, representa os limites estruturais para situações em que a asa apresenta um ângulo de ataque α menor que α_0 da curva $C_L \times \alpha$ da aeronave completa. Segundo a FAA (2019), esse fator não deve ser menor que 0,4 vezes o fator limite positivo para as categorias de aeronaves normais, utilitárias e de transporte regional.

Os fatores últimos de carga positivo n_{ult} e negativo n_{-ult} podem ser obtidos, respectivamente, por:

$$n_{ult} = n_{lim}FS \quad (3.25)$$

$$n_{-ult} = n_{-lim}FS \quad (3.26)$$

onde FS representa um fator de segurança, geralmente 1,5. Trata-se de um valor baseado em dados históricos que pretende cobrir fatores imprevisibilidades e erros de aproximações (HOWE, 2004). Apesar de não ser esperado que a aeronave atue sob essa condição particular, a mesma deve apresentar resistência à falhas catastróficas diante do seu possível

acontecimento.

Os requerimentos de cargas estruturais são expressos em termos das seguintes velocidades de projeto V_∞ :

- Velocidade de estol V_S : definida como a velocidade mínima em que a asa consegue produzir sustentação suficiente para suportar o peso da aeronave e manter voo reto e nivelado. Pode ser obtida por:

$$V_S = \frac{2nW}{\rho_0 S C_{L_{max}}} \quad (3.27)$$

onde n equivale a 1 para o voo reto e nivelado, ρ_0 é a densidade a nível do mar e $C_{L_{max}}$ é o máximo coeficiente de sustentação da asa da curva $C_L \times \alpha$ da aeronave.

- Velocidade de manobra V_A : trata-se da menor velocidade com a qual a aeronave pode atingir o fator de carga limite, não devendo exceder a velocidade de cruzeiro.

$$V_A = \frac{V_S}{\sqrt{n_{lim}}} \quad (3.28)$$

- Velocidade de manobra negativa V_{-A} : análoga à velocidade V_A , trata-se da menor velocidade a qual a aeronave consegue atingir o fator de carga limite negativo sem sofrer estol,

$$V_{-A} = \sqrt{\frac{2n_{-lim}W}{\rho_0 S C_{L_{min}}}} \quad (3.29)$$

onde $C_{L_{min}}$ é o coeficiente de sustentação mínimo.

- Velocidade de cruzeiro V_C : é a velocidade mínima a ser considerada como possível velocidade máxima para voo reto e nivelado, determinada de forma a não exceder a velocidade máxima de projeto (NIU, 2006). Geralmente, seus limites são especificados pela agência regulamentadora de acordo com a categoria da aeronave. A norma CS-VLA para aeronaves ultra-leves (EASA, 2018), por exemplo, estabelece os limites de V_C da seguinte forma:

$$V_{C_{max}} \geq 2,4 \sqrt{\frac{W}{S}} \quad (3.30)$$

$$V_{C_{min}} \leq 0,9 V_H \quad (3.31)$$

- Velocidade máxima horizontal V_H : tida como velocidade máxima atingível em voo reto e nivelado, varia para cada aeronave em função de suas características de desempenho.

- Velocidade de mergulho V_D : trata-se da velocidade máxima de projeto estrutural. Também pode ser estimada pelos requisitos estabelecidos para a categoria, sendo os seus limites, segundo a norma CS-VLA, obtidos por:

$$V_{D_{max}} \geq 1,25V_C \quad (3.32)$$

$$V_{D_{min}} \geq 1,4V_{C_{min}} \quad (3.33)$$

- Velocidade de rajada UDE : velocidades de projeto referência para a intensidade máxima de rajada. Segundo a EASA (2018), as velocidades UDE podem ser estipuladas como 7,62 m/s até a V_D , e 15,24 m/s até a V_C .

O coeficiente $C_{L_{min}}$ é comumente assumido em função de $C_{L_{max}}$ e de um fator de correção K_{C_L} , sendo obtido pela seguinte expressão:

$$C_{L_{min}} = -K_{C_L}C_{L_{max}} \quad (3.34)$$

O fator K_{C_L} varia, geralmente, entre 0,6 e 1. Adotá-lo como 1 trata-se de uma decisão conservativa, porém irrealista, visto que a principal superfície sustentadora da aeronave (asa) gera forças significativamente maior no sentido positivo para o qual ela foi projetada (LOMAX, 1996).

Os fatores de carga de rajada variam linearmente e são obtidos pela seguinte expressão:

$$n = 1 \pm \frac{\rho_0 V_0 S a K V_B}{2W} \quad (3.35)$$

Velocidades equivalentes V_0 são as verdadeiras velocidades de projeto V_∞ (velocidade relativa do vento) corrigidas em função da diferença entre a densidade a nível do mar ρ_0 e densidade na altitude considerada ρ_∞ .

$$V_0 = V_\infty \sqrt{\frac{\rho_\infty}{\rho_0}} \quad (3.36)$$

Segundo Raymer (1992), K se trata de um fator de correção de alívio de rajada, que pode ser calculado para condições subsônicas e supersônicas, respectivamente, por:

$$K = \frac{0,88\mu_m}{5,3 + \mu_m} \quad (3.37)$$

$$K = \frac{\mu_m^{1,03}}{6,95 + \mu_m^{1,03}} \quad (3.38)$$

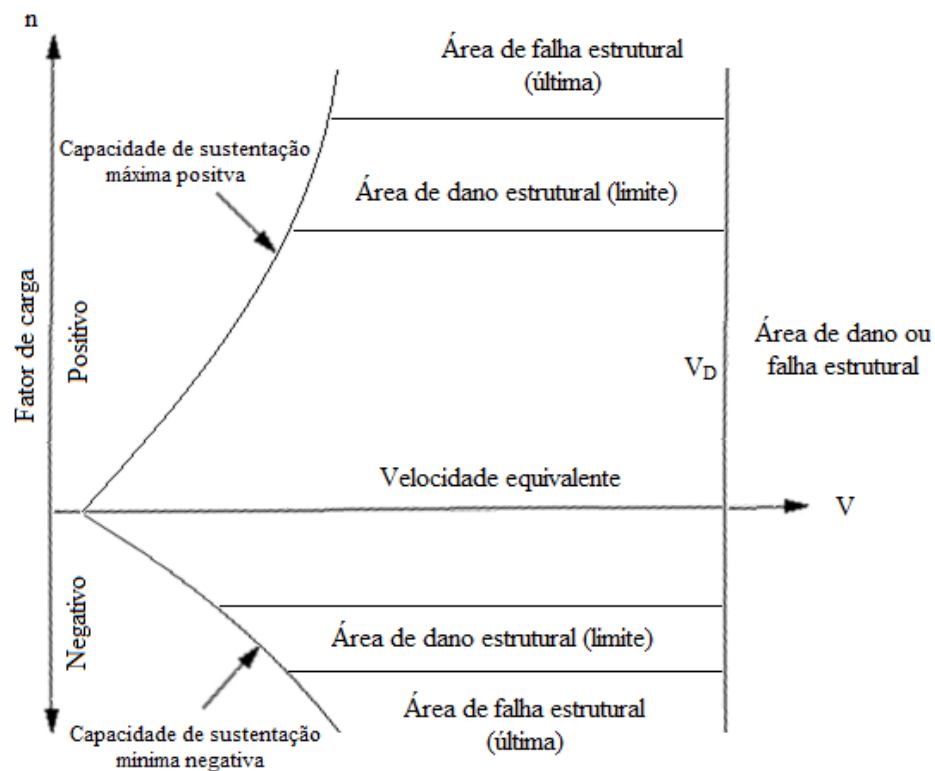
onde μ_m é a razão de massas, dada por:

$$\mu_m = \frac{2W/S}{\rho_0 g \bar{c} a} \quad (3.39)$$

Os vários casos de condições de cargas devem, então, ser representados a partir do diagrama de manobras. Esse diagrama trata-se de um instrumento gráfico utilizado para demonstrar as limitações estruturais de uma aeronave, definindo regiões, em termos de fator de carga e velocidade equivalente, onde a mesma poderá atuar durante o voo.

O lado esquerdo do envelope de manobras (Figura 3.10) é delimitado pela máxima força normal estática positiva e negativa da aeronave. Nesse limite, as forças aerodinâmicas do avião estão em equilíbrio com as forças inerciais e a gravidade, sendo combinadas como um produto do fator de carga n e peso W (PEERY; AZAR, 1982). As curvas positiva e negativa são obtidas, respectivamente, por:

Figura 3.10 – Significado físico do diagrama de manobras.



Fonte: Adaptado de Niu (2006).

$$n = \frac{C_{Lmax} \rho_0 S V_0^2}{2W} \quad (3.40)$$

$$n = \frac{C_{Lmin} \rho_0 S V_0^2}{2W} \quad (3.41)$$

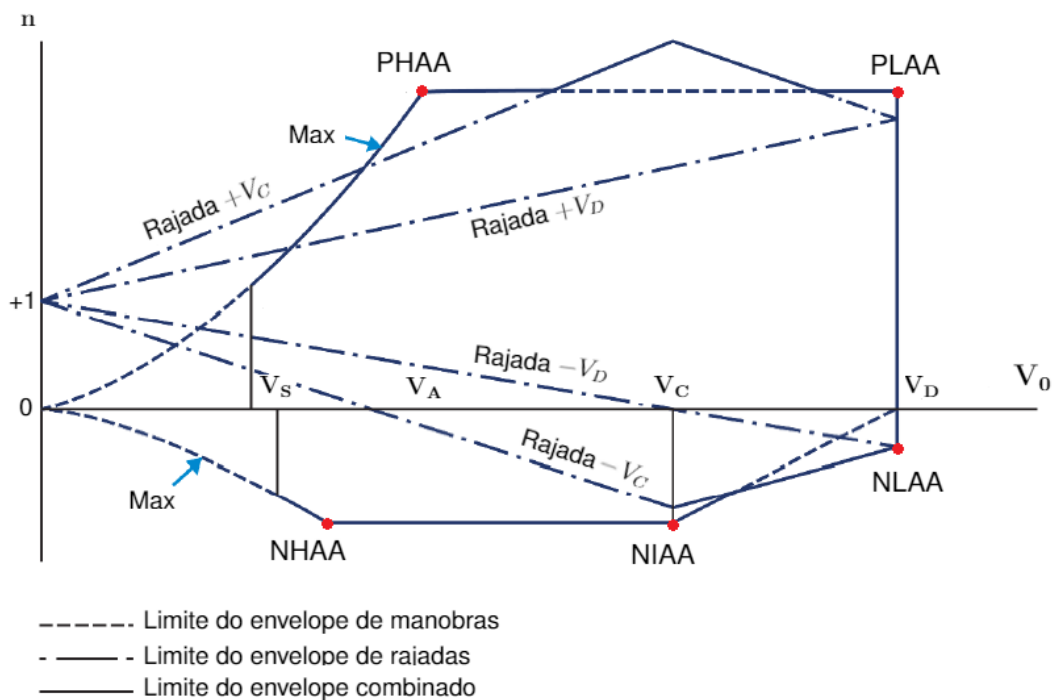
O limite superior indica o fator de carga limite previsto durante o voo, em função

do desempenho da aeronave, para o qual os componentes estruturais serão dimensionados com relativo fator de segurança FS . Acima desse, danos na estrutura ocorrerão, sendo o fator de carga último a representação gráfica do limite para ocorrência de danos permanentes.

O limite inferior do diagrama é, de maneira análoga ao superior, o indicativo da região de dano e fratura da estrutura quando exposta a condições de voo com fatores de carga negativos (maior importância para aeronaves acrobáticas). Finalmente, a fronteira direita é delimitada pela máxima velocidade de mergulho V_D .

A Figura 3.11 representa o envelope de manobras associado com o de rajadas. Nesse envelope, a Equação (3.35) é plotada para uma faixa de velocidades equivalentes V_0 , de acordo com a norma regulamentadora da categoria da aeronave. As linhas simétricas tracejadas representam a variação linear do fator de carga resultantes quando a aeronave, em voo reto e nivelado ($n_{lim} = 1$), se depara com uma rajada de velocidade UDE .

Figura 3.11 – Envelope combinado de manobras e rajadas.



Fonte: Adaptado de EASA (2018).

Os componentes estruturais da aeronave devem resistir a qualquer possível combinação de fator de carga e de velocidade equivalente dentro e no limite do Diagrama Vn, sendo as principais condições críticas conhecidas como:

- PHAA: representa a aeronave voando com velocidade V_A e ângulo de ataque máximo positivo, sob fator de carga n_{lim} ;

- PLAA: representa a aeronave voando com velocidade de projeto V_D , sob fator de carga n_{lim} ;
- NHAA: representa a aeronave voando com velocidade V_{-A} e ângulo de ataque máximo negativo, sob fator de carga n_{-lim} ;
- NIAA: representa a aeronave voando com velocidade V_C , sob fator de carga n_{-lim} ;
- NLAA: representa a aeronave voando com velocidade V_D , sob fator de carga n_{-lim} .

3.4 PRINCÍPIOS DE MECÂNICA DOS SÓLIDOS

A análise de tensões trata-se de uma das etapas mais importantes do projeto mecânico. Segundo Kim e Sankar (2008), as principais considerações a serem tomadas durante o projeto estrutural são: a tensão em cada ponto deve ser menor que o limite de resistência do material, a deflexão não deve exceder o limite do funcionamento pleno do sistema, a estrutura não apresentar falha devido à fadiga e deve ser estável. A análise de tensões desempenha papel crucial na predição de todos esses os tipos de falha, principalmente dos três primeiros casos.

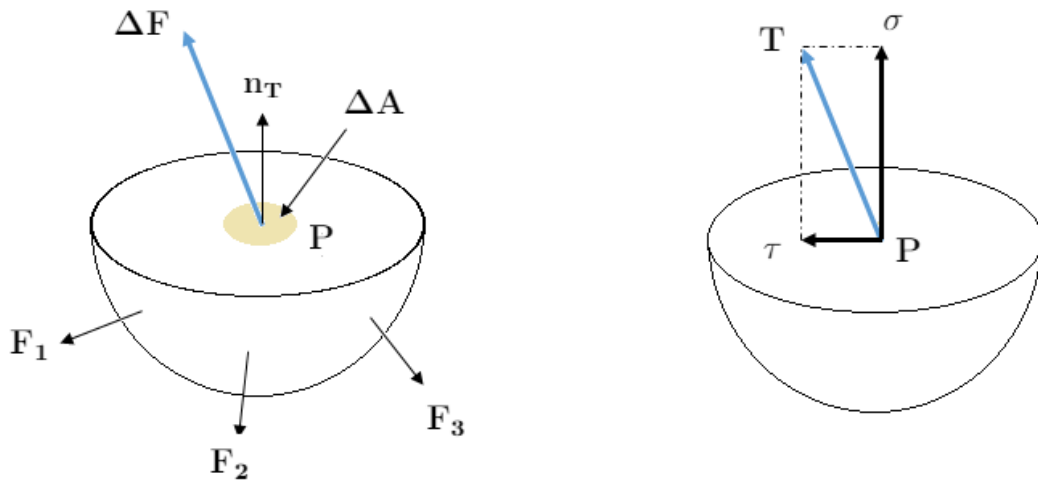
Na mecânica dos materiais, tensão é definida como força agindo por unidade de área, enquanto a deformação se trata da variação de comprimento em relação ao comprimento original. Robert Hooke foi o primeiro a descrever a relação entre tensão e a deformação no regime elástico para objetos unidimensionais, que mais tarde viria a ser generalizada para corpos tridimensionais e reconhecida como Lei de Hooke generalizada, conforme descrito por Kim e Sankar (2008).

No regime elástico, as deformações causadas pelas tensões ainda são reversíveis. Uma vez atingida a tensão de escoamento do material (tensão máxima que o material suporta no regime elástico), inicia-se o fenômeno de escoamento e, associado ao mesmo, a deformação plástica do corpo, a qual é irreversível.

3.4.1 Tensão e deformação

Considera-se um sólido em equilíbrio estático sujeito à forças externas. A fim de se obter a tensão atuante em um ponto P no seu interior, realiza-se um corte no plano que o contém, conforme representado à esquerda da Figura 3.12. As forças externas F_1 , F_2 e F_3 estão em equilíbrio com as forças internas agindo na superfície do corte.

Figura 3.12 – Forças externas em equilíbrio com as forças internas (esquerda) e tensão normal e cisalhante no ponto P (direita).



Fonte: Adaptado de Kim e Sankar (2008).

A fim de se obter a tensão T agindo sobre o ponto P , considera-se a força ΔF agindo sobre a área ΔA que contém o ponto P . A tensão T , será, portanto:

$$T = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \frac{\Delta F}{\Delta A} \quad (3.42)$$

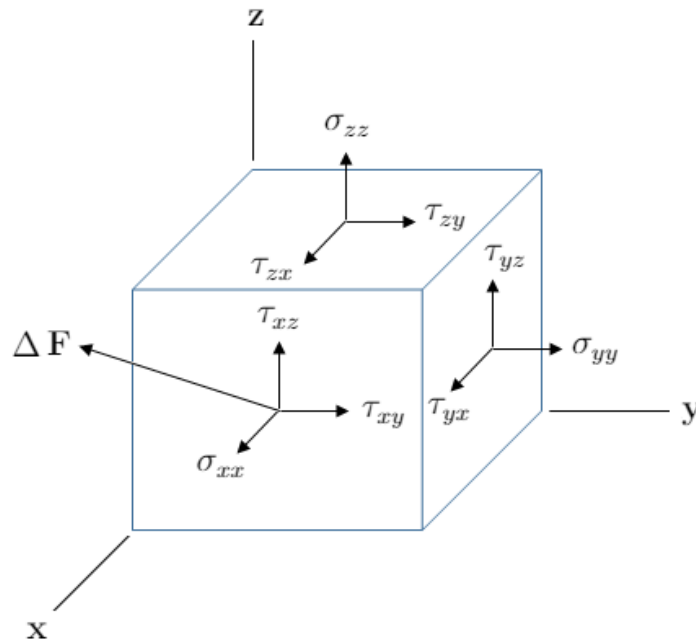
A tensão T , geralmente, não age diretamente na direção da normal. Sua decomposição resulta em uma componente na direção da normal e em outra perpendicular à normal e coincidente com o plano, respectivamente, tensão normal σ e tensão cisalhante τ , conforme ilustrado à direita da Figura 3.12. As tensões normais tendem a tracionar ou contrair os sólidos, enquanto as cisalhantes, que agem em pares, tendem a distorcer.

Como a tensão em um ponto varia de acordo com a direção da normal do plano de referência, é conveniente definir o estado de tensões a partir de três planos mutuamente perpendiculares passando pelo ponto P . As tensões agindo nos três planos podem ser representadas no sistema cartesiano a partir de um cubo, conforme ilustrado na Figura 3.13.

Ou seja, a partir da tensão T agindo sobre cada um desses planos, o objetivo é determinar o valor de T agindo sobre qualquer plano arbitrário que passe pelo mesmo ponto. Segundo Norton (2010), o estado de tensões em um plano arbitrário de normal n_T passando por um ponto P do sólido, na forma matricial, é dado por:

$$T = [\sigma]n_T \quad (3.43)$$

Figura 3.13 – Componentes da tensão no sistema cartesiano.



Fonte: Adaptado de Kim e Sankar (2008).

onde $[\sigma]$ é o tensor de tensões, que relaciona o vetor diretor unitário n_T ao vetor tensão T .

$$[\sigma] = \begin{bmatrix} \sigma_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \sigma_{yy} & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.44)$$

As nove componentes necessárias para a definição completa do tensor de tensões $[\sigma]$ podem ser reduzidas para apenas seis devido ao equilíbrio de momentos em torno de um eixo (ver Megson, 2017: pag. 10).

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} \quad (3.45)$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} \quad (3.46)$$

$$\tau_{xz} = \tau_{zx} \quad (3.47)$$

Além disso, para casos planos de tensão (casos bidimensionais, quando a tensão resultante em uma das superfícies é zero), a matriz $[\sigma]$ se resume a:

$$[\sigma] = \begin{bmatrix} \sigma_{xx} & \tau_{xy} \\ \tau_{yx} & \sigma_{yy} \end{bmatrix} \quad (3.48)$$

Segundo Megson (2017), três equações de equilíbrio de tensões devem ser satis-

feitas durante a solução do problema tridimensional de elasticidade.

Seguindo adiante, a deformação normal ε_{xx} , causada por tensões normais, pode ser definida como a variação de comprimento por unidade de comprimento de um longo segmento de linha infinitesimal originalmente paralelo as direções x . O raciocínio deve ser estendido para as deformações normais ε_{yy} e ε_{zz} , conforme descrito por Kim e Sankar (2008).

Já a deformação cisalhante γ_{xy} , proveniente de tensões cisalhantes, é definida como a variação de ângulo entre um par de segmentos de linhas infinitesimais originalmente paralelos aos eixos x e y ; o raciocínio se expande, também, para as deformações cisalhantes γ_{xz} e γ_{zx} .

Assim como para as tensões, o estado de deformações também pode ser representado na forma matricial,

$$[\varepsilon] = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} & \gamma_{xy} & \gamma_{xz} \\ \gamma_{yx} & \varepsilon_{yy} & \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} & \gamma_{zy} & \varepsilon_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.49)$$

onde é possível estender as mesmas relações de simetria das Equações 3.45 a 3.46, diminuindo o número de incógnitas para seis (NORTON, 2010). O tensor de deformações $[\varepsilon]$ para casos bidimensionais é definido por:

$$[\varepsilon] = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} & \gamma_{xy} \\ \gamma_{yx} & \varepsilon_{yy} \end{bmatrix} \quad (3.50)$$

Segundo Megson (2017), seis equações de compatibilidade de deformação devem ser satisfeitas durante a solução do problema tridimensional de elasticidade.

As relações entre tensão e deformação são conhecidas como relações constitutivas, pois descrevem a constituição do material (KIM; SANKAR, 2008). Experimentos demonstram que a aplicação de uma tensão normal σ_{xx} em um material não provoca nenhuma tensão cisalhante, mas, uma deformação ε_{xx} , dada pela lei de Hooke,

$$\varepsilon_{xx} = \frac{\sigma_{xx}}{E} \quad (3.51)$$

onde E é o denominado módulo de elasticidade, ou módulo de Young. Essa deformação está associada as deformações normais ε_{yy} e ε_{zz} dadas, respectivamente, por:

$$\varepsilon_{yy} = \varepsilon_{zz} = -\nu \frac{\sigma_{xx}}{E} \quad (3.52)$$

onde ν é o coeficiente de Poisson (MEGSON, 2017).

