

UNIVERSIDADE TECNOLÓGICA FEDERAL DO PARANÁ  
CÂMPUS CORNÉLIO PROCÓPIO  
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA

MANOEL FELIPE MARTINS DIONYSIO  
RAUL MACEDO DE FREITAS NETO

**PROJETO ESTRUTURAL DA ASA DE UMA AERONAVE DA EQUIPE  
ABUTRES AERODESIGN**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

MANOEL FELIPE MARTINS DIONYSIO  
RAUL MACEDO DE FREITAS NETO

**PROJETO ESTRUTURAL DA ASA DE UMA AERONAVE DA EQUIPE  
ABUTRES AERODESIGN**

**Structural design of the wing of an aircraft of Abutres Aerodesign team**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO apresentado à Universidade Tecnológica Federal do Paraná, como requisito parcial para a obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Marcos Antonio de Souza  
Lourenço



[4.0 Internacional](https://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/4.0/)

Esta licença permite remixe, adaptação e criação a partir do trabalho, para fins não comerciais, desde que sejam atribuídos créditos ao(s) autor(es) e que licenciem as novas criações sob termos idênticos. Conteúdos elaborados por terceiros, citados e referenciados nesta obra não são cobertos pela licença.

**MANOEL FELIPE MARTINS DIONYSIO  
RAUL MACEDO DE FREITAS NETO**

**PROJETO ESTRUTURAL DA ASA DE UMA AERONAVE DA EQUIPE  
ABUTRES AERODESIGN**

Trabalho de Conclusão de Curso de Graduação  
apresentado como requisito para obtenção do  
título de Bacharel em Engenharia Mecânica  
do Curso de Bacharelado em Engenharia  
Mecânica da Universidade Tecnológica Federal  
do Paraná.

Data de aprovação: 16/junho/2023

---

Dr. Marcos Antonio de Souza Lourenço  
Doutorado  
Universidade Tecnológica Federal do Paraná - Cornélio Procópio

---

Dr. Fábio Kenji Suguimoto  
Doutorado  
Universidade Tecnológica Federal do Paraná - Cornélio Procópio

---

Dr. Dr. Rubens Gallo  
Doutorado  
Universidade Tecnológica Federal do Paraná - Cornélio Procópio

---

Dr. Henrique Cotait Razuk  
Doutorado  
Universidade Tecnológica Federal do Paraná - Cornélio Procópio

**CORNÉLIO PROCÓPIO**

**2023**



## **AGRADECIMENTOS**

Agradecemos, primeiramente, a Deus por todas as bênçãos recebidas ao longo da nossa jornada acadêmica. Gostaríamos de expressar nossa profunda gratidão aos familiares e amigos que nos incentivaram e apoiaram durante todo esse processo.

Também desejamos expressar nossa sincera gratidão a todos os docentes que contribuíram para a nossa formação, transmitindo-nos um conhecimento valioso e inspirador. Em especial, gostaríamos de agradecer ao Prof. Dr. Marcos Antonio de Souza Lourenço, que nos orientou durante o desenvolvimento deste trabalho.

E, por último, mas não menos importante, gostaríamos de expressar nossa sincera gratidão à equipe Abutres Aerodesign por sua valiosa contribuição em nosso desenvolvimento pessoal e profissional. Agradecemos a cada membro da equipe pelo companheirismo, trabalho em equipe e por todo o conhecimento compartilhado durante nossa passagem pela equipe e durante o desenvolvimento do projeto.

## RESUMO

DIONYSIO, M.F.M. FREITAS NETO, R.M. Projeto estrutural da asa de uma aeronave da equipe Abutres Aerodesign. 100 f. TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO – Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Tecnológica Federal do Paraná. , .

A competição de aerodesign da *Society of Automotive Engineers* (SAE) desafia anualmente diversas equipes de universidades por todo o Brasil à projetar aeronaves. Dentre as etapas inclusas na concepção de uma nova aeronave, o projeto estrutural possui grande relevância. Na competição, um dos objetivos fundamentais é levar o máximo de carga com a aeronave mais leve possível, maximizando desta forma os pontos obtidos na competição. Desta forma, este trabalho tem como objetivo realizar o projeto estrutural da asa de uma aeronave da equipe Abutres Aerodesign. O projeto estrutural envolve desde o levantamento de cargas atuantes na estrutura durante toda a sua missão, desde a decolagem da aeronave, voo e pouso, para posterior dimensionamento estrutural, prototipagem do modelo e validação do projeto. O trabalho está sequenciado de forma a exibir o cálculo dos principais esforços envolvidos na estrutura da asa, seleção de materiais para construção e uma análise estática e de flambagem utilizando o Método dos Elementos Finitos (MEF) para averiguar a integridade estrutural da asa por toda a missão da aeronave. Os resultados obtidos demonstram que a aeronave projetada para a competição possui margens de segurança acima do mínimo proposto em normas aeronáuticas, tornando o projeto seguro para a competição.