Em um corpo sujeito a tensões σ_{xx} , σ_{yy} e σ_{zz} , as deformações normais são obtidas

pelo princípio de superposição (Lei de Hooke generalizada).

$$\varepsilon_{xx} = \frac{1}{E}[\sigma_{xx} - \nu(\sigma_{yy} + \sigma_{zz})] \quad (3.53a)$$

$$\varepsilon_{yy} = \frac{1}{E}[\sigma_{yy} - \nu(\sigma_{xx} + \sigma_{zz})] \quad (3.53b)$$

$$\varepsilon_{zz} = \frac{1}{E}[\sigma_{zz} - \nu(\sigma_{xx} + \sigma_{yy})] \quad (3.53c)$$

As deformações γ associadas às tensões cisalhante em algum plano inclinado em relação ao plano principal de um ponto arbitrário do corpo são:

$$\gamma_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{G} \quad (3.54a)$$

$$\gamma_{xz} = \frac{\tau_{xz}}{G} \quad (3.54b)$$

$$\gamma_{yz} = \frac{\tau_{yz}}{G} \quad (3.54c)$$

onde a constante $G = E/2(1 + \nu)$ é conhecida como módulo de rigidez, que, junto com ν e E , tratam-se das últimas três incógnitas (somadas às seis incógnitas de tensão e às seis de deformação).

As Equações (3.53) e (3.54), somadas com as equações de equilíbrio e de compatibilidade, consistem nas 15 equações necessárias para resolução das 15 incógnitas do problema tridimensional de elasticidade; elas são, contudo, limitadas para materiais isotrópicos linearmente elásticos (MEGSON, 2017).

Para o caso de tensões planas, as Equações (3.53) e (3.54) podem ser simplificadas para apenas:

$$\varepsilon_{xx} = \frac{1}{E}(\sigma_{xx} - \nu\sigma_{yy}) \quad (3.55a)$$

$$\varepsilon_{yy} = \frac{1}{E}(\sigma_{yy} - \nu\sigma_{xx}) \quad (3.55b)$$

$$\varepsilon_{zz} = -\frac{\nu}{E}(\sigma_{xx} + \sigma_{yy}) \quad (3.55c)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{G} \quad (3.56)$$

Contudo, essas relações (para ambos os casos bi e tridimensionais) servem ape-

nas para materiais linearmente elásticos e isotrópicos. Materiais isotrópicos são aqueles cujas propriedades térmicas e mecânicas são as mesmas em todas as direções. Materiais anisotrópicos, cujas propriedades físicas são direcionais (madeira, por exemplo, cujas propriedades dependem da direção das fibras) apresentam relações constitutivas elaboradas a partir dos conceitos de energia de deformação elástica e energia complementar.

3.4.2 Critérios de falha

A previsão dos limites seguros para utilização de materiais sob combinação de tensões multi axiais requer a aplicação de um critério de falha adequado. Não existe um critério de falha unificado que possa ser utilizado para todos materiais, portanto, é necessário conhecer as limitações de cada tipo de material. Materiais que se comportam de maneira dúctil geralmente são limitados pelo seu escoamento, enquanto materiais frágeis são limitados por fraturas.

Materiais dúcteis são aqueles cuja resistência estática é limitada pela resistência última ao escoamento, como diversos metais e polímeros. Já os materiais frágeis apresentam resistência estática limitada por sua resistência última à fratura (seja por compressão ou tração), como alguns metais fundidos, concreto, cerâmicas e certas madeiras. Em testes de tração, materiais frágeis não exibem uma região de escoamento bem definida, falhando geralmente após pequenas deformações na ordem de até 5% (DOWLING, 2012).

Para materiais dúcteis, os critérios da máxima tensão cisalhante (critério de Tresca) e o da máxima energia de distorção (critério de Von Mises) são utilizados quando o material apresenta resistência última à tração σ_{ut} e à compressão σ_{uc} equivalentes. Para materiais dúcteis com valores σ_{ut} e σ_{uc} distintos, o critério de Coulomb-Mohr dúctil é o mais indicado. Para materiais frágeis, os critérios mais comuns são o da tensão normal máxima, Coulomb-Mohr para materiais frágeis e a teoria de Mohr modificada, segundo Budynas e Nisbett (2011).

A teoria da tensão normal máxima MNS (do inglês *maximum normal stress*) para materiais anisotrópicos, em específico, afirma que a falha ocorre sempre que uma ou mais condições não forem satisfeitas. Para tração, as condições são:

$$FS_{CF} \leq \frac{\sigma_{ut11}}{\sigma_{11}} \quad (3.57)$$

e

$$FS_{CF} \leq \frac{\sigma_{ut22}}{\sigma_{22}} \quad (3.58)$$

onde σ_{11} e σ_{22} são as tensões normais no componente nas direções principais das fibras, e σ_{ut11} e σ_{ut22} , de forma análoga, são as tensões últimas à tração do material nas direções

principais das fibras. Para o caso plano de tensões, σ_{33} (na direção normal ao plano de tensões) é zero.

Para compressão, as condições são:

$$FS_{CF} \geq \frac{\sigma_{uc11}}{\sigma_{11}} \quad (3.59)$$

e

$$FS_{CF} \geq \frac{\sigma_{uc22}}{\sigma_{22}} \quad (3.60)$$

onde σ_{uc11} e σ_{uc22} são as tensões últimas à compressão do material nas direções principais das fibras.

Finalmente, para a tensão cisalhante, a condição é a seguinte:

$$FS_{CF} \leq \frac{\tau_{u12}}{|\tau_{12}|} \quad (3.61)$$

onde τ_{12} é a tensão cisalhante no componente e τ_{u12} é a resistência última do material ao cisalhamento no plano de tensões.

O fator FS_{CF} é o fator de segurança de tensões estabelecido para o projeto a partir de determinado critério de falha. Esse fator determina o quão distante o material, sob tensão, se encontra de uma possível ruptura.

3.4.3 Procedimentos em elementos finitos

Segundo Kim e Sankar (2008), o MEF, originalmente criado para solução de problemas da área da mecânica estrutural, atualmente é utilizado para diversas aplicações, como problemas de transferência de calor e de mecânica dos fluidos, por exemplo. Isso é devido à sua alta capacidade de resolução numérica de equações diferenciais e à sua alta versatilidade.

A análise em elementos finitos inicia-se a partir da discretização da estrutura, onde cada elemento apresenta uma forma simples como um triângulo ou retângulo, por exemplo, e se conecta com outros elementos pelos nós. A partir da definição das condições de contorno e das cargas atuantes, as equações de cada elemento são agrupadas de maneira a formar equações globais. As equações globais são resolvidas em função dos deslocamentos desconhecidos de cada nó, e então, a deformação e tensão em cada elemento são obtidas (KIM; SANKAR, 2008).

O processo de análise em MEF pode ser subdividido em quatro etapas: análise preliminar, pré-processamento, solução das equações e pós-processamento. A análise preliminar é uma etapa muito importante, pois fornece uma estimativa aproximada dos

resultados do problema proposto a partir de métodos analíticos.

O pré-processamento inclui a modelagem do modelo físico, definição do tipo e número de elementos, definição das condições de contorno e aplicação de cargas externas. Essa etapa inclui a definição das propriedades dos materiais: para os isotrópicos, elasticamente lineares, os principais dados de entrada são o coeficiente de Poisson, módulo de elasticidade e de rigidez (informa-se geralmente dois desses, tendo em vista que o terceiro pode ser obtido pelos dois já informados), segundo Kim e Sankar (2008). Materiais anisotrópicos requerem a informação desses parâmetros também em função da sua variação em determinadas direções. Para se analisar a integridade da estrutura sob determinada condição de carregamento, também deve-se informar as tensões e/ou deformações últimas do material.

Durante o pré-processamento deve-se optar pelo tipo de elemento utilizado para o modelamento. Elementos de viga são representados como uma linha unidimensional com seção transversal de uma viga, sendo, em sua simplicidade, convenientes para a predição do deslocamento e dos momentos fletores de estruturas delgadas. Para estruturas de formas variadas, elementos sólidos são os mais adequados para melhor representação das propriedades das seções dos materiais do modelo físico; contudo, requerem um número elevado de elementos, muitas vezes tornando a análise inviável. Análises com elementos de casca, representados como um plano de espessura pré-definida, requerem um menor número de elementos do que com elementos sólidos, e performam de maneira satisfatória para estruturas de paredes finas (KIM; SANKAR, 2008).

O modelo de elementos finitos deve ser devidamente restringido dos movimentos de translação e rotação do corpo rígido a partir de condições de contorno. As forças aplicadas em um dado elemento são transmitidas aos demais pela pressão de contato em sua interface; os principais tipos de forças agindo sobre uma estrutura são as forças concentradas em um nó, distribuídas em um vértice, e as forças sobre uma área ou volume do corpo.

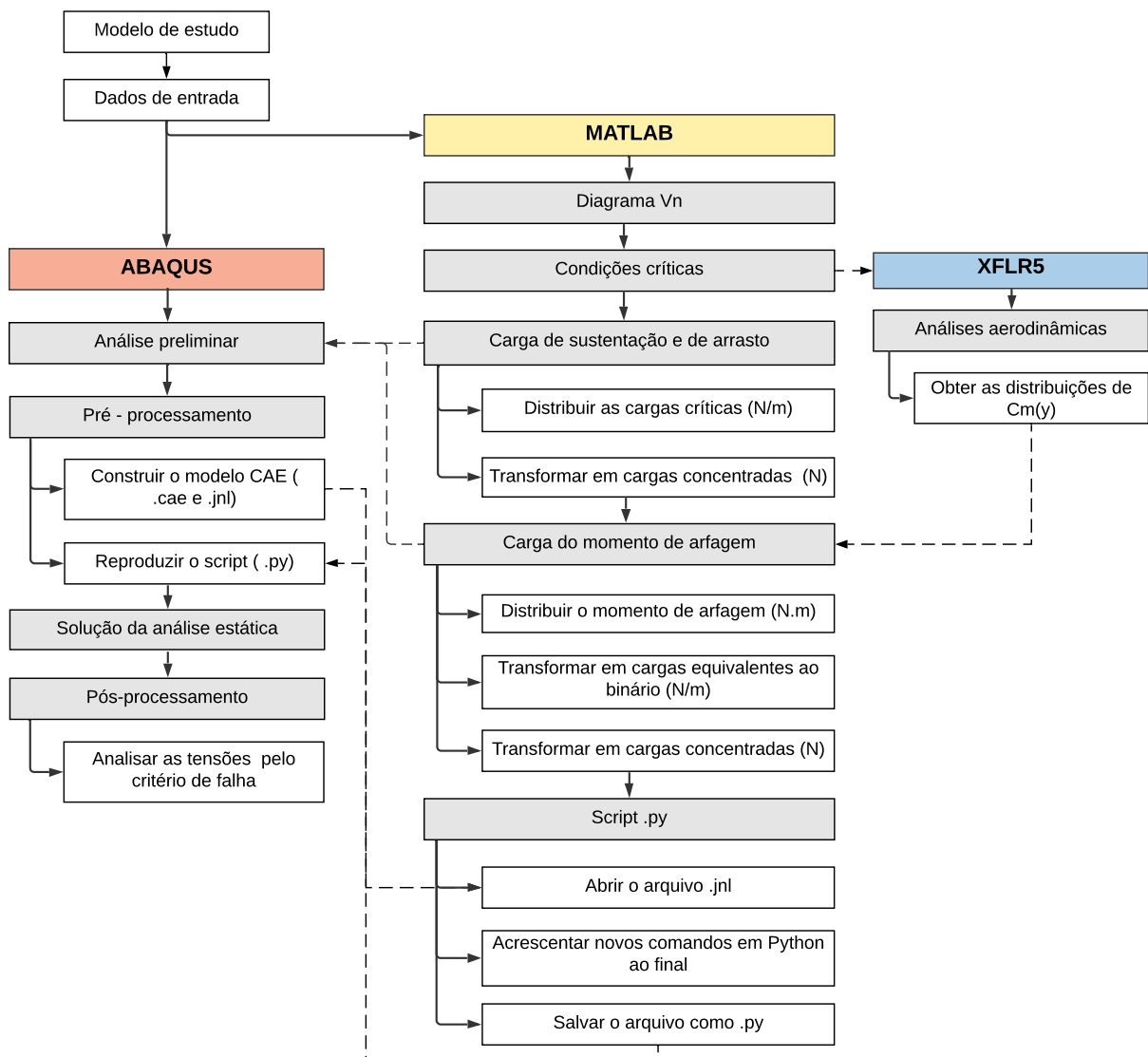
Na fase de solução das equações, as matrizes de rigidez e os vetores das forças e de condições de contorno em cada elemento são agrupados e resolvidos para os graus de liberdade (deslocamentos) até então desconhecidos em cada nó, tratando-se das soluções primárias. A partir desses resultados, obtém-se as soluções derivadas, respectivamente, deformações e tensões em cada elemento (KIM; SANKAR, 2008).

Finalmente, o pós-processamento em programas de MEF fornece as ferramentas de visualização e interpretação dos resultados obtidos, fundamental para a análise da integridade estrutural do modelo sob os efeitos das cargas aplicadas. Deve-se comparar, criticamente, os resultados obtidos com os previstos durante a análise preliminar, a fim de julgar a validade da análise.

4 METODOLOGIA

A metodologia proposta para o trabalho esta ilustrada na Figura 4.1. A partir do modelo de estudo escolhido, realiza-se o levantamento dos dados necessários (aerodinâmica, desempenho, geometria do modelo, entre outros) para a análise estrutural estática no *software* de elementos finitos.

Figura 4.1 – Metodologia proposta para o trabalho.



Fonte: Autora, 2021.

4.1 PROCEDIMENTOS NO MATLAB

O *software* de MEF utilizado durante as análises estáticas é o ABAQUS/CAE, e, no momento de realização do projeto, não se conhece algum método que permita a atribuição direta de cargas distribuídas no modelo CAE, exceto para para elementos de vigas. Como não é possível analisar a estrutura completa (incluindo bordos de ataque e de fuga) em uma análise isolada da longarina modelada como um elemento de viga, a solução proposta consiste em transformar a carga distribuída em N cargas concentradas ao longo da semi-envergadura, onde N é um dado de entrada da rotina no Matlab.

4.1.1 Diagrama Vn

A rotina no Matlab inicia-se lendo um arquivo .txt contendo os dados de entrada do modelo de estudo. Então, constrói-se o Diagrama Vn, baseando-se, na medida do possível, na norma CS-VLA ¹ a fim de localizar os casos críticos a partir do contorno do envelope combinado e identificar suas respectivas velocidades, ângulos de ataque e carga total atuante.

Nesse trabalho, o Diagrama Vn é construído para a aeronave sem considerar-se o rasgo na região negativa ao lado da velocidade de V_D , conforme apresentado anteriormente na Figura 3.11. A missão para a qual o modelo de estudo (apresentado na Seção 5) é projetada não acontece na região negativa, em específico. Portanto, para fins de simplificação, e tendo em vista as magnitudes reduzidas das cargas nessa região em comparação com os limites positivos, simplifica-se o diagrama e subtrai-se uma condição crítica de carregamento.

4.1.2 Cargas de sustentação e de arrasto

Construído o Diagrama Vn, obtém-se as cargas totais de sustentação de cada condição crítica por:

$$L_{PLAA} = L_{PHAA} = n_{lim}W \quad (4.1a)$$

¹As regulamentações à respeito de RPAs classe 3 discorrem, no geral, a respeito de pessoas e dos espaços autorizados, por exemplo, para utilização das aeronaves, e não sobre os requisitos de projeto específicos para sua certificação. Mesmo abordando aeronaves de magnitude e propósitos distantes do modelo de estudo do trabalho, optou-se, não obstante, por apresentar a norma CS-VLA e segui-lá, quando cabível, para a construção do Diagrama Vn, a fim de apresentar alguns dos critérios técnicos envolvidos no processo de certificação de aeronaves.

A norma CS-VLA (do inglês *very light aeroplanes*) da EASA aborda aeronaves com peso máximo de decolagem de até 750 kg, que possuem no máximo dois assentos e com velocidade de estol máxima de 83 km/h (EASA, 2018).

$$L_{NLAA} = L_{NHAA} = n_{-lim}W \quad (4.1b)$$

A partir da Equação (3.12), então, obtém-se os valores dos coeficientes C_L até então desconhecidos correspondentes aos casos PLAA e NLAA a partir de sua velocidade V_D . Calcula-se, em seguida, o ângulo de ataque e a força de arrasto de todos os casos a partir de interpolações com os valores das curvas C_L e C_D já conhecidas para uma determinada lista de ângulos de ataque.

As forças resultantes F_N e F_C atuantes, respectivamente, nos sentidos z_c e x_c do sistema do corpo são, então, calculadas através da decomposição da força de sustentação (agindo em z) e de arrasto (agindo em x) do sistema aerodinâmico, conforme descrito a seguir:

$$F_N = L \cos \alpha + D \sin \alpha \quad (4.2)$$

$$F_C = -L \sin \alpha + D \cos \alpha \quad (4.3)$$

Realizando-se a distribuição de Schrenk, conforme apresentado na Seção 3.3, obtém-se as distribuições dos carregamentos W_S agindo no sentido da normal e da corda do perfil dos casos críticos.

As cargas distribuídas são, finalmente, transformadas em N cargas pontuais igualmente distanciadas e posicionadas no centro de cada uma das N seções de comprimento L_{secoes} geradas ao longo da semi-envergadura. Isso é realizado integrando-se N vezes a carga distribuída $W_S(y)$ ao longo do comprimento $y(m)$.

4.1.3 Cargas do momento de arfagem, esforço cortante e momento fletor

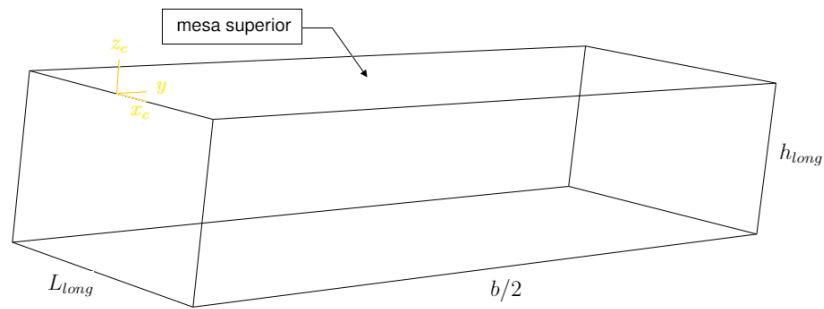
Os dados referentes às condições críticas também são importantes, para definir as diferentes condição de voo de análises tomadas no *software* XFLR5 para o modelo de estudo. Esse procedimento paralelo é necessário a fim de se obter a distribuição do coeficiente de arfagem $C_m(y)$ ao longo da envergadura para cada condição, uma vez que a rotina do Matlab ainda não apresenta nenhum método de análise aerodinâmica preliminar de asas finitas. Deve-se obter as distribuições $C_m(y)$ para todos os casos críticos e realimentá-los no arquivo .txt de entrada do Matlab. No Apêndice A.1 dispõe-se algumas informações básicas sobre o *software* XFLR5 e os métodos utilizados para análises aerodinâmicas.

Obtidas as distribuições dos coeficientes de momento de arfagem ao longo da envergadura para dadas condições de velocidade e ângulo de ataque dos casos críticos, calcula-se a distribuição de momento $M_{1/4}(y)$ a partir da Equação (3.22). Então, realiza-se

um processo semelhante ao realizado para as cargas de sustentação e arrasto a fim de obter as cargas concentradas equivalentes ao momento de arfagem, embora exija uma etapa adicional.

Primeiramente, transforma-se o momento de arfagem [N.m] agindo no centro aerodinâmico em duas cargas distribuídas equivalentes [N/m] atuando a partir da mesma distância $L_{long}/2$ do eixo x_c , em sentidos opostos. Isso é feito multiplicando-se o momento $M_{1/4}(y)$ pela área delimitada pelos comprimentos da semi-envergadura $b/2$ (direção y) e meia largura da mesa da longarina L_{long} (direção x_c); a Figura 4.2 apresenta essas dimensões de referência da longarina. As cargas concentradas equivalentes são, então, posicionadas nos extremos da mesa da longarina atuando em sentidos opostos, simulando um binário de forças equivalente ao momento de arfagem sob o centro aerodinâmico.

Figura 4.2 – Dimensões de referência da longarina.



Fonte: Autora, 2021.

Além das cargas concentradas, obtém-se, também, a distribuição dos esforços cortantes $V_{cortante}(y)$ e momentos fletores $M_{fletor}(y)$ ao longo da envergadura através do método da integração. Partindo-se das seguintes condições de contorno tomadas na ponta da asa ($y = b/2$),

$$M_{fletor}(-b/2) = M_{fletor}(b/2) = 0 \quad (4.4a)$$

$$V_{cortante}(-b/2) = V_{cortante}(b/2) = 0 \quad (4.4b)$$

integra-se duas vezes os polinômios dos carregamentos distribuídos $W_S(y)$, obtendo-se o esforço cortante e o momento fletor, respectivamente.

$$V_{cortante}(y) = \int W_S(y) dy \quad (4.5)$$

$$M_{fletor}(y) = \int V_{cortante}(y) dy \quad (4.6)$$

4.1.4 Rotina em Python

Finalmente, a rotina do Matlab cria um novo arquivo .py, contendo todos os comandos necessários para a geração automática das N cargas concentradas no centro e nos lados da mesa superior da longarina no ambiente CAE. Para tanto, o Matlab abre o arquivo .jnl do modelo CAE pronto a partir do comando *copyfile* e acrescenta novos comandos ao final, também em Python, a partir do comando *fprintf*.

Ao realizar qualquer modelamento no ambiente ABAQUS/CAE, o programa gera os arquivos .cae e o .jnl, ambos contendo todas as informações da geometria, posicionamentos, materiais, propriedades e malha necessárias para replicar o modelo no ambiente CAE, exceto que o segundo salva os comandos em Python. Dessa forma, é possível deletar, manipular e até mesmo acrescentar novos comandos ao modelo já construído diretamente pelo arquivo .py. Nesse caso, o código acrescentado ao final é construído em torno da geração automática de todas as cargas concentradas já obtidas. Sem ele, seria necessário a criação manual no ambiente CAE de um considerável número de cargas concentradas a fim de se obter uma simulação satisfatória do carregamento distribuído, um trabalho demasiadamente repetitivo e demorado.

A rotina em Python inicia criando N partições na direção do eixo x_c ao longo da semi-longarina de acordo com a posição das cargas concentradas, para, em seguida, refazer a malha na longarina. As cargas concentradas poderiam ser endereçadas, também, através da sua associação com os nós de uma malha pré-definida; contudo, esse método mostra-se bastante impreciso para certos modelos, pois, dificilmente, os nós pré-definidos da malha coincidem, precisamente, com o local de aplicação das cargas. O método de criar partições, portanto, apesar de adicionar etapas extras à rotina, garante o posicionamento preciso das cargas concentradas. Os principais passos da rotina, em ordem cronológica, e seus respectivos comandos em Python estão listados na Figura B.1 do Apêndice B.

4.2 PROCEDIMENTOS NO ABAQUS

O modelo de estudo é modelado e analisado a partir de sua semi-asa, para fins de simplificação. O *software* de MEF utilizado é o ABAQUS por ser um programa disponível e de ambiente familiar aos envolvidos no trabalho.

4.2.1 Análise Preliminar

Uma análise preliminar é realizada através do levantamento da força e do momento aerodinâmicos totais agindo no centro aerodinâmico na semi-asa. Esses são, portanto,

os valores esperados ao fim da análise estática no programa para a força e momento de reação da estrutura, respectivamente, como resposta aos carregamentos distribuídos ao longo da semi-envergadura.

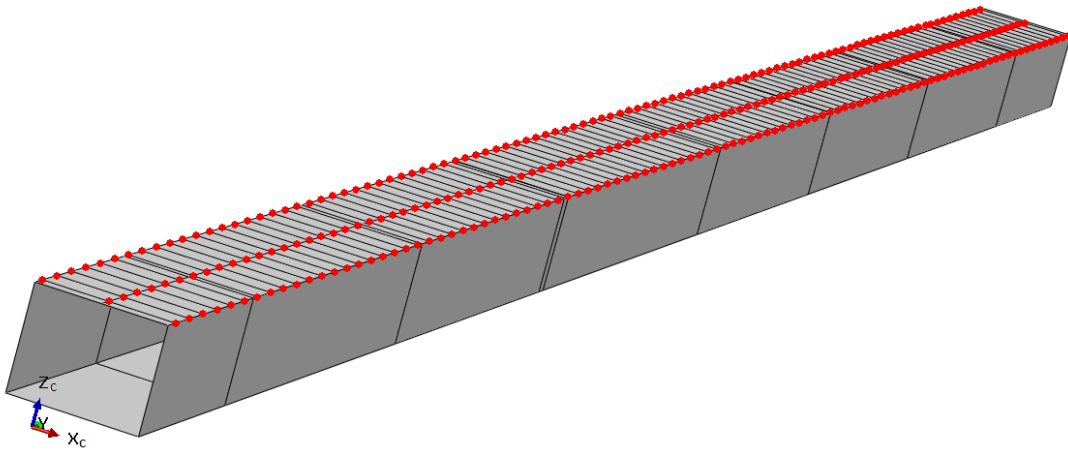
Consideram-se as forças agindo na direção da normal F_N e na direção da corda F_C totais obtidas durante a fase de distribuição das cargas de arrasto e de sustentação, divididas para apenas meia asa. O momento $M_{1/4}$ total é obtido a partir da integração da distribuição de $M_{1/4}(y)$ ao longo da semi-envergadura.

4.2.2 Pré-processamento

A fase do pré-processamento inclui o modelamento da semi-asa desde as definição dos tipos de elementos, partes, materiais, propriedades, até o ponto de definição da malha. Dessa forma, uma vez reproduzida a rotina em Python, o modelo está pronto para a etapa de solução de equações, bastando solicitar um novo trabalho. No Apêndice A.2 são discutidos alguns dos termos referentes a procedimentos realizados no ambiente ABAQUS/CAE, incluindo detalhes sobre as interfaces e ferramentas disponíveis para modelagem e análise no *software*.

O programa em Python inicia comandando a criação de N planos $x_c z_c$ igualmente distanciados na direção y e de um plano yz_c sobre o centro da semi-longarina. Esses planos possibilitam a criação de N partições transversais ao longo e uma partição longitudinal no centro da semi-longarina, exatamente sobre o local de atuação das cargas concentradas, conforme ilustrado na Figura 4.3. Então, criam-se os *sets* em cada um desses locais, que, mais tarde, são referenciados pelos comandos de criação de cargas concentradas para sua localização no ambiente CAE.

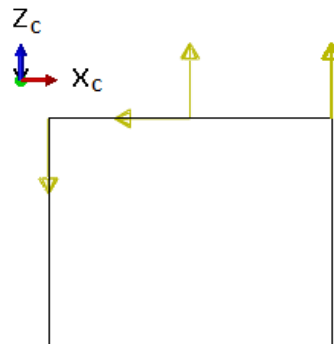
Figura 4.3 – Partições e *sets* (em vermelho) na mesa superior da semi-longarina.



Os *sets* são pontos necessariamente relacionados à estrutura (diferentemente de pontos de referência, que são pontos em qualquer lugar no espaço) que podem ser criados a partir da entrada de coordenadas cartesianas, por associação à nós da malha ou por limites de superfícies do modelo. Cargas concentradas apenas podem ser direcionadas à *sets* já existentes, ou pela seleção direta de nós da malha ou de limites geométricos do modelo. Portanto, a rotina em Python deve gerar diversos *sets* nas regiões de aplicação das cargas concentradas a fim de possibilitar o seu endereçamento automático, tendo em vista que dificilmente os nós da malha do componente coincidem perfeitamente com o local de aplicação das cargas.

Após um comando para criação de um *step* de análise estática, regenera-se a malha do modelo. Então, geram-se as N cargas concentradas atuando, simultaneamente, no centro, parte dianteira (sentido negativo de x_c) e traseira (sentido positivo de x_c) da mesa superior da longarina, conforme ilustrado na Figura 4.4. O processo é repetido para cada condição crítica de voo, onde as cargas são associadas, portanto, aos *sets* gerados previamente.

Figura 4.4 – Exemplificação das cargas na direção da corda, da normal e de momento aplicadas simultaneamente na seção transversal da semi-longarina.



Fonte: Autora, 2021.

A condição de contorno utilizada para análises de semi-asas geralmente é a de engaste na raiz. Aqui, o engaste é definido em todas as regiões situadas em $y = 0$ (exatamente sobre o plano de simetria lateral da asa), onde entende-se que a continuidade da seção no modelo físico completo restringiria o movimento dos nós em todos os graus de liberdade. A rotina também agrupa, automaticamente, as cargas de cada condição crítica em diferentes casos de carregamento, atribuindo a cada um a mesma condição de contorno.

As etapas iniciais do pré-processamento no ABAQUS (anteriores à reprodução da rotina em Python) devem ser concluídas antes da reprodução da rotina do Matlab, pois o arquivo .txt de entrada do Matlab também deve conter certas informações a respeito do modelo CAE. Por exemplo, deve-se informar o número de seções transversais da semi-longarina, as coordenadas da sua linha de simetria (em relação à origem do sistema de

referência x_c, y, z_c) e os nomes do modelo e da parte correspondentes, respectivamente, ao modelo de estudo e longarina, conforme definidos na fase do pré-processamento. Isso é importante para garantir que a rotina em Python direcione corretamente todos os planos, partições, *sets* e cargas para o ambiente CAE, tomando como referência a origem do sistema de coordenadas adotado.

Ressalta-se também, que, é possível realizar desde o modelamento e definição dos materiais e das propriedades, até a solicitação de um novo trabalho e salvamento dos resultados diretamente a partir da rotina em Python. Isso facilita e poupa tempo do projetista quando se trata de modelos relativamente simples, com geometrias genéricas revolucionadas ou extrudadas a partir de formatos simples, por exemplo. Contudo, como esse trabalho envolve um modelo com geometrias complexas (como perfis aerodinâmicos) e múltiplos componentes, importam-se os perfis modelados previamente no ambiente CAD e já disponíveis. Os demais componentes da asa são, então, modelados manualmente a partir das ferramentas disponíveis pelo ABAQUS/CAE em sua interface GUI, pois a importação direta de modelos completos CAD pode apresentar algumas falhas de geometria não previstas, como intersecção de planos, ou espaços exagerados entre componentes. Aqui, os componentes são modelados com elementos de casca, tendo em vista que as suas espessuras são significativamente pequenas em comparação com as demais dimensões (largura e comprimento).

Além disso, a própria rotina do Matlab também poderia ser escrita diretamente em Python. Entretanto, opta-se por manter-la por tratar-se de uma rotina parcialmente concluída no momento do início do trabalho. Portanto, prioriza-se o direcionamento de esforços para a implementação dos procedimentos em Python necessários, assim como a finalização das etapas finais da rotina do Matlab.

4.2.3 Simulação

Finalmente, após reproduzida rotina em Python e geradas as cargas concentradas e casos de carregamento, encerra-se o pré-processamento e solicita-se um novo trabalho. Nessa etapa, o *software* resolve as equações globais em função dos deslocamentos em cada nó, para, em seguida, calcular os resultados derivados (tensão e deformação) em cada elemento. Finalmente, os resultados são disponibilizados para o pós-processamento, podendo ser visualizados graficamente na interface GUI do ABAQUS/CAE. Deve-se optar por um critério de falha adequado para a análise dos resultados e verificação da integridade estrutural dos componentes perante os casos críticos de carregamento.

4.2.4 Pós-processamento

O critério de falha escolhido é o da tensão normal máxima (já abordado na Seção 3.4.2) para materiais anisotrópicos. O principal (e único) material utilizado no modelo de estudo, a madeira balsa, apresenta resistência estática limitada por sua falha última à fratura, tratando-se, assim, de um material de comportamento frágil, além de possuir propriedades variantes em função da direção das fibras da madeira.

No ABAQUS/CAE, é possível definir as direções principais das fibras em cada componente, que geralmente variam de acordo com a sua disposição e função. O método da tensão normal máxima baseia-se nas tensões principais em cada ponto do componente sob tensão. Como os componentes do modelo são construídos com elementos de casa, o estado de tensão obtido nas análises é plano (o ABAQUS/CAE atribui $\sigma_{33} = 0$ MPa na casca). As tensões σ_{11} são obtidas em função da direção longitudinal às fibras, enquanto σ_{22} são obtidas em função da direção transversal às fibras.

Analisa-se, portanto, as tensões normais e cisalhantes máximas $\sigma_{11_{max}}$, $\sigma_{22_{max}}$ e $\sigma_{12_{max}}$ a partir das seguintes relações:

$$FS_{CF} \leq \frac{\sigma_{ut11}}{\sigma_{11_{max}}} \quad (4.7)$$

$$FS_{CF} \leq \frac{\sigma_{ut22}}{\sigma_{22_{max}}} \quad (4.8)$$

$$FS_{CF} \leq \frac{\tau_{u12}}{\tau_{12_{max}}} \quad (4.9)$$

Já as tensões normais e cisalhantes mínimas $\sigma_{11_{min}}$, $\sigma_{22_{min}}$ e $\sigma_{12_{min}}$ são analisadas a partir das seguintes relações:

$$FS_{CF} \leq \frac{\sigma_{uc11}}{|\sigma_{11_{min}}|} \quad (4.10)$$

$$FS_{CF} \leq \frac{\sigma_{uc22}}{|\sigma_{22_{min}}|} \quad (4.11)$$

$$FS_{CF} \leq \frac{\tau_{u22}}{|\tau_{12_{min}}|} \quad (4.12)$$

Como o modelo de estudo constitui-se como uma infinidade de pontos, cada um com suas respectivas tensões, a análise das tensões normais e cisalhantes máximas e mínimas já engloba todos os casos de tensões no modelo de estudo.

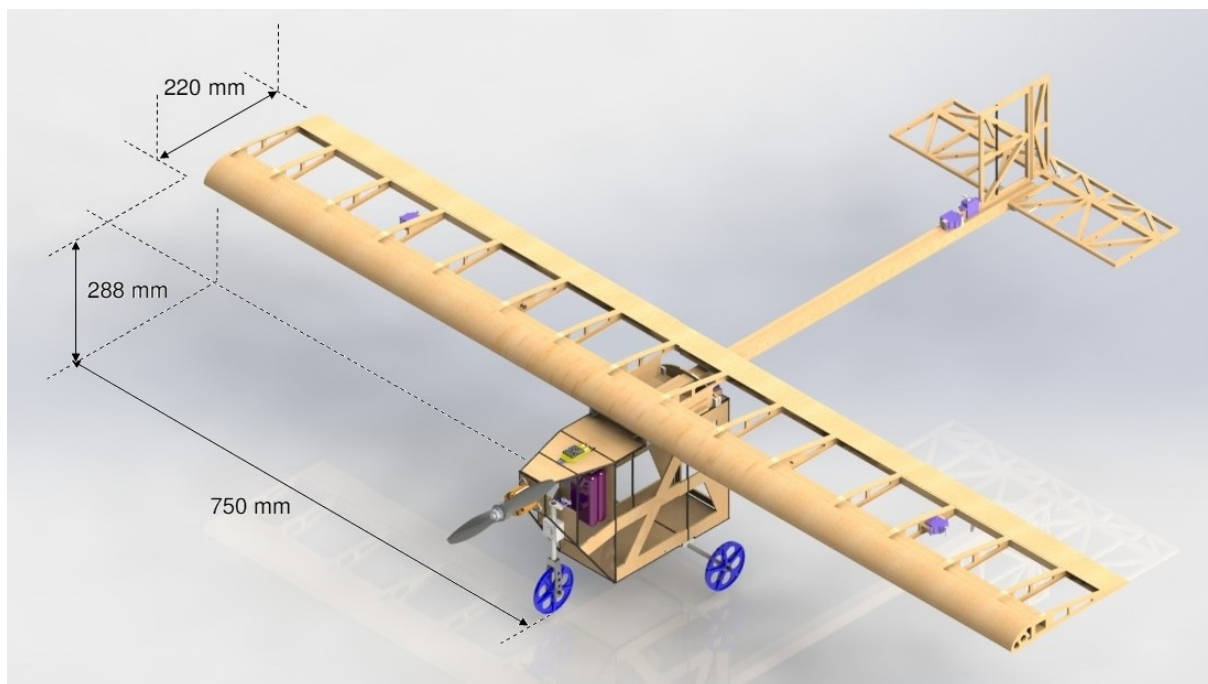
Além disso, comparam-se, também, as forças e momentos de reação da estrutura diante dos carregamentos críticos aplicados com os previstos durante a fase de análise preliminar, a fim de verificar se os procedimentos de obtenção e transformação de cargas aerodinâmicas foram realizados corretamente.

5 ESTUDO DE CASO

O Bandeirante, modelo de estudo escolhido para o trabalho, consiste em uma RPA de classe 3 projetada e construída pela equipe Carancho Aerodesign da Universidade Federal de Santa Maria para a categoria Micro da competição SAE Aerodesign, em 2019. Nessa categoria é obrigatório o uso de motor elétrico, além de ser proibido o uso de tecnologia embarcada durante o voo, como telemetria, por exemplo.

A aeronave deve ser desmontável, de forma que todos seus componentes e ferramentas necessárias para desmontá-la caibam dentro de uma caixa de formato paralelepípedo, com volume interno máximo de 0,03 m³. A Figura 5.1 mostra uma vista isométrica do modelo CAD do Bandeirante.

Figura 5.1 – Vista isométrica do modelo CAD do Bandeirante e suas principais dimensões.



Fonte: Adaptado de Carancho Aerodesign, 2019.

A asa do Bandeirante, de envergadura de 1,5 m, foi concebida para ser desmontada rapidamente em três partes, de forma a possibilitar o seu encaixe dentro da caixa em tempo hábil. O sistema de travamento das seções é composto por parafusos na seção central, cujas cabeças adentram braçadeiras impressas em ABS instaladas nas seções periféricas, além de varetas de carbono servindo como turbo-torque (CARANCHO, 2019).

A estrutura da asa é projetada pelo setor de estruturas e ensaios estruturais de forma que o centro da mesa da longarina coincida com o centro aerodinâmico. As dimensões da seção transversal da longarina foram estimadas buscando-se um fator de segurança superior a 1,5. Esse será o F_{SCF} de referência adotado, portanto, para a fase

de análise de tensões principais no modelo CAE.

O cálculo da seção transversal da longarina, baseado na metodologia de vigas de paredes finas e simplificado devido à sua simetria, resultou em uma seção transversal retangular de largura $L_{long} = 25$ mm e altura $h_{long} = 20$ mm (CARANCHO, 2019). Alguns outros dados importantes referentes ao modelo estão apresentados na Tabela 5.1.

Tabela 5.1 – Dados importantes do Bandeirante.

Parâmetro	Valor
b	1,5 m
λ	1
$\Lambda_{BA}, \Lambda_{c/4}$	0°
c	0,22 m
\bar{c}	0,22 m
Massa vazia	1,33 kg
Carga paga máxima	3,27 kg

Fonte: Carancho Aerodesign, 2019.

Além destes parâmetros, também coletam-se os dados referentes à curva $C_L \times \alpha$ e $C_D \times \alpha$ da asa para uma faixa de ângulos variando entre -10 e 20 graus.

O material utilizado para a construção dos componentes estruturais da asa é a madeira balsa. Trata-se de um material anisotrópico, comumente empregado no meio do Aerodesign devido à sua alta relação de resistência à tensão sobre peso. A Tabela 5.2 apresenta as propriedades da madeira balsa necessárias para a resolução, no ABAQUS/-CAE, das equações globais de deslocamento. Padronizam-se os subscritos $_{11}$ e $_{22}$ para designar as direções longitudinal e transversal às fibras, respectivamente, e $_{33}$ para a direção normal ao plano de tensões.

Tabela 5.2 – Propriedades da madeira balsa.

Propriedade	Valor	Tensões limites	Valor
E_{11}	3419 MPa	σ_{uc11}	10,74 MPa
E_{22}	21,35 MPa	σ_{uc22}	0,71 MPa
G_{12}	140,4 MPa	σ_{ut11}	16,32 MPa
G_{13}	8,6 MPa	σ_{ut22}	0,82 MPa
G_{23}	8,6 MPa	τ_{u12}	2,17 MPa
ν_{12}	0,479		

Fonte: Carancho Aerodesign, 2019.

Ressalta-se que tais propriedades são apenas estimativas realizadas pela equipe durante o ano de 2019 com base em alguns ensaios experimentais internos e aproxima-

ções baseadas em trabalhos científicos sobre as propriedades da madeira balsa. A entrada dos dados das propriedades mecânicas no *software* de MEF, portanto, é um forte limitante da validade dos resultados de tensões.

5.1 RESULTADOS DO MATLAB

Nessa seção serão apresentados os resultados dos procedimentos realizados no Matlab para o processo de análise das tensões dos componentes das asas de RPAs sob carregamentos aerodinâmicos críticos.

5.1.1 Diagrama Vn

O algoritmo construído em Matlab inicia pela construção do Diagrama Vn. Os parâmetros de entrada estão listados na Tabela 5.3. Utiliza-se o valor de $1,0791 \text{ kg/m}^3$ para a densidade atmosférica local. Trata-se de um valor padronizado entre todos os setores da equipe no ano de 2019 para fins de cálculos e relatórios internos, baseando-se em levantamentos históricos das condições atmosféricas em São José dos Campos.

Tabela 5.3 – Dados de entrada do Diagrama Vn.

Parâmetro	Valor
ρ	$1,0791 \text{ kg/m}^3$
ρ_0	$1,225 \text{ kg/m}^3$
V_H	18 m/s
W	45,11 N
S	$0,33 \text{ m}^2$
a	4,59 1/rad
C_{Lmax}	1,59
C_{Lmin}	-0,95

Fonte: Carancho Aerodesign, 2019.

O fator de carga limite positivo, conforme a norma CS-VLA, não deve ser menor que 3,8, enquanto o negativo não deve ser menor que -1,5. Contudo, tratam-se de valores superestimados para aeronaves projetadas para o contexto do Aerodesign, sendo necessário, portanto, estipular valores condizentes com o desempenho específico dessas RPAs.

No quesito velocidades, a norma CS-VLA estabelece a velocidade de cruzeiro de acordo com as Equações (3.30) e (3.31): ocorre, portanto, uma inconsistência nos resultados, obtendo-se $V_{Cmin} \geq 28,06 \text{ m/s}$ e $V_{Cmax} \leq 16,2 \text{ m/s}$ para o modelo de estudo. O

tamanho reduzido da RPA em comparação com as aeronaves das quais a norma se refere impossibilita a aplicação literal da norma.