**Palavras-chave:** Aerodesign, Asa, Projeto estrutural, Método dos Elementos Finitos, SAE

## ABSTRACT

DIONYSIO, M.F.M. FREITAS NETO, R.M. . 100 f. TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO – Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Tecnológica Federal do Paraná. , .

The Society of Automotive Engineers (SAE) airplane design competition annually challenges several teams from universities throughout Brazil to design aircraft. Among the steps included in the conception of a new aircraft, the structural design has great relevance. In the competition, one of the fundamental objectives is to lift the maximum load with the lightest aircraft possible, thus maximizing the points obtained in the competition. In this way, this work aims to accomplish the structural design of the wing of an aircraft of the Abutres Aerodesign team. The structural project involves from the survey of the loads acting on the structure during its entire mission, from the aircraft take-off, flight and landing, to the subsequent structural design, prototyping of the model and validation of the project. The work is sequenced to show the calculation of the main stresses involved in the wing structure, material selection for construction, and a static and buckling analysis using the Finite Element Method (FEM) to ascertain the structural integrity of the wing throughout the aircraft mission. The results obtained show that the aircraft designed for the competition has safety margins above the minimum proposed in aeronautical standards, making the project safe for the competition.

**Keywords:** Aerodesign, Wing , Structural Design, Finite Element Method, SAE

## LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1	– Identidade visual da equipe Abutres Aerodesign. ....	16
FIGURA 2	– Aeronave Bodão Monstruoso - Projeto 2021. ....	16
FIGURA 3	– O ciclo do projeto aeronáutico. ....	17
FIGURA 4	– Diagrama Espinha de Peixe – Evolução do Projeto 2021. ....	19
FIGURA 5	– Principais estruturas de uma aeronave de asa fixa. ....	19
FIGURA 6	– Estruturas típicas de fuselagens. ....	20
FIGURA 7	– Empenagem típica de uma aeronave. ....	21
FIGURA 8	– Nomenclatura dos eixos de uma aeronave. ....	21
FIGURA 9	– Superfícies de controle de uma aeronave. ....	22
FIGURA 10	– Exemplos de Trem de pouso. ....	22
FIGURA 11	– Estrutura típica de uma asa entelada. ....	23
FIGURA 12	– Relação entre os setores envolvidos em um projeto aeronáutico. ....	24
FIGURA 13	– Variação de velocidade entre o intradorso e extradorso do perfil. ....	25
FIGURA 14	– Distribuição de pressão ao redor de um aerofólio. ....	25
FIGURA 15	– Transferência das cargas de arrasto e sustentação para o CA. ....	26
FIGURA 16	– Distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa. ....	26
FIGURA 17	– Exemplo de diagrama $V-n$ de manobra. ....	28
FIGURA 18	– Efeito de uma rajada ascendente no ângulo de ataque de uma aeronave. ....	30
FIGURA 19	– Exemplo de diagrama $V-n$ combinado. ....	32
FIGURA 20	– Exemplo do cálculo de cargas distribuídas sobre uma asa. ....	33
FIGURA 21	– Distribuição de sustentação no sentido da envergadura. ....	34
FIGURA 22	– Distribuição elíptica de sustentação. ....	35
FIGURA 23	– Principais tipos de esforços que atuam em uma aeronave. ....	36
FIGURA 24	– Representação dos esforços atuantes em um membro estrutural. ....	36
FIGURA 25	– Representação dos esforços internos em três dimensões. ....	37
FIGURA 26	– Representação do momento tursor ao longo da envergadura. ....	38
FIGURA 27	– Divisão para cálculo do momento tursor. ....	38
FIGURA 28	– Exemplos de configuração de Trem de pouso. ....	40
FIGURA 29	– Exemplos de Trem de pouso Triciclo. ....	41
FIGURA 30	– Demonstração dos parâmetros $H_f$ e $H_{cg}$ . ....	41
FIGURA 31	– Demonstração dos parâmetros $Wheel Base$ e $Wheel Track$ . ....	42
FIGURA 32	– Demonstração dos parâmetros $B_m$ e $B_n$ . ....	43
FIGURA 33	– Demonstração da rotação da aeronave na decolagem. ....	44
FIGURA 34	– Demonstração dos parâmetros envolvidos na análise de rotação. ....	44
FIGURA 35	– Demonstração dos ângulos de capotamento. ....	45
FIGURA 36	– Condições de pouso estabelecidas na FAR-PART 23 (2002). ....	46
FIGURA 37	– Método para solução de estruturas complexas. ....	50
FIGURA 38	– Malha de elementos finitos de uma aeronave de combate. ....	51
FIGURA 39	– Sequência básica de aplicação do método dos elementos finitos. ....	52
FIGURA 40	– Representação de um elemento unidimensional. ....	53
FIGURA 41	– Representação de elementos bidimensionais. ....	53
FIGURA 42	– Discretização de uma chapa com elementos bidimensionais triangulares. ....	54