Opta-se, portanto, por manter $V_C = 16,2k = 15,2$ m/s por se tratar de um valor mais realístico, visto que a velocidade máxima da aeronave V_H é um dado de entrada obtido pelo setor de desempenho da equipe, e que a V_C , por lógica, não deve ser maior a V_H . O fator de correção k serve para converter a velocidade para velocidade equivalente ao nível do mar, conforme apresentado na Seção 3.3, obtido por:

$$k = \sqrt{\frac{\rho_\infty}{\rho_0}} \quad (5.1)$$

A velocidade de estol é calculada pela Equação (3.27), resultando em $V_S = 11,84$ m/s ao nível do mar. Como a velocidade de manobra V_A deve ser menor, por definição, que a velocidade de cruzeiro, estabelece-se a seguinte relação:

$$V_A = V_S \sqrt{n_{lim}} < V_C \quad (5.2)$$

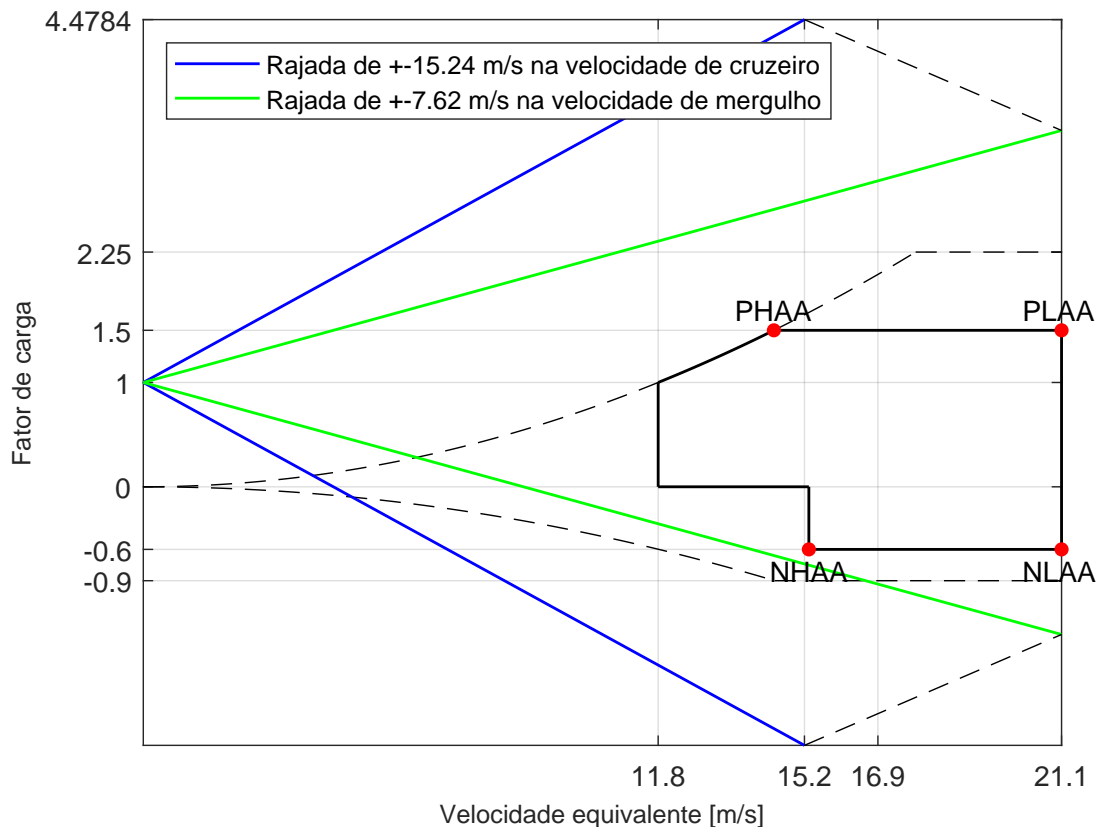
Isolando-se o termo n_{lim} no lado direito da Equação (5.2), obtém-se que o fator de carga limite dessa aeronave deve ser necessariamente menor do que 1,64. Portanto, para fins de construção do Diagrama Vn, adota-se $n_{lim} = 1,5$, e o fator limite negativo, resulta, portanto, em $n_{-lim} = -0,4$ e $n_{lim} = -0,6$. A norma CS-VLA estipula o fator de segurança como 1,5. Portanto, obtém-se os fatores de carga últimos positivo e negativo, respectivamente, $n_{ult} = 2,25$ e $n_{-ult} = -0,9$.

A velocidade de mergulho é estabelecida de acordo com as Equações (3.32) e (3.33) pela norma CS-VLA. Nesse caso específico, $V_D = 21,12$ m/s, valor realístico, adotado internamente pela equipe e que ainda respeita a Equação (3.32). A norma CS-VLA aborda, também, as velocidades equivalentes de rajada, estabelecendo rajadas positivas e negativas de velocidade $UDE_1 = 15,24$ m/s até a V_C e de velocidade $UDE_2 = 7,62$ m/s a a V_D .

Observa-se, na Figura 5.2 que representa o Diagrama Vn, que, utilizando-se os valores estipulados pela norma para as velocidades UDE_1 e UDE_2 , os fatores de carga de rajadas resultantes são bastante elevados em comparação com os fatores de carga de manobras. Isso ocorre pois são valores estimados para aeronaves de porte e desempenho consideravelmente maiores, capazes de transportar até dois passageiros, sem contar as próprias limitações de desempenho do modelo de estudo, conforme abordado na Seção 4.

Portanto, apenas o diagrama de manobras (delimitado pelos pontos PLAA, PHAA, NLAA e NHAA) será considerado para as análises de carregamentos críticos. Ressalta-se, contudo, que aeronaves dessa categoria ultra-leve que visam obter sua certificação para operação, deverão não apenas seguir rigorosamente os critérios estipulados pela norma conforme citados, como incluir ambos os limites dos diagramas de manobras e rajadas dentro das condições críticas analisadas.

Figura 5.2 – Diagrama Vn.



Fonte: Autora, 2021.

Em aeronaves de maior porte e melhor desempenho, geralmente não acontece tamanha disparidade de resultado entre os dois diagramas. Nesses casos, o diagrama de manobras contém o de rajadas em sua maior parte, exceto por alguns pontos próximos à V_C e V_D . Como resultado, então, obtém-se condições críticas provenientes de ambos os diagramas de manobras e de rajadas.

5.1.2 Cargas de sustentação e de arrasto

Uma vez identificadas as condições de voo críticas, é possível estimar o valor da carga de sustentação em cada uma a partir da Equação (4.1), resultando em $L_{PLAA} = L_{PHAA} = 67,66$ N e $L_{NLAA} = L_{NHAA} = -27,06$ N.

A Tabela 5.4 apresenta as forças L e D no sistema aerodinâmico, F_N e F_C no sistema do corpo, as velocidades equivalentes V_0 e os ângulos de ataque α respectivos para os quatro casos críticos.

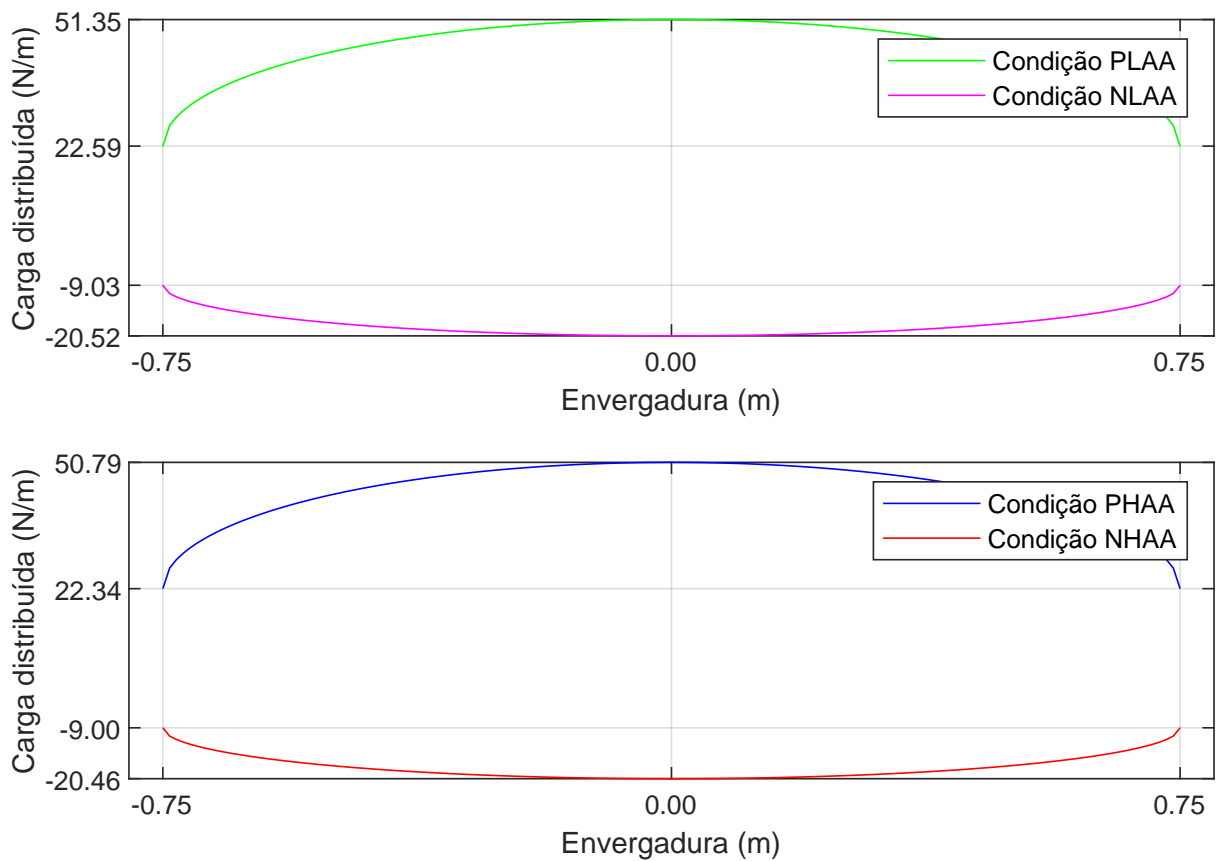
Tabela 5.4 – Ângulos de ataque, velocidades equivalentes e forças resultantes no sistema aerodinâmico e do corpo.

Condição	α	V_0	L	D	F_N	F_C
PLAA	3,68 graus	21,11 m/s	67,66 N	3,69 N	67,76 N	-0,65 N
PHAA	16 graus	14,4 m/s	67,66 N	7,19 N	67,03 N	-11,74 N
NLAA	-7,07 graus	21,11 m/s	-27,06 N	1,84 N	-27,08 N	-1,51 N
NHAA	-9,02 graus	15,31 m/s	-27,06 N	1,69 N	-26,99 N	-2,56 N

Fonte: Autora, 2021.

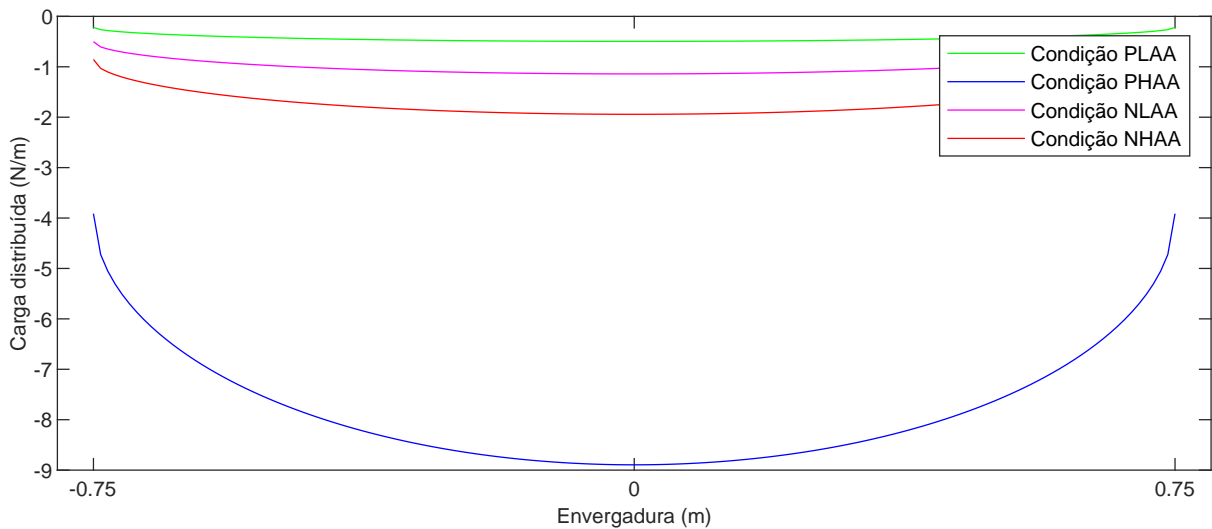
As Figuras 5.3 e 5.4 ilustram a distribuição W_S das cargas críticas na direção da normal e da corda do perfil, respectivamente.

Figura 5.3 – Cargas aerodinâmicas distribuídas atuando na direção da normal ao longo da envergadura.



Fonte: Autora, 2021.

Figura 5.4 – Cargas aerodinâmicas distribuídas atuando na direção da corda ao longo da envergadura.



Fonte: Autora, 2021.

A substituição das cargas distribuídas por cargas equivalentes concentradas é feita adotando-se $N = 100$ de $L_{secoes} = 750/100 = 7,5$ mm. No Apêndice C estão disponíveis os resultados das cargas concentradas ao longo da semi-envergadura para todas as condições.

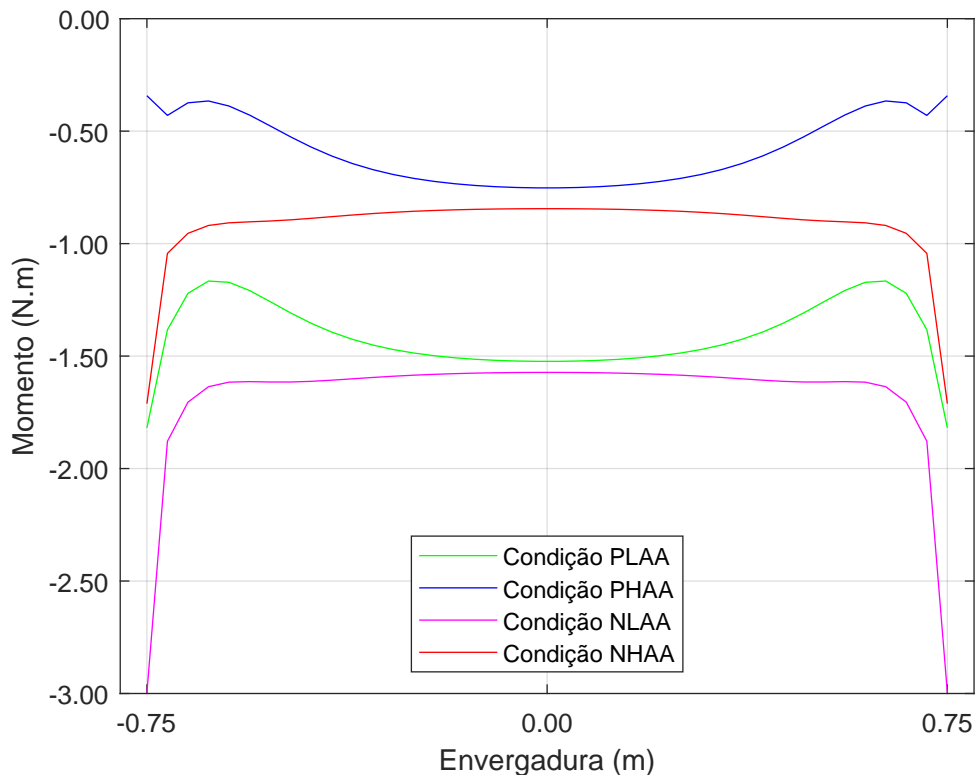
5.1.3 Cargas do momento de arfagem

A Figura 5.5 apresenta os resultados para a distribuição do momento de arfagem ao longo da envergadura obtidos a partir da distribuição do coeficiente $C_m(y)$ extraída do XFLR5 para cada combinação de velocidade e ângulo de ataque.

O momento de arfagem atua na aeronave de forma a rotacioná-la. Contudo, ao longo da envergadura, resulta em certas regiões da longarina torcendo em escalas maiores/menores do que as regiões vizinhas, gerando uma tensão adicional em cada quadrante da seção transversal da semi-asa.

O momento $M_{1/4}$ é substituído por um par de forças distribuídas (binário) que causam o mesmo efeito na longarina, atuando a uma distância $L_{long}/2 = 25/2 = 12,5$ mm. No Apêndice C encontram-se os resultados das cargas concentradas equivalentes ao binário para todos os casos, assim como as distribuições do esforço cortante e do momento fletor.

Figura 5.5 – Momentos de arfagem ao longo da envergadura.



Fonte: Autora, 2021.

5.2 RESULTADOS DO ABAQUS

Aqui serão apresentados os resultados dos procedimentos realizados no ABAQUS/-CAE para o processo de análise das tensões dos componentes das asas de RPAs sob carregamentos aerodinâmicos críticos.

5.2.1 Análise preliminar

A Tabela 5.5 apresenta os valores de $F_N/2$ e $F_C/2$ de reação no sistema do corpo, assim como o momento $M_{1/4}/2$ agindo em torno do eixo y . As forças e momentos são divididos pela metade pois correspondem aos carregamentos da semi-asa modelada no ABAQUS/CAE, e não ao modelo inteiro. Ao final da análise estática, esses são os valores de reação previstos para a semi-asa sob cada um dos carregamentos críticos.

Tabela 5.5 – Forças e momento de reação previstos para a semi-asa.

Condição	$M_{1/4}/2$	$F_N/2$	$F_C/2$
PLAA	1,05 N.m	-33,88 N	0,33 N
PHAA	0,44 N.m	-33,51 N	5,86 N
NLAA	1,24 N.m	13,54 N	0,75 N
NHAA	0,68 N.m	13,49 N	1,28 N

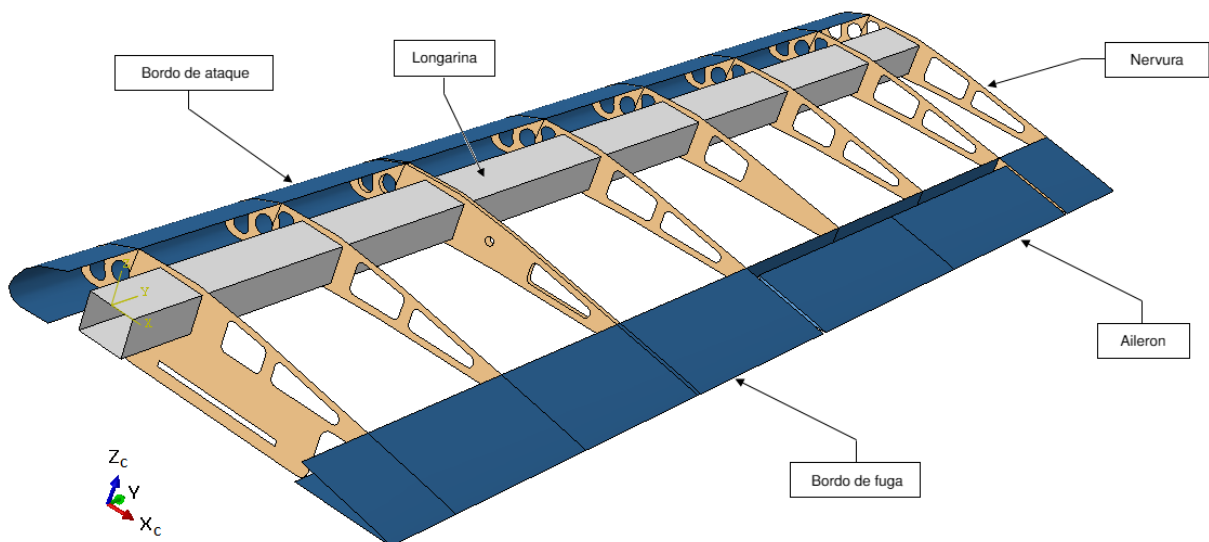
Fonte: Autora, 2021.

5.2.2 Pré-Processamento

A semi-asa do modelo Bandeirante é composta por nove nervuras, uma longarina, aileron, bordos de ataque de fuga. No ambiente CAE, posiciona-se a origem do sistema de referência sobre o centro da mesa superior da semi-longarina.

Conforme destacado na Figura 5.6 através de diferentes cores, o modelo é composto por três seções de materiais distintos. A Tabela 5.6 apresenta a relação das seções utilizadas em cada componente estrutural, incluindo sua espessura e direção principal da fibra da madeira.

Figura 5.6 – Semi-asa direita do modelo CAE.



Fonte: Autora, 2021.

Tabela 5.6 – Seções de materiais no modelo CAE.

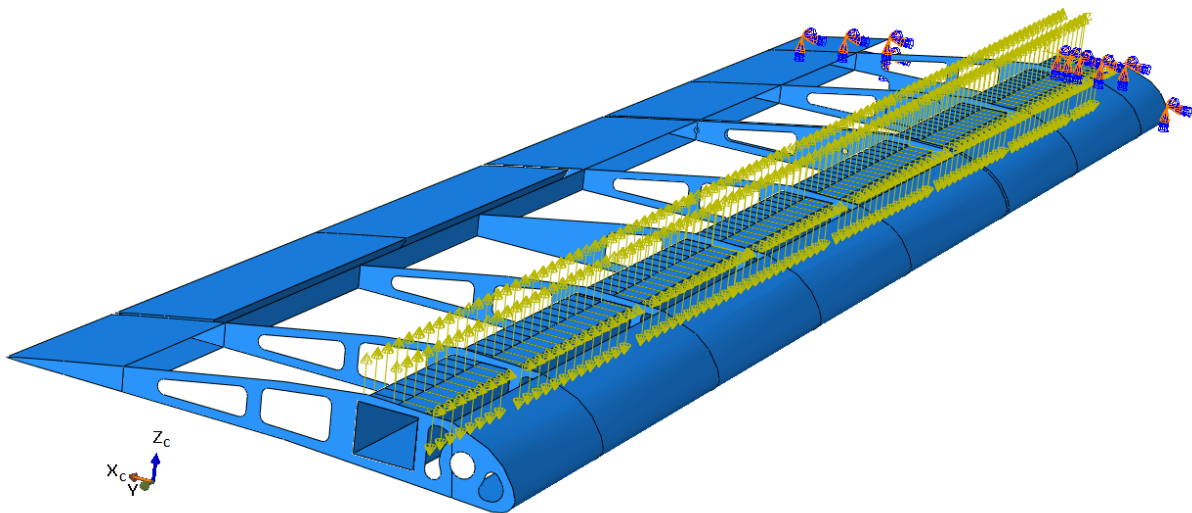
Material	Espessura	Direção principal das fibras	Componentes
Madeira balsa	1,5 mm	y	BA, BF e aileron
Madeira balsa	3 mm	y	Longarina
Madeira balsa	3 mm	x_c	Nervuras

Fonte: Autora, 2021.

A reprodução do programa em Python é, então, realizada, após o modelamento inicial e definição das propriedades. Os N sets no bordo de ataque, de fuga e centro da mesa superior, assim como as partições transversais e longitudinal na semi-longarina, conforme descritas na Seção 4.2. Em seguida, criam-se todas as cargas concentradas associadas aos sets para cada condição crítica, seguidos dos quatro casos de cargas através da definição da condição de contorno como engaste.

Na Figura 5.7, o modelo CAE ao final do pré-processamento com as cargas e condição de contorno do caso PLAA aplicadas. Ressalta-se, que, todas cargas concentradas estão representadas por vetores de mesma magnitude, mesmo que distintas, na prática.

Figura 5.7 – Vista do extradorso da semi-asa com todas as cargas e condição de contorno para a condição PLAA.



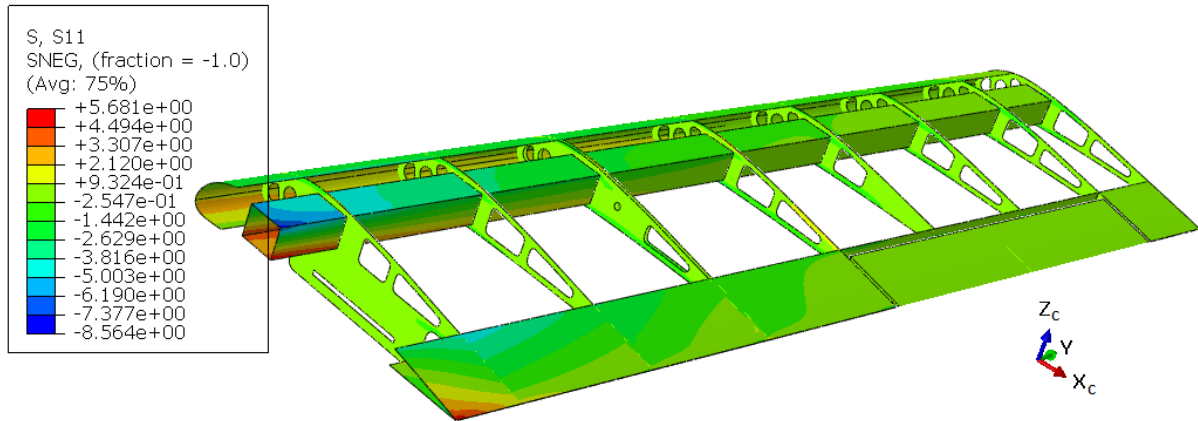
Fonte: Autora, 2021.

5.2.3 Simulação e pós-processamento

A fim de se obter os resultados de tensões principais a partir dos deslocamentos ao longo da estrutura, executa-se uma análise estática. As Figuras 5.8 e 5.9 apresentam

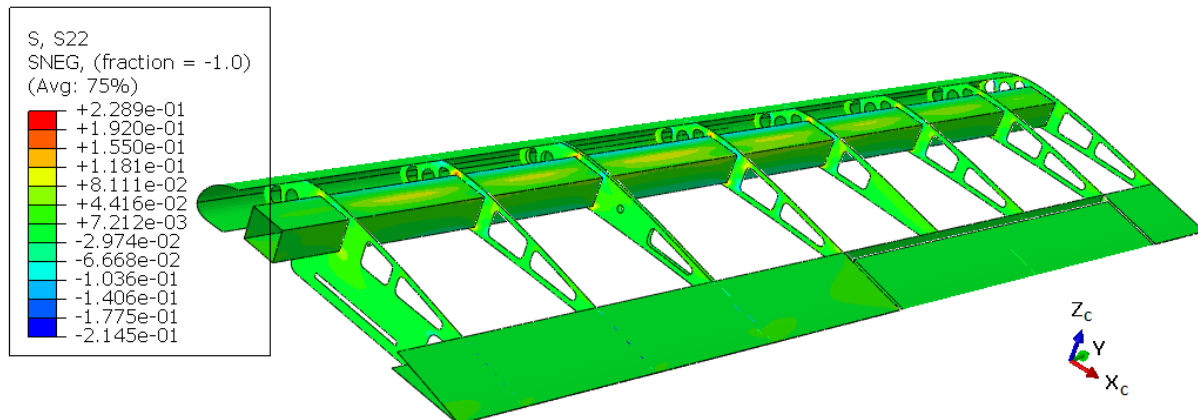
os resultados de tensões normais σ_{11} e σ_{22} no modelo para o caso PLAA. A Figura 5.10 apresenta as tensões cisalhantes no plano de tensões da condição PLAA.

Figura 5.8 – Tensões normais na direção longitudinal às fibras [MPa] - condição PLAA.



Fonte: Autora, 2021.

Figura 5.9 – Tensões normais na direção transversal às fibras [MPa] - condição PLAA.



Fonte: Autora, 2021.

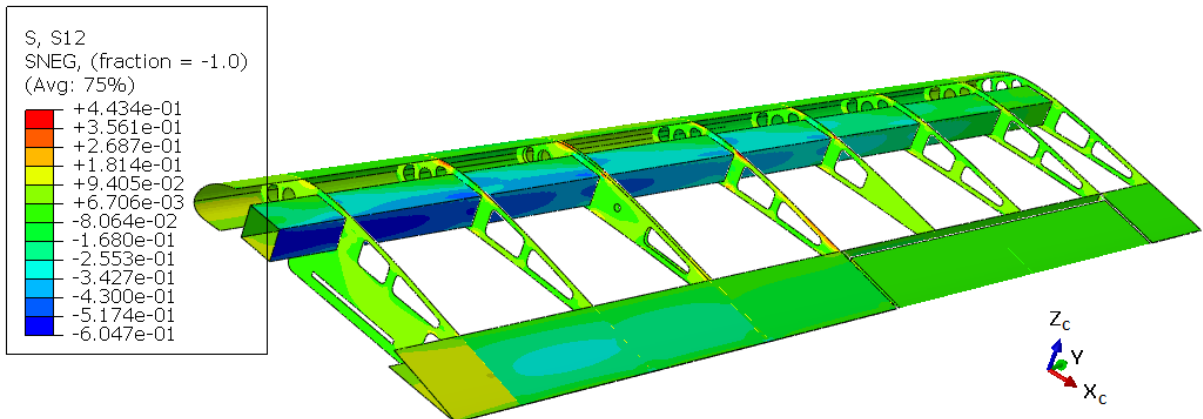
Avaliam-se, portanto, as condições sugeridas na Seção 4.2.4 da seguinte forma (lembrando que as tensões últimas à tração, compressão e cisalhamento da madeira balsa estão disponíveis na Tabela 5.2):

- A condição dada pela Equação (4.7) é cumprida, pois, $\sigma_{11_{max}} = 5,86$ MPa resulta em:

$$\frac{\sigma_{ut11}}{\sigma_{11_{max}}} = 2,87 \geq 1,5 \quad (5.3)$$

- A condição dada pela Equação (4.8) é cumprida, pois, $\sigma_{22_{max}} = 0,23$ MPa resulta

Figura 5.10 – Tensões cisalhantes no plano de tensões [MPa] - condição PLAA.



Fonte: Autora, 2021.

em:

$$\frac{\sigma_{ut22}}{\sigma_{22max}} = 3,56 \geq 1,5 \quad (5.4)$$

- A condição dada pela Equação (4.9) é cumprida, pois, $\tau_{12max} = 0,44$ MPa resulta em:

$$\frac{\tau_{u12}}{\tau_{12max}} = 4,93 \geq 1,5 \quad (5.5)$$

- A condição dada pela Equação (4.10) não é cumprida, pois, $|\sigma_{11min}| = 8,56$ MPa resulta em:

$$\frac{\sigma_{uc11}}{|\sigma_{11min}|} = 1,25 \leq 1,5 \quad (5.6)$$

- A condição dada pela Equação (4.11) é cumprida, pois, $|\sigma_{22min}| = 0,21$ MPa resulta em:

$$\frac{\sigma_{uc22}}{|\sigma_{22min}|} = 3,38 \geq 1,5 \quad (5.7)$$

- A condição dada pela Equação (4.12) é cumprida, pois, $|\tau_{12min}| = 0,61$ MPa resulta em:

$$\frac{\tau_{u12}}{|\tau_{12min}|} = 3,55 \geq 1,5 \quad (5.8)$$

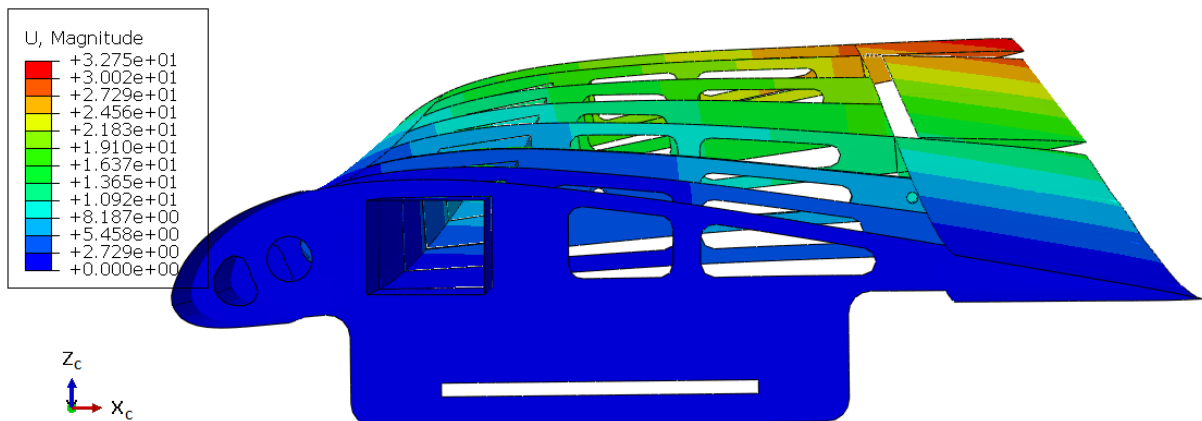
Percebe-se que o quarto critério não consegue atingir o fator de segurança mínimo estabelecido para o projeto, indicando uma precariedade do estado de tensões no caso PLAA. Casos cujos respectivos fatores de segurança não atingem o valor mínimo requerem

mudanças na estrutura (substituição de material ou aumento de espessura de alguma seção, por exemplo) a fim de aumentar a sua resistência e garantir a integridade estrutural perante os critérios estabelecidos.

Nesse caso, uma solução pode ser obtida a partir do reforçamento da mesa superior da longarina com fibras de vidro, visto que é o lugar de tensões de compressão críticas. O processo de laminação, geralmente realizado a vácuo, costuma elevar significativamente as tensões últimas σ_{uc} e σ_{ut} da madeira balsa e já é uma tática bastante popular entre as equipes do Aerodesign. Também é possível mudar a espessura da mesa superior, ou projetar uma longarina de seção transversal variável reforçada apenas nas regiões de maiores tensões próximas à raiz.

Finalmente, a Figura 5.11 apresenta os deslocamentos sofridos ao longo da semi-envergadura pela condição de carregamento PLAA.

Figura 5.11 – Deslocamentos ao longo da semi-envergadura [mm] - caso PLAA.



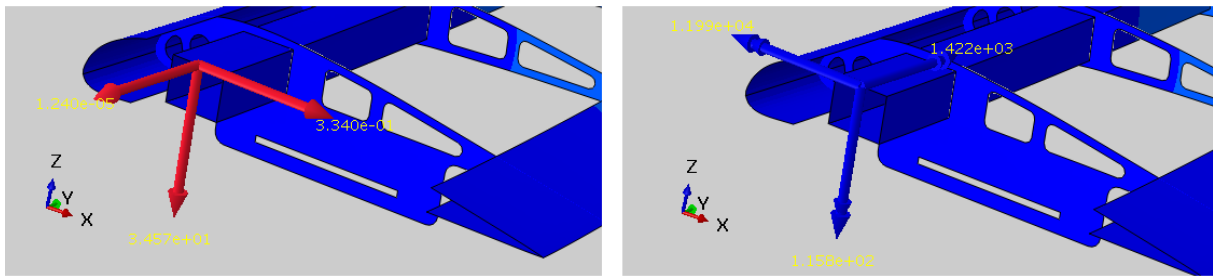
Fonte: Autora, 2021.

O deslocamento máximo na ponta da asa é de aproximadamente 3,3 cm, o que é um resultado bastante comum para o contexto de atuação do modelo de estudo no Aerodesign.

No Apêndice D estão disponíveis os resultados gráficos dos deslocamentos ao longo da semi-envergadura para as demais condições críticas. Ali, também se encontram os resultados para as tensões σ_{11} , σ_{22} e τ_{12} , que, para os demais casos, satisfizeram todos as condições de análise do critério de análise de falha MNS (os resultados gerais estão apresentados adiante na Seção 5.3).

Além disso, avaliam-se as forças e momentos de reação resultantes da análise estática no ABAQUS/CAE, de forma a verificar a eficiência do procedimento proposto. A Figura 5.12 representa as forças (no lado esquerdo) e momentos (lado direito) de reação da estrutura diante do carregamento crítico PLAA, para exemplificação. No Apêndice D estão disponíveis os resultados gráficos representando as forças e momentos de reação da estrutura diante dos demais casos de carregamento críticos.

Figura 5.12 – Forças, à esquerda, e momentos, à direita, de reação na semi-asa - caso PLAA.



Fonte: Autora, 2021.

A Tabela 5.7 apresenta os valores finais das reações da estrutura da semi-asa sob os carregamentos críticos aerodinâmicos comparados com os previstos durante a análise preliminar para todas as condições críticas de carregamento aerodinâmico.

Tabela 5.7 – Comparação entre as forças e momentos de reação finais da estrutura com os previstos.

Condição	$M_{1/4}/2$ Previsto/Final	$F_N/2$ Previsto/Final	$F_C/2$ Previsto/Final
PLAA	1,05 / 1,42 N.m	-33,88 / -34,57 N	0,33 / 0,33 N
PHAA	0,44 / 0,59 N.m	-33,51 / -34,52 N	5,86 / 6,08 N
NLAA	1,24 / 1,68 N.m	13,54 / 13,82 N	0,75 / 0,76 N
NHAA	0,68 / 0,92 N.m	13,49 / 13,77 N	1,28 / 1,31 N

Fonte: Autora, 2021.

Percebe-se que os valores finais de reação da estrutura estão bastante próximos dos valores esperados. A seguir lista-se alguns motivos que podem justificar essa diferença:

- A distribuição de Schrenk é apenas uma aproximação utilizada em fases iniciais de projeto, e não reflete perfeitamente a distribuição real das cargas aerodinâmicas de arrasto e de sustentação;
- A transformação dessas cargas distribuídas pelo método de Schrenk para cargas concentradas é realizada a partir de várias aproximações. Iniciando-se pelas curvas de W_S no sentido da normal e da corda, que são formadas, na verdade, pela união de diversos pontos, e então aproximadas à um polinômio de grau seis;
- As distribuições de $M_{1/4}$ no geral possuem bastante curvas, tornando a aproximação a um polinômio ainda menos eficiente, mesmo que de ordem elevada;
- O momento de arfagem foi transformado em inúmeros binários de força ao longo da semi-envergadura, e a distância de aplicação de cada um também afeta no valor final de reação resultante na origem do sistema de coordenadas.

Ressalta-se, também, que o próprio momento de arfagem estimado inicialmente como reação da estrutura trata-se de uma aproximação, tendo em vista que o mesmo foi obtido também pela integração da curva formada pelos inúmeros pontos fornecidos pelo XFLR5.

5.3 RESUMO DOS RESULTADOS

A Tabela 5.8 apresenta os principais resultados obtidos para os quatro casos críticos de carregamentos, incluindo as tensões máximas e mínimas σ_{11} , σ_{22} e τ_{12} , além dos deslocamentos máximos na ponta da asa.

Tabela 5.8 – Resultados da análise estática.

Resultados	PLAA	PHAA
$\sigma_{11_{\max}}$ (FS _{CF})	5,68 MPa (2,87)	5,42 MPa (3,01)
$\sigma_{22_{\max}}$ (FS _{CF})	0,23 MPa (3,56)	0,16 MPa (5,12)
$\tau_{12_{\max}}$ (FS _{CF})	0,44 MPa (4,93)	0,28 MPa (7,75)
$ \sigma_{11_{\min}} $ (FS _{CF})	8,56 MPa (1,25)	6,89 MPa (1,55)
$ \sigma_{22_{\min}} $ (FS _{CF})	0,21 MPa (3,38)	0,16 MPa (4,44)
$ \tau_{12_{\min}} $ (FS _{CF})	0,61 MPa (3,55)	0,43 MPa (5,05)
Deslocamentos máximos na ponta da asa	32,75 mm	25,29 mm
Resultados	NLAA	NHAA
$\sigma_{11_{\max}}$ (FS _{CF})	4,67 MPa (3,49)	3,5 MPa (4,66)
$\sigma_{22_{\max}}$ (FS _{CF})	0,18 MPa (4,55)	0,01 MPa (82)
$\tau_{12_{\max}}$ (FS _{CF})	0,45 MPa (4,82)	0,24 MPa (9,04)
$ \sigma_{11_{\min}} $ (FS _{CF})	3,72 MPa (2,88)	2,38 MPa (4,51)
$ \sigma_{22_{\min}} $ (FS _{CF})	0,22 MPa (3,22)	0,12 MPa (5,92)
$ \tau_{12_{\min}} $ (FS _{CF})	0,44 MPa (4,93)	0,24 MPa (9,04)
Deslocamentos máximos na ponta da asa	9,56 mm	7,86 mm

Fonte: Autora, 2021.

6 CONCLUSÕES

No presente trabalho apresentou-se um procedimento de análise de tensões em componentes estruturais de asas de RPAs. A partir de uma breve revisão bibliográfica e teórica, fundamenta-se toda a teoria aqui abordada. Busca-se automatizar, na medida possível, o processo de obtenção de cargas críticas aerodinâmicas, a sua distribuição ao longo da envergadura e o seu pré-processamento voltado para aplicações no software de MEF, de forma a diminuir as dependências de procedimentos externos.

Os componentes estruturais da asa do modelo de estudo satisfizeram os critérios de fator de segurança estabelecidos pela equipe durante o seu projeto em 2019. Contudo, foram analisados estruturalmente a partir de uma metodologia diferente que a proposta nesse trabalho, desde a construção do Diagrama Vn, até o pós-processamento no software de MEF.

Por exemplo, o fator de carga limite positivo utilizado na fase de projeto foi 1,4, resultando em cargas aerodinâmicas distribuídas críticas menores atuando sobre a estrutura. Além disso, durante a fase de projeto, apenas uma condição crítica da região positiva do diagrama de manobra foi analisada, sem contar os efeitos do arrasto que foram desprezados. Destaca-se, também, a diferença na análise em MEF realizada em 2019 com a proposta no presente trabalho: na primeira, o carregamento real distribuído foi resumido a uma força e a um momento concentrados atuando sobre a linha do centro aerodinâmico sobre o centroide, enquanto esse presente trabalho dedica esforços consideráveis para a elaboração de uma rotina eficiente para simulação de carregamentos distribuídos.

Finalmente, o critério de falha utilizado em 2019 para avaliação das tensões resultantes (critério de Von Mises) para materiais isotrópicos, que, na realidade, não é recomendado para materiais frágeis, nem anisotrópicos, como a madeira balsa. Deve-se levar em consideração não apenas os limitantes da resistência estática (falha última devido à fratura ou ao escoamento), mas também as propriedades mecânicas que variam em função da direção das fibras. Os resultados de simulações nos *softwares* de MEF sempre fornecerão ilustrações das distribuições de tensões apropriadas apenas ao quadro de propriedades informados ao *software* de MEF; ou seja, se os dados não forem condizentes com a realidade, os resultados obtidos não terão validade.

Devido às razões citadas, não é possível realizar comparações entre os resultados obtidos nesse trabalho e os obtidos durante a fase de projeto real do modelo de estudo. Contudo, a identificação efetuada de um caso crítico de carregamento (condição PLAA), sob o qual o principal componente estrutural da aeronave encontra-se em uma situação, no mínimo, precária ($\sigma_{11_{min}} = 1,25 \leq 1,5$), indica a importância do estabelecimento de um método confiável de avaliação da tensão desses componentes em tempo hábil durante a fase de projeto.

Ressalta-se a importância do questionamento diante dos regulamentos estabelecidas pelas normas aeronáuticas, principalmente no contexto do Aerodesign. Aeronaves de porte reduzido, projetadas com recursos limitados e testadas raramente, apresentam limitações de desempenho significativas.

Comparando-se os valores finais das forças e momentos de reação da estrutura para cada caso crítico em detrimento dos valores esperados (a julgar pela quantidade de aproximações realizadas durante o processo numérico de análise), consideram-se os resultados do procedimento de análise da integridade de componentes estruturais em MEF satisfatórios. Os procedimentos desenvolvidos demonstraram praticidade na resolução de problemas referentes às fases iniciais do projeto, se implementados corretamente.

O procedimento desenvolvido constitui-se, no momento de sua conclusão, como uma útil ferramenta de análise estrutural acadêmica que em muito pode ser melhorada visando a maximização do seu potencial.

6.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

A seguir, lista-se algumas sugestões para trabalhos futuros baseados na metodologia aqui apresentada:

- Acrescentar um procedimento de análise preliminar aerodinâmica à rotina do Matlab e eliminar a dependência de um software externo, como o XFLR5;
- Reescrever a própria rotina do Matlab em Python, evitando a mistura das duas linguagens e focando na única, de fato, indispensável para a implementação da metodologia no ABAQUS/CAE;
- Acrescentar à análise da asa os efeitos de outras cargas, como a carga de contato proveniente da fixação entre a seção central e a fuselagem, por exemplo;
- Desenvolver novos procedimentos para análises de tensões nos demais componentes estruturais da RPA, como empenagens, fuselagem e trens de pouso;
- Desenvolver procedimentos para o projeto dos componentes estruturais durante a fase de projeto preliminar, de forma a realizar o dimensionamento e atribuições dos materiais/seções.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ANAC. **Requisitos gerais para aeronaves não tripuladas de uso civil**. [S.l.]: Agência Nacional da Aviação Civil, 2017.
- ANDERSON, J. D. **Fundamentals of aerodynamics**. 6. ed. [S.l.]: McGraw Hill Education, 2017. (McGraw-Hill series in aeronautical and aerospace engineering).
- ANDERSON, P.; EFSTROM, B. O.; BOART, P. Knowledge enabled pre-processing for structural analysis. **1st Nordic Conference on Product Lifecycle Management**, p. 89–97, 2006.
- AZEVEDO, A. F. M. **Método dos elementos finitos**. 1. ed. [S.l.]: Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, 2003. 248 p.
- BEITZ, W. et al. **Engineering Design: A systematic Approach**. 3. ed. [S.l.]: Springer, 2007. 617 p.
- BLYENBURGH, P. V. Uavs - current situation and considerations for the way forward. **RTO En-9**, 2000.
- BRUNNER, P. et al. Steam turbine start-up optimization tool based on abaqus and python scripting. **SIMULIA Customer Conference**, 2019.
- BUDYNAS, R. G.; NISBETT, J. K. **Elementos de Máquinas de Shigley - Projeto de Engenharia Mecânica**. 8. ed. [S.l.]: AMGH, 2011.
- CANTWELL, B. **AA200 Applied Aerodynamics**. [S.l.]: Stanford University, 2019. 1-62 p.
- CARANCHO. **Relatório de Estruturas e Ensaios Estruturais**. [S.l.]: Carancho Aerodesign, 2019.
- CLOUGH, R. W. The finite element method in plane stress analysis. **2nd Conference on Electronic Computation**, 1960.
- DOWLING, N. E. **Mechanical Behavior of Materials**. 4. ed. [S.l.]: Prentice Hall, 2012.
- DRELA, M.; YOUNGREEN, H. **XFOIL 6.94 User Guide**. [S.l.]: XFOIL Guidance, 2001. v. 1.
- EASA. **Easy Access Rules for Very Light Aeroplanes**. [S.l.]: European Aviation Safety Agency, 2018.
- FAA. **The Aviation Maintenance Technician Handbook — Airframe**. [S.l.]: U.S. Department of Transportation, 2012. Vol. 1.
- _____. **FAR Part 23 Airworthiness Standards : Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes**. [S.l.]: Federal Aviation Administration, 2019.
- FAHLSTROM, P.; GLEASON, T. **Introduction to UAV Systems**. [S.l.]: Wiley, 2017.
- HALES, C.; GOOCH, S. **Managing Engineering Design**. 2. ed. [S.l.]: Springer-Verlag London, 2004. 256 p.

HOWE, D. **Aircraft Loading and Structural Layout**. [S.l.]: Professional Engineering Publishing Limited, 2004. (The Aerospace Series).

HUEBNER, K. H. **The Finite Element Method for Engineers**. 1. ed. [S.l.]: John Wiley Sons, 1975. 500 p.

JIN, F. et al. Real-time dynamic hybrid testing coupling finite element and shaking table. **Journal of Earthquake Engineering**, v. 18, n. 4, p. 637–653, 2014.

KIM, N. H.; SANKAR, B. V. **Introduction to Finite Element Analysis and Design**. [S.l.]: Wiley, 2008.

LI, L. et al. Aircraft wing structural design optimization based on automated finite element modelling and ground structure approach. **Engineering Optimization**, v. 48, n. 1, p. 94–114, 2015.

LIMA, J. F.; RIBASKI, N. G. Aeronaves remotamente pilotadas: Uma alternativa de enfrentamento à criminalidade. **Brazilian Journal of Technology**, v. 2, n. 1, p. 483–501, 2018.

LOMAX, T. L. **Structural Loads Analysis for Commercial Transport Aircraft: Theory and Practice**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996. (AIAA Education Series).

MEDEIROS, F. A. **Desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado para aplicação em agricultura de precisão**. 2007. 102 p. Monografia (Dissertação de Mestrado) — Programa de Pós Graduação em Engenharia Agrícola, Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, 2007.

MEGSON, T. H. G. **Aircraft Structures for Engineering Students**. 6. ed. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2017. (Elsevier Aerospace Engineering Series).

MUNJULURY, R. C. et al. A knowledge-based integrated aircraft conceptual design framework. **CEAS Aeronautical Journal**, v. 7, n. 1, p. 95–105, 2015.

NIU, M. C. Y. **Airframe Structural Design: Practical Design Information and Data on Aircraft Structures**. 2. ed. [S.l.]: Adaso Adastra Engineering Center, 2006.

NORTON, R. L. **Machine Design: An Integrated Approach**. 4. ed. [S.l.]: Prentice Hall, 2010.

OLIVEIRA, P. H. I. **Introdução às Cargas nas Aeronaves**. 2. ed. São Paulo: Belo Horizonte: UFMG, 2002.

PEERY, D. J.; AZAR, J. J. **Aircraft Structures, 2nd Ed.** 2. ed. [S.l.]: McGraw-Hill Book Company, New York, 1982.

QUINTANA-AMATE, S. et al. A new knowledge sourcing framework for knowledge-based engineering: An aerospace industry case study. **Computers Industrial Engineering**, v. 34, p. 35–50, 2016.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design. A Conceptual Approach**. 2. ed. [S.l.]: AIAA, 1992.

ROSKAM, J.; LAN, C. T. **Airplane Aerodynamics and Performance**. Revised. [S.l.]: Darcorporation, 2000.

SANTOS, A. R. D. et al. Engenharia baseada no conhecimento em um cenário de personalização de produtos: um estudo de caso na marcopolo s/a. **VIII Simpósio de Excelência em Gestão e Tecnologia SEGET**, 2011.

SCHRENK, O. A simple approximation method for obtaining the spanwise lift distribution. **The Aeronautical Journal**, v. 45, n. 370, p. 331–336, 1941.

SIMULIA. **ABAQUS 6.14 Documentation Collection**. 2014. Disponível em: <<http://wufengyun.com/v6.14/index.html>>.

SOHAIB, M. **Parameterized Automated Generic Model for Aircraft Wing Structural Design and Mesh Generation for Finite Element Analysis**. 2011. 129 f. Dissertação (Masters Thesis) — Department of Management and Engineering, Linköping, 2011.

TIMOSHENKO, S. P.; GOODIER, J. N. **Theory of Elasticity**. 2. ed. [S.l.]: McGraw Hill, 1951. 263 p.

TURNER, M. J. et al. Stiffness and deflection analysis of complex structures. **Journal of the Aeronautical Sciences**, 1956.

WANG, D. Preprocess and post-process tunnels with parameterized eps layers based on abaqus using python. **Advanced Materials Research**, v. 255-260, p. 1949–1953, 2011.

XFLR5. **Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers**. [S.l.]: XFLR5 Guidelines, 2013.

XFLR5. **Theoretical background: The inviscid problem**. 2019. Acesso em 10 jan. 2021. Disponível em: <<http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>>.

XIE, Y. M.; ZUO, Z. H. A simple and compact python code for complex 3d topology optimization. **Advances in Engineering Software**, n. 85, p. 1–11, 2015.

ZIENKIEWICZ, O. C.; TAYLOR, R. L. **The Finite Element Method**. 5. ed. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2000. 479 p.

APÊNDICE A – O XFLR5 E O ABAQUS/CAE

Aqui comenta-se, brevemente, sobre os *softwares* de análise aerodinâmica e de elementos finitos XFLR5 e ABAQUS/CAE, respectivamente.

A.1 – XFLR5

O *software* de código aberto XFLR5 baseia-se na teoria da linha sustentadora (do inglês *lifting line theory*), no método do *Vortex Lattice* e de painéis 3D (XFLR5, 2019).

O método LLT se restringe a apenas análises de asas, sem diedro e enflechamento. O método VLM é altamente versátil, sendo aplicável a diversas superfícies sustentadoras estreitas, porém, pode apresentar alta instabilidade numérica caso os vórtices de asa coincidam com os vórtices das empenagens horizontais e verticais. Por último, o método dos painéis é o mais abrangente, sendo aplicável a diversas superfícies sustentadoras espessas, apresentando as mesmas limitações do método VLM agora também aplicadas a todos os volumes (XFLR5, 2019).

De acordo XFLR5 (2013), o programa foi escrito exclusivamente para o design de aeromodelos planadores (para os quais retorna valores razoáveis e satisfatórios), não sendo recomendado para aeronaves de tamanho real. As principais propostas de desenvolvimento do *software*, lançado em 2003, incluíam o oferecimento de uma interface amigável ao usuário e tradução da linguagem original em Fortran do código fonte para C/C++. O algoritmo de análise de perfis do XFLR5 é idêntico ao do XFOIL, exceto pela linguagem traduzida, o que pode ocasionar problemas; entretanto, o código foi testado inúmeras vezes e seus resultados foram provados consistentes.

A versão 2.0 adicionou a teoria da linha sustentadora não-linear LLT, possibilitando a análise de asas finitas. Incluiu-se, também, o método do VLM para o design e análise de asas de geometria que não satisfazem os requisitos do LLT. Esse método foi, posteriormente, complementado com o procedimento recomendado dos anéis quadrilaterais de Katz e Plotkin, possibilitando a análise de profundores e lemes. Finalmente, introduziu-se o método de painéis 3D para aeromodelos em geral.

Para o método VLM, o cálculo da distribuição de sustentação é invíscido e linear, independente da velocidade da asa e das características de viscosidade do ar, fatores que o diferem do LLT. O último não possui resultados satisfatórios para asas de baixa razão de aspecto e com alto enflechamento, enquanto o VLM é aplicável para asas de qualquer geometria usual, inclusive com dispositivos de ponta de asa e ângulo elevado de diedro (XFLR5, 2013).

O XFOIL consiste em um programa interativo de projeto e análise subsônica de per-

fis isolados para Reynolds baixos (menores que 500000). Possui diversas rotinas, como análise víscida e invíscida de aerofólios e plotagem de geometria, de distribuição de pressão e de polares, por exemplo. O código fonte foi escrito em Fortran no ano de 1986 por Mark Drela, apresentando alta velocidade de processamento em relação aos demais métodos existentes (DRELA; YOUNGREEN, 2001). O usuário ao interagir com o programa pode optar por três diferentes tipos de análises aerodinâmicas, e a diferença entre cada uma consiste nos parâmetros mantidos fixos e variáveis entre a sustentação, velocidade e corda.

A.2 – ABAQUS/CAE

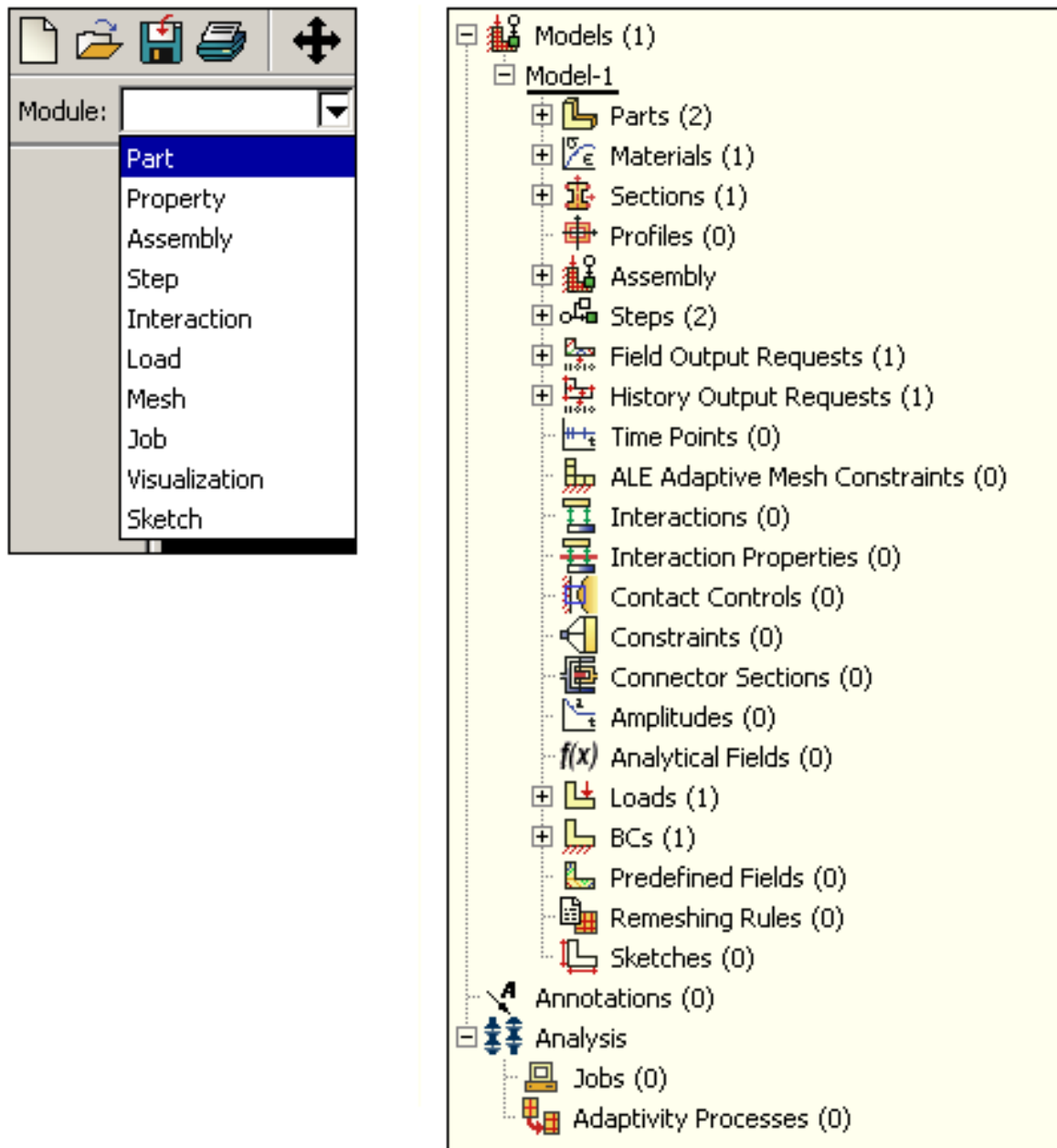
Segundo SIMULIA (2014), o ABAQUS/CAE é o ambiente ABAQUS completo que fornece uma interface simples e consistente para criar modelos, submeter análises, monitorar os trabalhos e visualizar os resultados. É dividido em módulos, cada um responsável por um aspecto lógico do processo de criação do modelo. Uma vez finalizado o modelo, o ABAQUS/CAE gera um arquivo .inp de entrada para o módulo de análises do ABAQUS. Esse último realiza a análise e devolve as informações para o ABAQUS/CAE, possibilitando monitorar o progresso do trabalho e gerar um banco de dados de resultados. Por fim, é possível visualizar os resultados também de forma gráfica no módulo de visualização.

O módulo de análise do ABAQUS dispõe de procedimentos de solução de problemas implícitos e explícitos, respectivamente, *ABAQUS/Standard* e *ABAQUS/Explicit*. O primeiro é mais eficiente para resolver problemas não-lineares simples, utilizando-se de diversas iterações para determinar a solução do problema. Já o segundo é o mais indicado para análises de propagação de ondas, obtendo as soluções avançando explicitamente o estado cinemático do incremento de tempo anterior (SIMULIA, 2014), além de ocupar um espaço consideravelmente menor de disco. Sobre os problemas que podem ser solucionados em ambos métodos: esses, tipicamente, apresentam maior dificuldade em convergir no *ABAQUS/Standard* e que dependem de um grande conjunto de equações lineares a ser resolvido, tornando o método mais demorado.

Os módulos no ABAQUS/CAE são alocados em um *menu*, na interface GUI, de forma lógica para a criação do modelo, conforme ilustrado na Figura A.1, a esquerda, embora, por vezes, seja possível pular entre um módulo e outro. Os módulos são nomeados em inglês, respectivamente, como *Part*, *Property*, *Assembly*, *Step*, *Interaction*, *Load*, *Mesh*, *Job*, *Visualization* e *Sketch*. A interface também conta com uma árvore de projeto, ilustrada à direita da Figura A.1, localizada no canto esquerdo da tela e que fornece uma visão hierárquica dos itens atribuídos ao(s) modelo(s).

Segundo (SIMULIA, 2014), "um modelo no ABAQUS é composto por vários componentes diferentes que juntos descrevem o problema físico a ser analisado e os resultados

Figura A.1 – Os módulos (esquerda) e a árvore de projeto (direita) na interface GUI do ABAQUS/CAE.



Fonte: Extraído de SIMULIA (2014).

a serem obtidos". As análises do modelo dependem de, no mínimo, das seguintes informações (SIMULIA, 2014):

- Geometria: elementos finitos conectados a partir de nós definem a geometria do modelo físico, e a sua coleção é denominada malha. Quanto maior a densidade da malha (número de elementos na malha), mais precisos os resultados. Além disso, o tipo, forma e localização dos elementos também influenciam na simulação.

- Propriedades das seções do elementos: Importante para definir as dimensões de certos tipos de elementos que não são possuem geometrias definidas a partir das coordenadas de seus nós, como elementos de casca e de viga, por exemplo.
- Informações dos materiais: As propriedades de todos os materiais devem ser definidas, sendo a precisão dos resultados limitada à acurácia dos dados informados.
- Cargas e condições de contorno: cargas criam tensões e distorcem a superfície do modelo, enquanto as condições de contorno mantém certas regiões fixas (deslocamento nulo) ou deslocando-se sob uma quantidade definida.
- Tipo de análise:
- Solicitação de análise: é possível solicitar tanto análises gerais (disponíveis para problemas lineares e não-lineares) ou análises de perturbações lineares (apenas para problemas lineares). As primeiras podem ser computadas pela versão ABAQUS/Standard e ABAQUS/Explicit, enquanto as segundas, apenas pela versão ABAQUS/Standard. A análise estática geral, por exemplo, obtém-se a resposta a longo prazo proveniente das cargas aplicadas.
- Solicitação de resultados: diversos resultados são disponíveis, podendo ser solicitado algum em específico para evitar sobrecarregamento do espaço em disco.

Quando a interface GUI do ABAQUS/CAE é aberta e inicia-se uma nova sessão a partir da definição de um modelo, dois arquivos principais são gerados, respectivamente, com a extensão *.cae* (*model database file*) e com a extensão *.jnl* (*journal file*). O primeiro contém os modelos e os trabalho submetidos para análises, enquanto o segundo contém os comandos em Python capazes de replicar o modelo definido no ABAQUS/CAE.

Outro tipo de arquivo importante gerado apresenta extensão *.odb* (*output database*), e contém resultados de análises para as variáveis e taxas solicitadas no módulo de *step*. O arquivo *.odb* está sempre associado ao trabalho submetido no módulo *job*. Quando um arquivo *.odb* é aberto, o programa ABAQUS/CAE carrega o módulo de visualização, permitindo visualizar a representação gráfica dos resultados da análise submetida.

A.2.1 – A interface de *scripts*

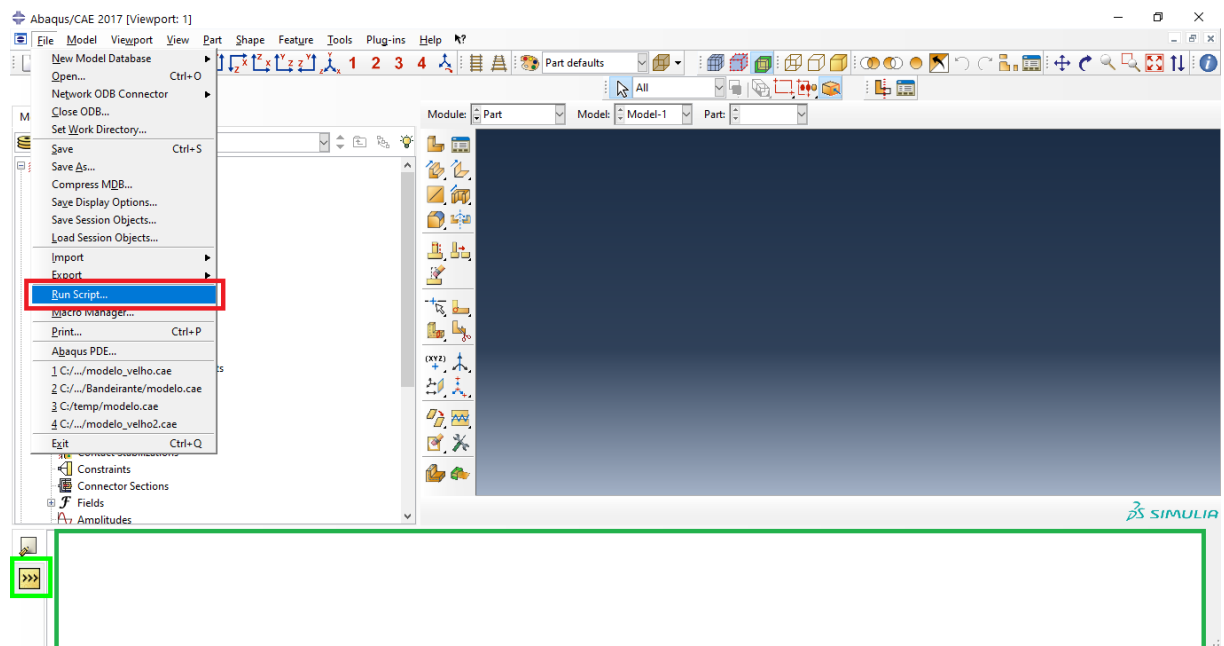
A interface de *scripts* do ABAQUS é uma ferramenta que permite aliar a interface GUI com programação em Python. Segundo WANG (2011, p. 1950):

ABAQUS é um dos programas de elementos finitos mais populares e gerais do mundo, com forte capacidade de computação linear

e não linear. Possui uma plataforma GUI de interface amigável de pré-tratamento, análise e pós-processamento. Mas a construção de modelos parametrizados na plataforma GUI do ABAQUS/CAE é demorada e árdua. Python é um tipo de linguagem de *script* interpretativa orientada a objetos com função forte, que pode ser usada para desenvolvimento rápido em muitas plataformas. A interface de *script* ABAQUS do ambiente de desenvolvimento secundário é customizada com base na linguagem Python, podendo ser utilizada para realizar a modelagem parametrizada, partição de malha, atribuição de propriedade, envio de tarefas e pós-processamento no ABAQUS.

A Figura A.2 apresenta a interface GUI do ABAQUS, com destaque para as principais ferramentas voltadas para a interface de *script*. Em vermelho, tem-se a ferramenta de reproduzir um arquivo .py externo, e em verde claro, o botão para liberar a entrada de comandos em Python na linha de mensagens (verde escuro) diretamente na interface GUI.

Figura A.2 – Interface GUI do ABAQUS, com destaque para as principais ferramentas voltadas para a interface de *script*.



Fonte: Autora, 2021.

Para a criação do arquivo .py de entrada, deve-se iniciar importando-se os módulos, conforme representado na Figura A.3. A seguir, é possível importar partes pré-salvas no formato .STEP, ou criar partes novas a partir de esboços. Deve-se atribuir, então, materiais e seções a todas as regiões de cada parte, seguidas da criação de controle de malha, tipos de elementos e construção da malha. Cria-se um *step*, aplicam-se as cargas e condições

de contorno, para, finalmente, criar e submeter um *job*.

Figura A.3 – Comandos para importação dos módulos no início do arquivo .py.

```

from part import *
from material import *
from section import *
from optimization import *
from assembly import *
from step import *
from interaction import *
from load import *
from mesh import *
from job import *
from sketch import *
from visualization import *
from connectorBehavior import *
from abaqusConstants import *

```

Fonte: Autora,2021.

Uma solução simples para aprender os comandos em Python e gerar os próprios *scripts* é construir o modelo até certo módulo no ambiente GUI, salvar e abrir o arquivo .jnl contendo os comandos em Python necessários para sua replicação. Contudo, esse método apresenta alguns inconvenientes pois certos comandos em Python não são suportados pelo ABAQUS/CAE. Além disso, o arquivo .jnl diversas vezes se refere à posições no espaço do ambiente GUI através do comando *getSequenceFromMask*, que designa um número de série específico para alguma seleção no espaço do ambiente GUI, conforme mostrado a seguir:

```

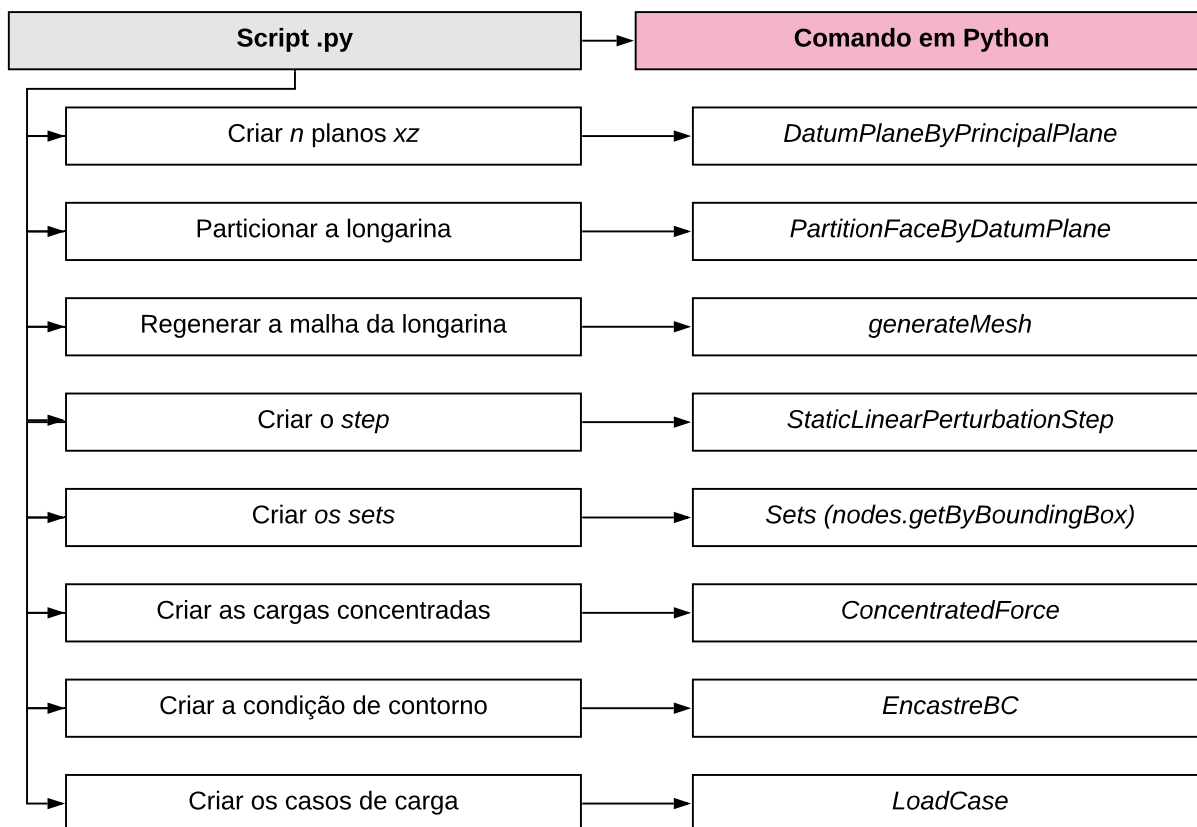
mdb.models['Model-1'].parts['part-1'].cells.getSequenceFromMask(( '[#1 ]', ), )

```

É um comando bastante eficiente durante o modelamento no ambiente GUI quando existe um grande número de objetos envolvidos (SIMULIA, 2014). Contudo, é inútil quando o objetivo envolve realizar alguma ação diretamente pela linha de comando em Python, devendo ser substituído, portanto, por outro comando voltado para localização de objetos no espaço (*findAt* e *getByBoundingBox*, por exemplo).

APÊNDICE B – COMANDOS DO SCRIPT

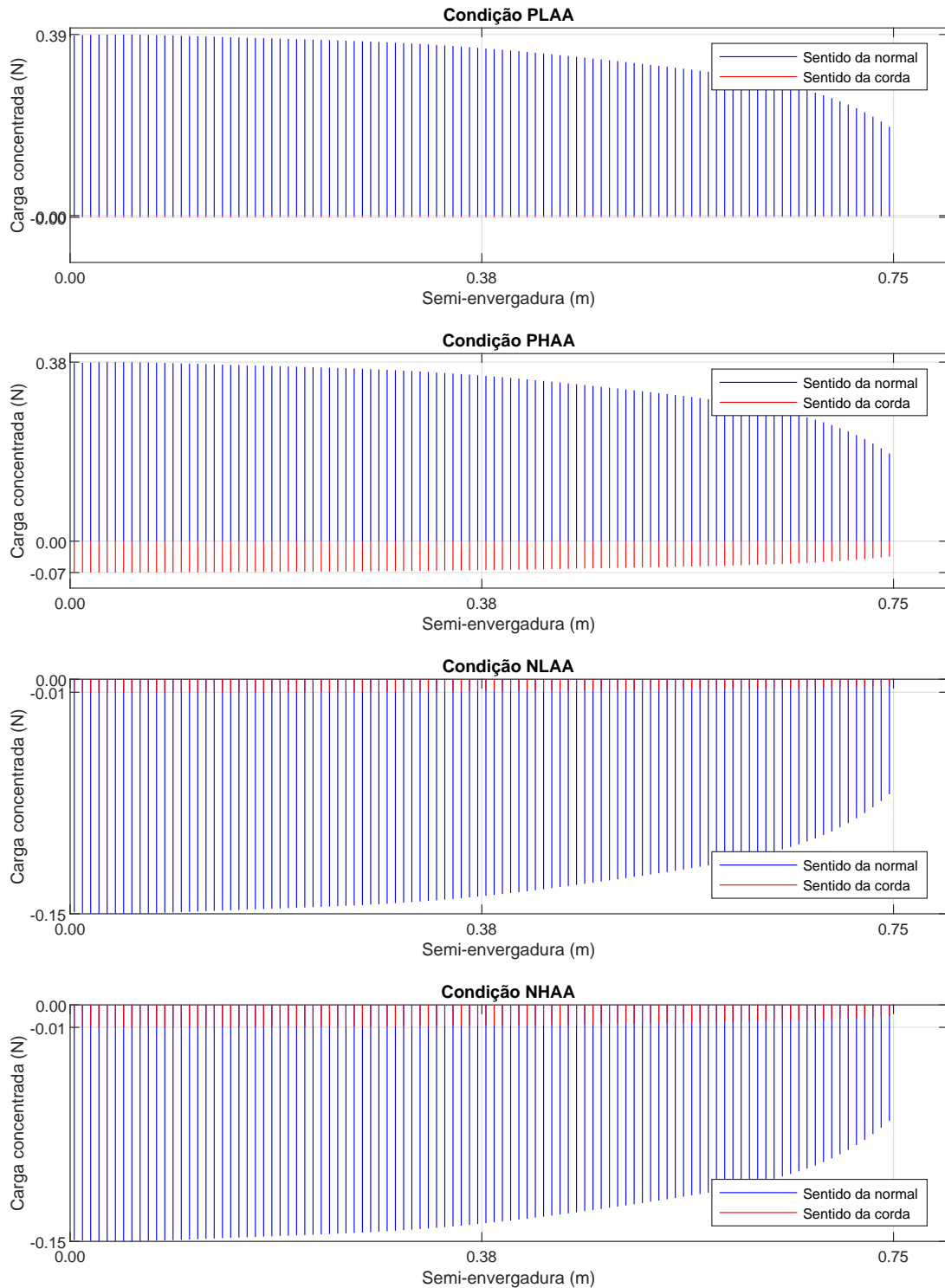
Figura B.1 – Comandos em Python utilizados durante o *script* para o ABAQUS.



Fonte: Autora, 2021.

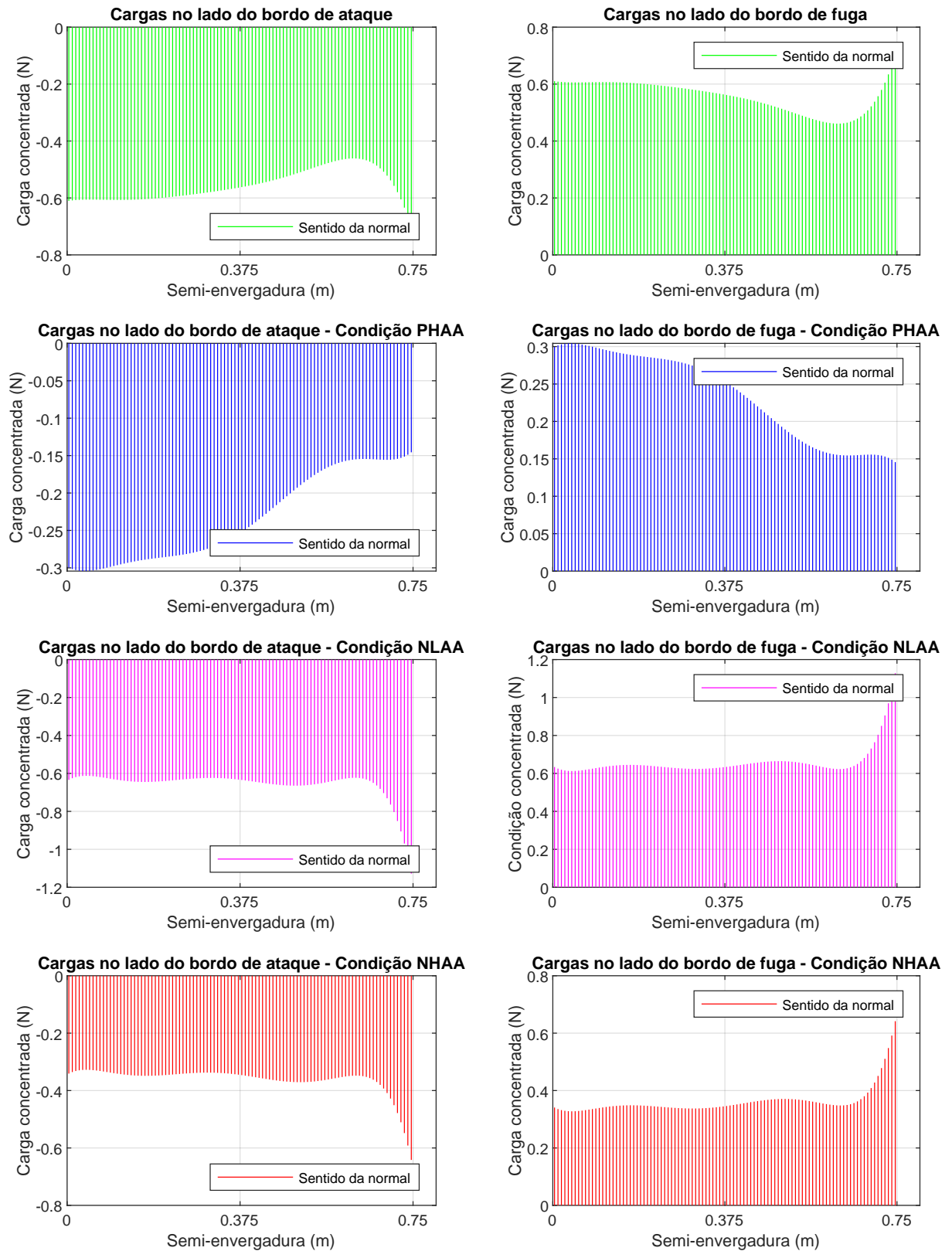
APÊNDICE C – RESULTADOS DO MATLAB

Figura C.1 – Cargas concentradas ao longo da semi-envergadura.



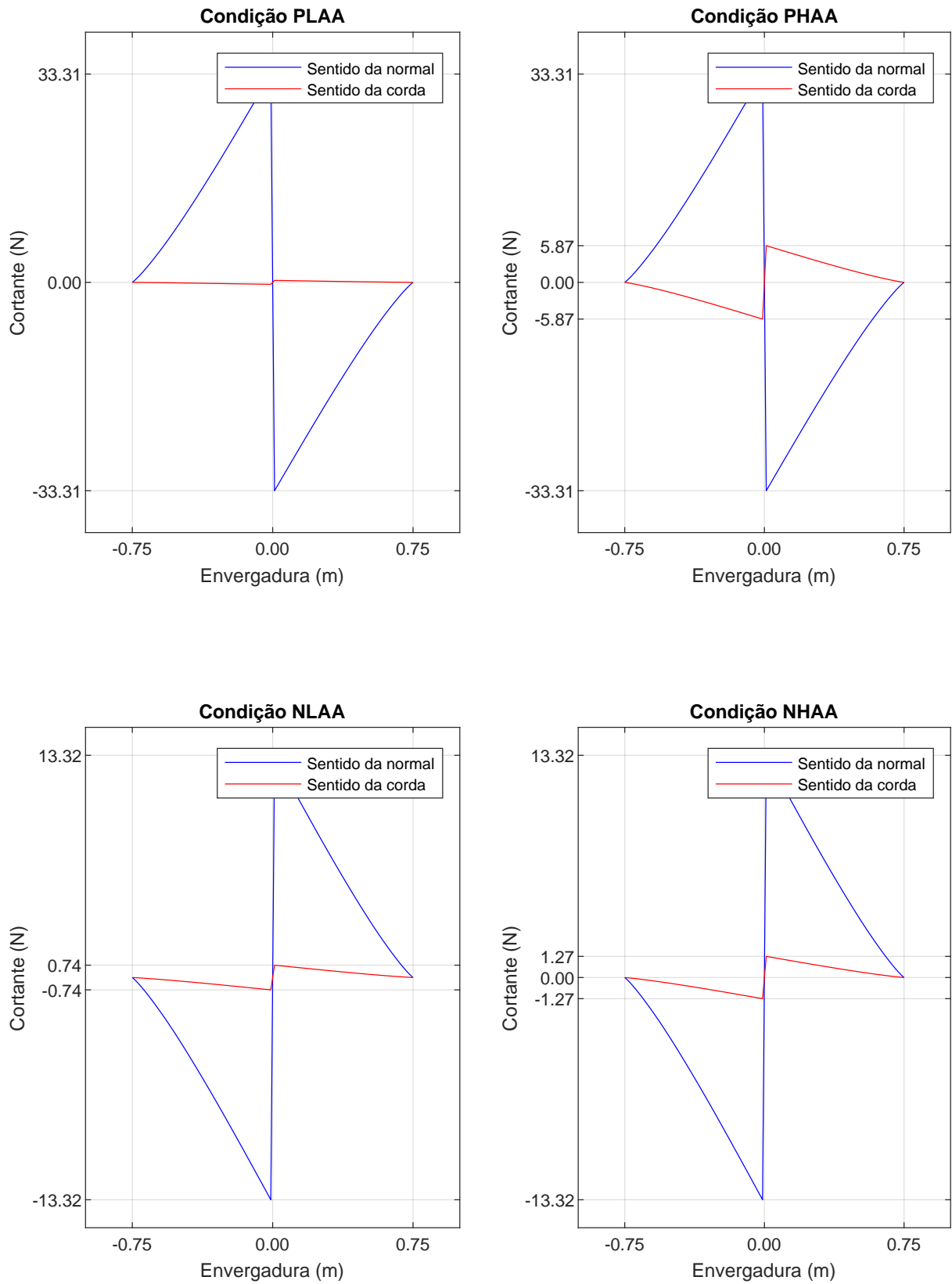
Fonte: Autora, 2021.

Figura C.2 – Cargas concentradas equivalentes ao momento de arfagem ao longo da semi-envergadura - condições PHAA, NHAA e NLAA.



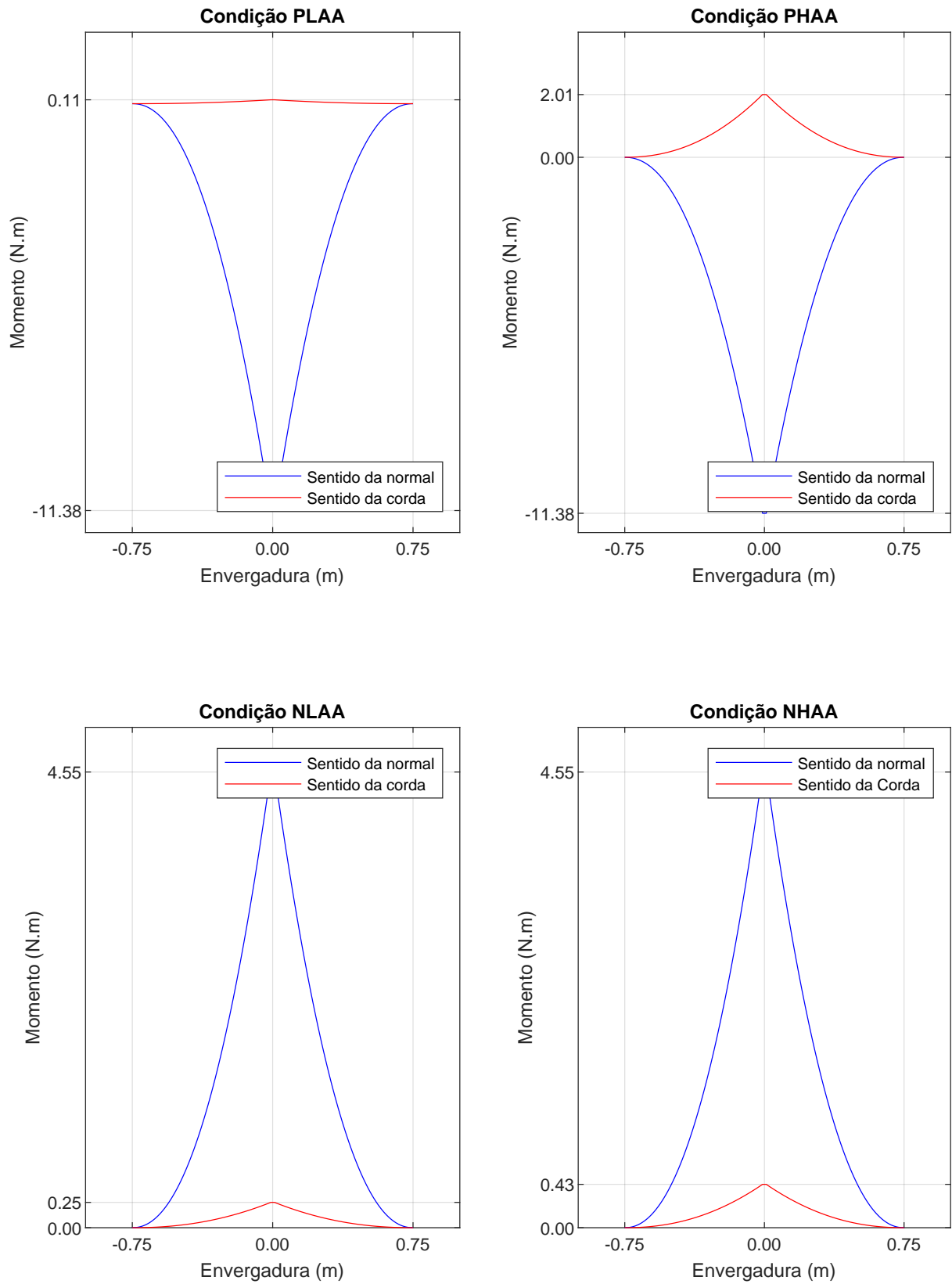
Fonte: Autora, 2021.

Figura C.3 – Esforço cortante ao longo da envergadura.



Fonte: Autora, 2021.

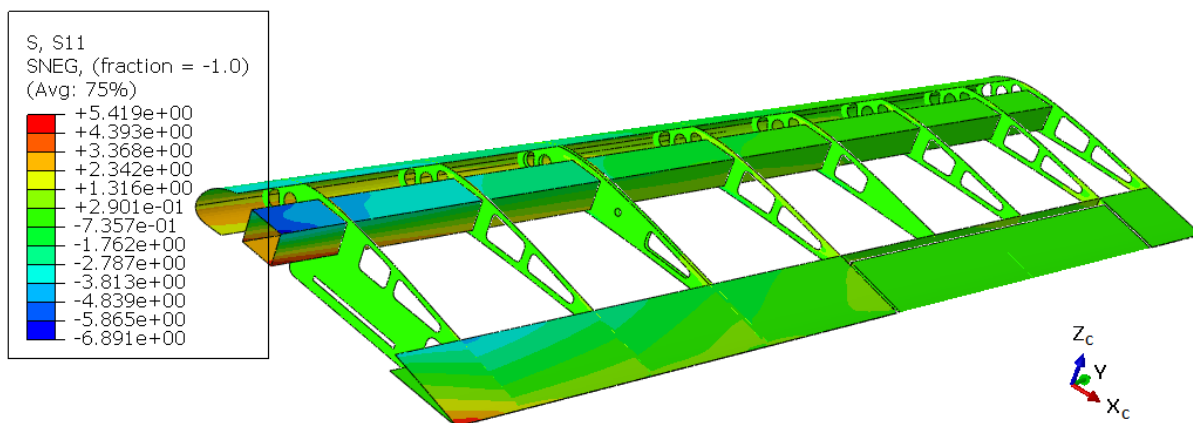
Figura C.4 – Momento fletor ao longo da envergadura.



Fonte: Autora, 2021.

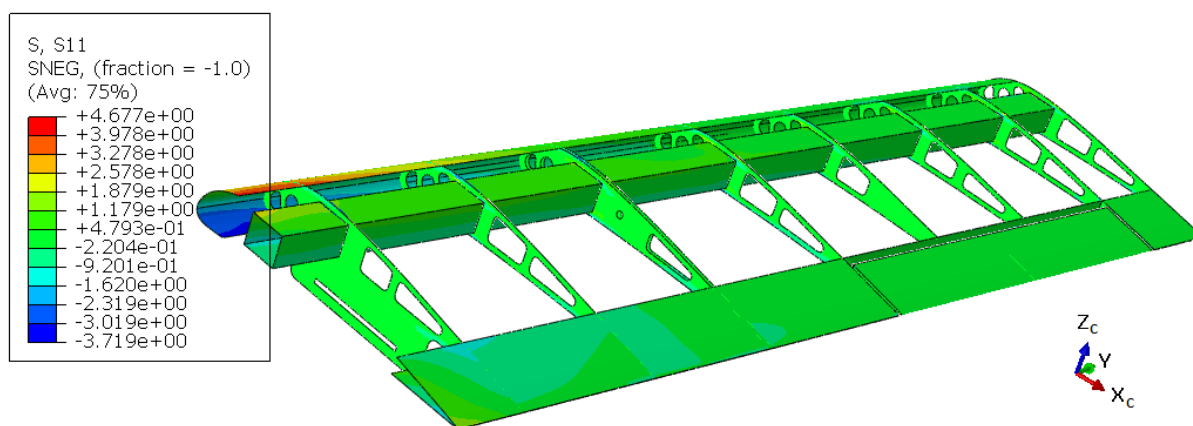
APÊNDICE D – RESULTADOS DO ABAQUS

Figura D.1 – Tensões normais no sentido longitudinal às fibras [MPa] - condição PHAA.



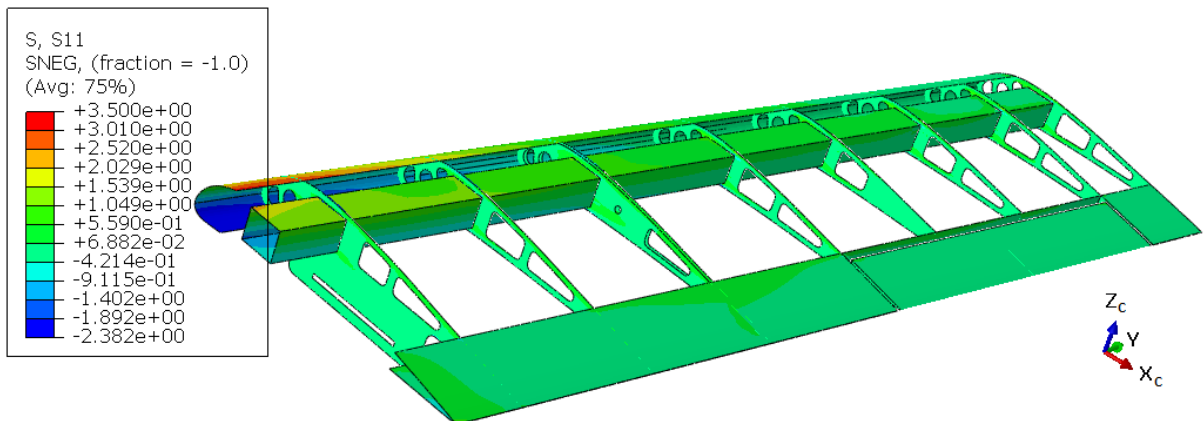
Fonte: Autora, 2021.

Figura D.2 – Tensões normais no sentido longitudinal às fibras [MPa] - condição NLAA.



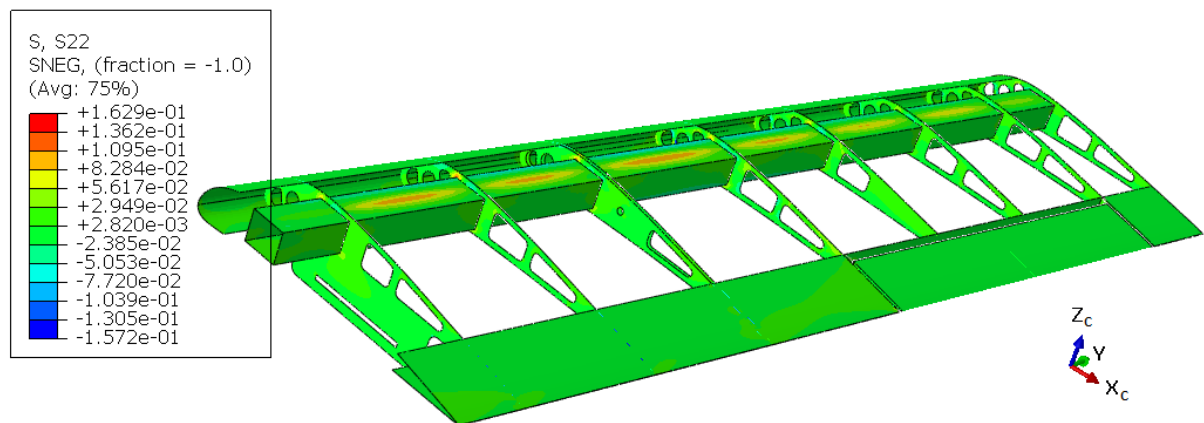
Fonte: Autora, 2021.

Figura D.3 – Tensões normais no sentido longitudinal às fibras [MPa] - condição NHAA.



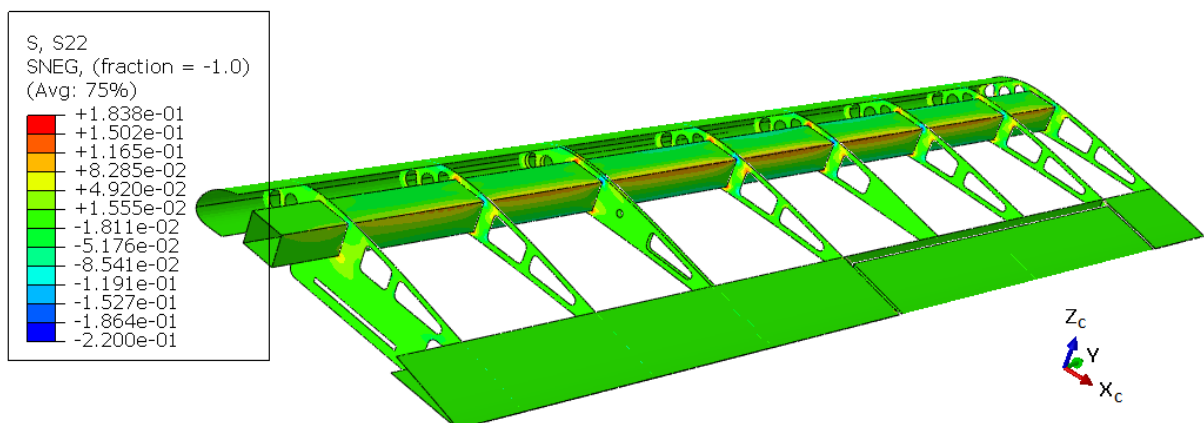
Fonte: Autora, 2021.

Figura D.4 – Tensões normais no sentido transversal às fibras [MPa] - condição PHAA.



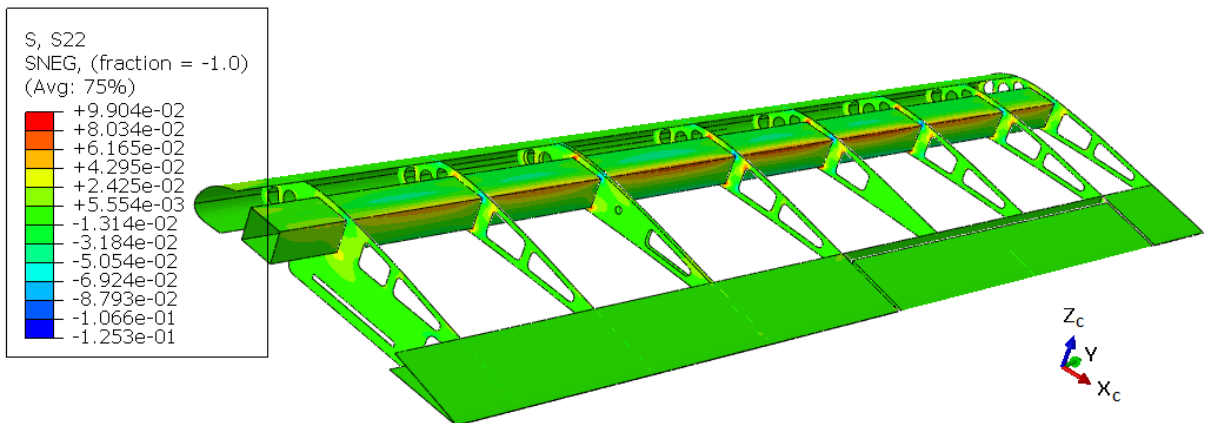
Fonte: Autora, 2021.

Figura D.5 – Tensões normais no sentido transversal às fibras [MPa] - condição NLAA.



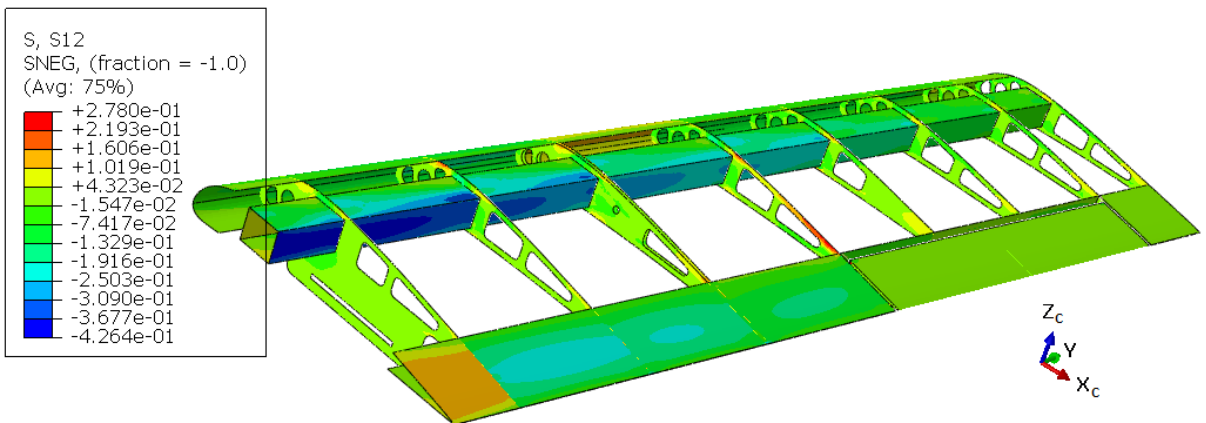
Fonte: Autora, 2021.

Figura D.6 – Tensões normais no sentido transversal às fibras [MPa] - condição NHAA.



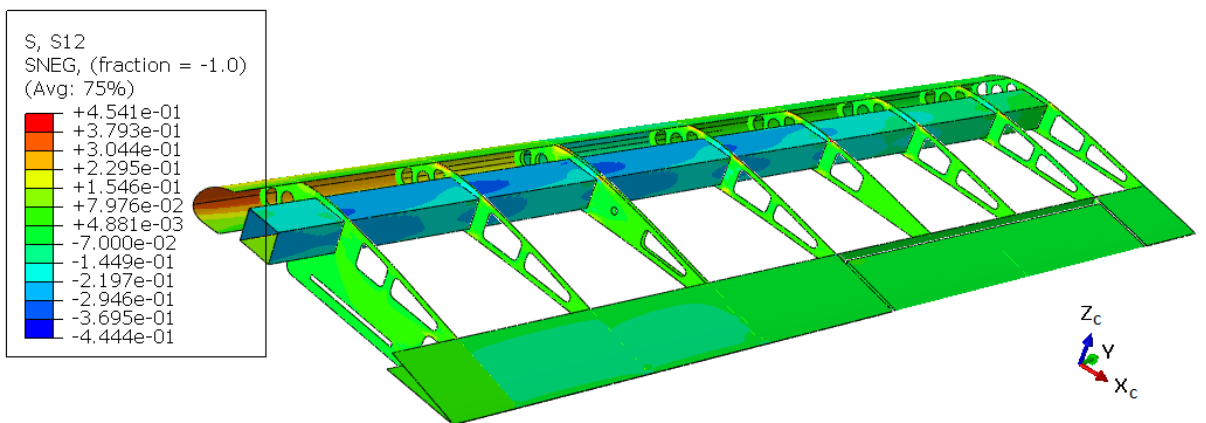
Fonte: Autora, 2021.

Figura D.7 – Tensões cisalhantes no plano de tensões [MPa] - condição PHAA.



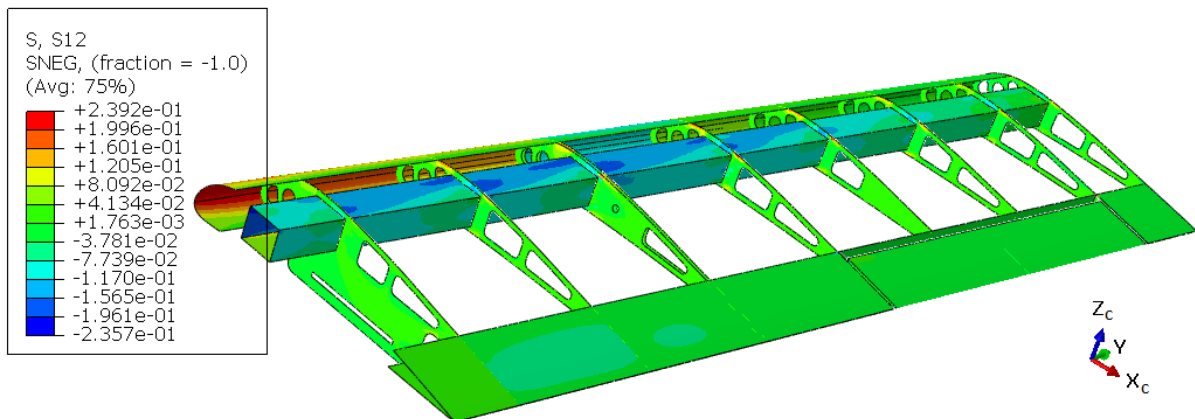
Fonte: Autora, 2021.

Figura D.8 – Tensões cisalhantes no plano de tensões [MPa] - condição NLAA.



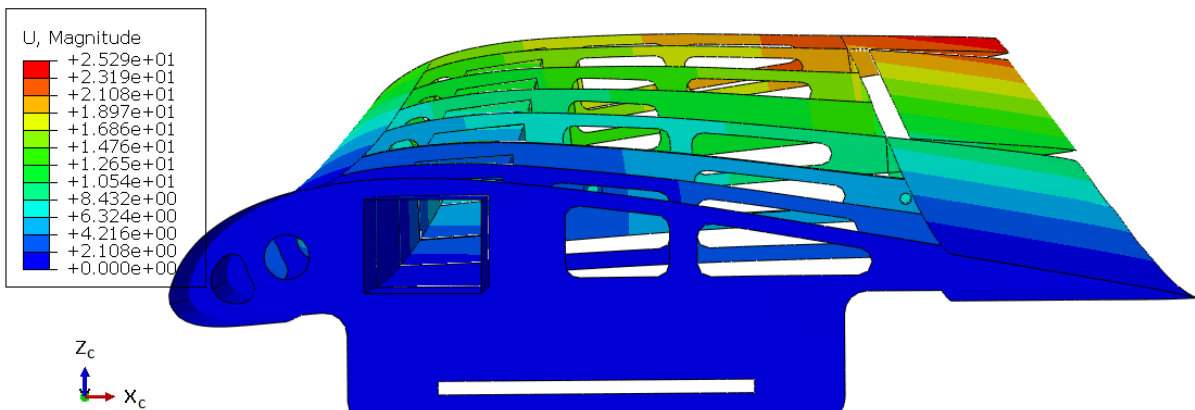
Fonte: Autora, 2021.

Figura D.9 – Tensões cisalhantes no plano de tensões [MPa] - condição NHAA.



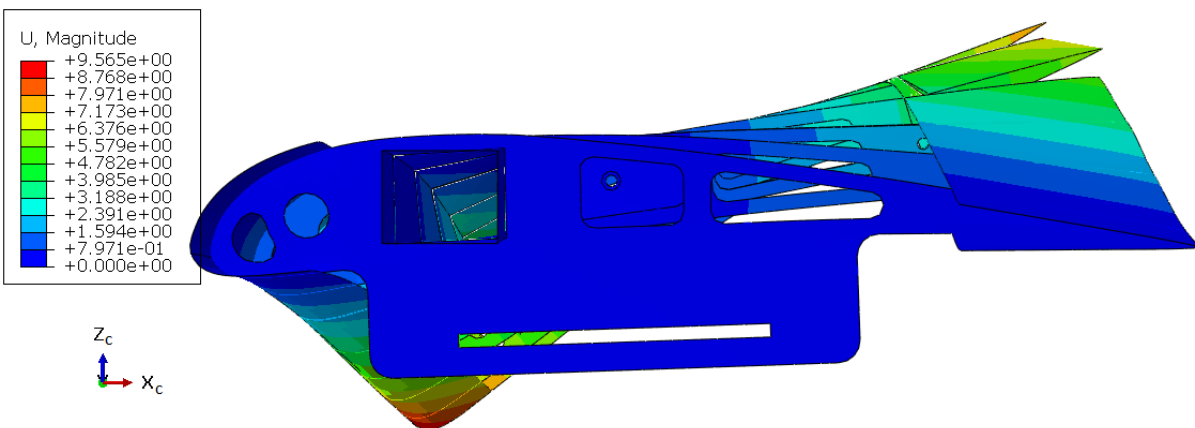
Fonte: Autora, 2021.

Figura D.10 – Deslocamentos ao longo da semi-envergadura [mm] - caso PHAA.



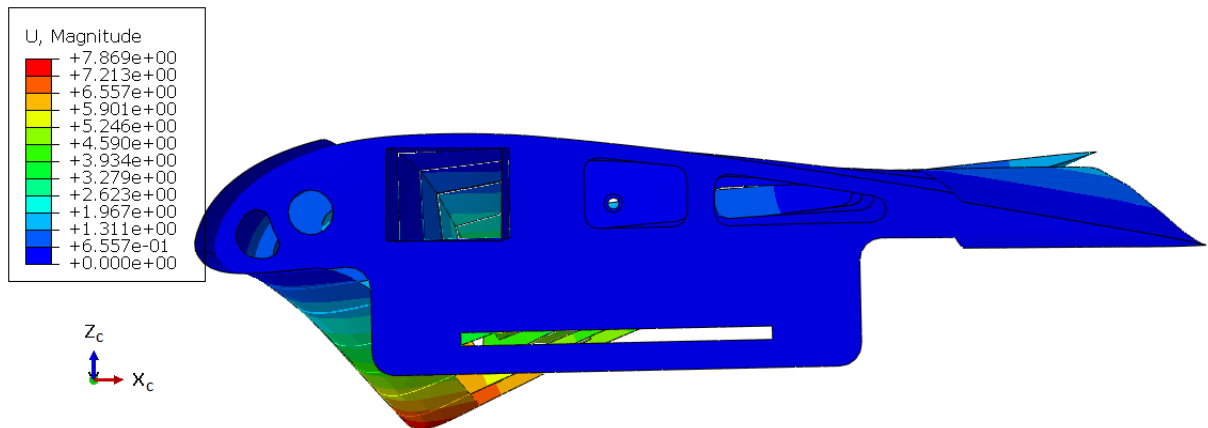
Fonte: Autora, 2021.

Figura D.11 – Deslocamentos ao longo da semi-envergadura [mm] - caso NLAA.



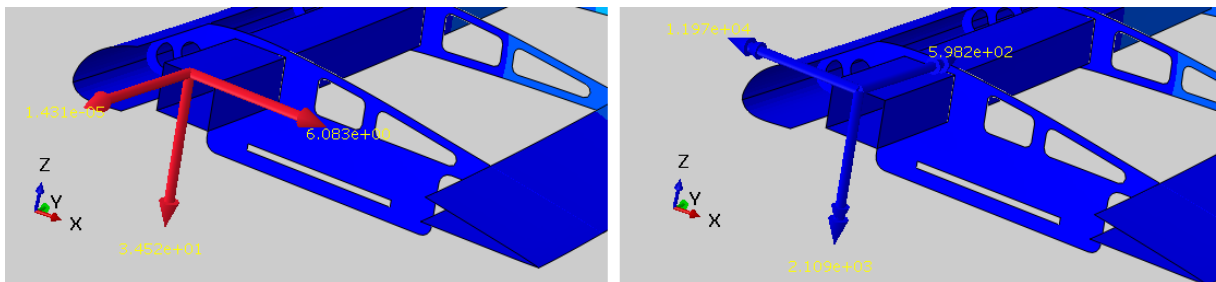
Fonte: Autora, 2021.

Figura D.12 – Deslocamentos ao longo da semi-envergadura [mm] - caso NHAA.



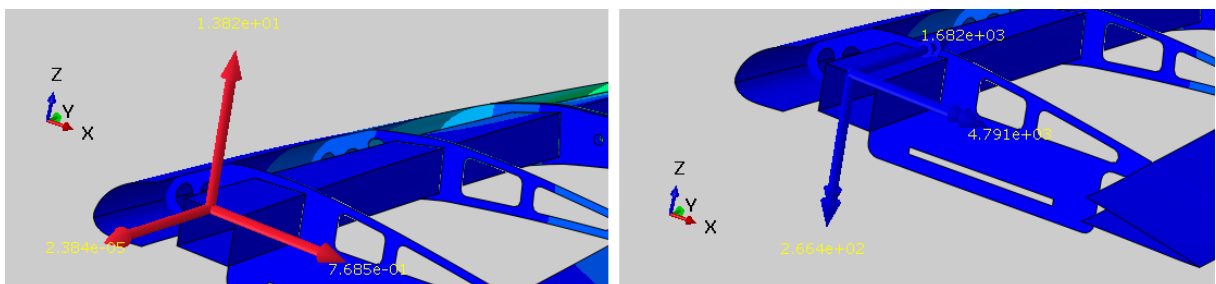
Fonte: Autora, 2021.

Figura D.13 – Forças, à esquerda, e momentos, à direita, de reação na semi-asa - caso PHAA.



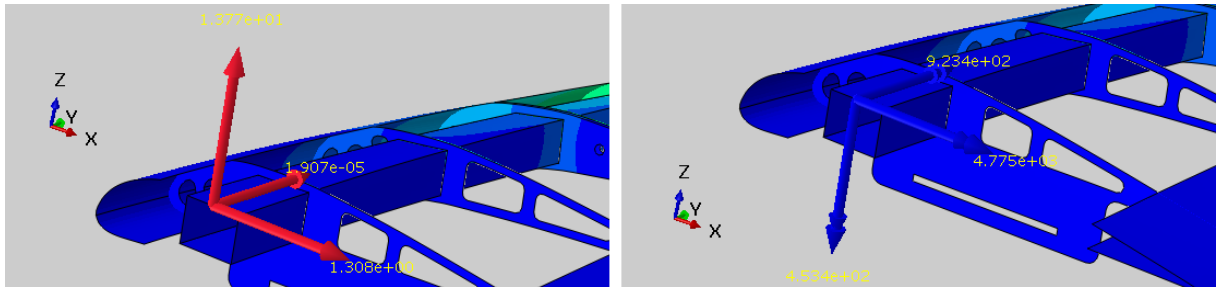
Fonte: Autora, 2021.

Figura D.14 – Forças, à esquerda, e momentos, à direita, de reação na semi-asa - caso NLAA.



Fonte: Autora, 2021.

Figura D.15 – Forças, à esquerda, e momentos, à direita, de reação na semi-asa - caso NHAA.



Fonte: Autora, 2021.