FIGURA 43	– Discretização de uma chapa com alta densidade de elementos. ....	54
FIGURA 44	– Representação de elementos tridimensionais. ....	55
FIGURA 45	– Passos principais de uma Análise pelo Método dos Elementos Finitos. .	56
FIGURA 46	– Fluxograma da Metodologia utilizada no desenvolvimento do projeto. .	59
FIGURA 47	– Diagrama $V-n$ de manobra. ....	61
FIGURA 48	– Diagrama $V-n$ de rajada. ....	62
FIGURA 49	– Diagrama $V-n$ combinado. ....	62
FIGURA 50	– Distribuição de sustentação pelo método de Schrenk. ....	63
FIGURA 51	– Aproximação polinomial da sustentação em função da posição na asa. .	64
FIGURA 52	– Esforço cortante ao longo da semi-envergadura. ....	65
FIGURA 53	– Momento fletor ao longo da semi-envergadura. ....	65
FIGURA 54	– Momento tursor ao longo da semi-envergadura. ....	66
FIGURA 55	– Trem de pouso da aeronave do Projeto de 2021. ....	68
FIGURA 56	– Renderização da estrutura da aeronave do projeto de 2021. ....	71
FIGURA 57	– Componentes da asa. ....	72
FIGURA 58	– Demonstração da seção transversal da Longarina principal. ....	72
FIGURA 59	– Modelo da asa em elementos finitos. ....	75
FIGURA 60	– Deslocamento de ponta de asa para CQUAD4 de 8 milímetros. ....	76
FIGURA 61	– Deslocamento de ponta de asa para CQUAD4 de 5 milímetros. ....	76
FIGURA 62	– Elemento RBE3 para interpolação de esforços. ....	77
FIGURA 63	– Cargas aplicadas na estrutura da asa para condição de voo. ....	77
FIGURA 64	– Carga aplicada na estrutura da asa em condição de pouso. ....	78
FIGURA 65	– Deslocamentos na asa devido às cargas de voo. ....	80
FIGURA 66	– Destaque da região de maior deformação da asa. ....	80
FIGURA 67	– Índice de falha pelo critério de Hoffman na asa - Cargas de voo. ....	81
FIGURA 68	– Destaque da região com maior índice de falha. ....	81
FIGURA 69	– Análise de flambagem na asa devido à cargas de voo. ....	82
FIGURA 70	– Nervura da asa conjugada a estrutura do Trem de pouso principal. ....	83
FIGURA 71	– Índice de falha pelo critério de Hoffman na asa - Pouso em três rodas. ..	83
FIGURA 72	– Destaque da região com maior índice de falha para pouso em três rodas. .	84
FIGURA 73	– Análise de flambagem para situação de pouso em três rodas. ....	84
FIGURA 74	– Índice de falha pelo critério de Hoffman na asa - Pouso em duas rodas. .	85
FIGURA 75	– Destaque da região com maior índice de falha para pouso em duas rodas. .	85
FIGURA 76	– Análise de flambagem para situação de pouso em duas rodas. ....	86
FIGURA 77	– Índice de falha pelo critério de Hoffman na asa - Pouso em uma roda. ..	86
FIGURA 78	– Destaque da região com maior índice de falha para pouso em uma roda. .	87
FIGURA 79	– Análise de flambagem para situação de pouso em uma roda. ....	87

## LISTA DE TABELAS

TABELA 1	– Fator de carga em função do modelo e aplicação da aeronave. ....	28
TABELA 2	– Carregamento do componente principal - Pouso nivelado em três rodas. ....	47
TABELA 3	– Carregamento do componente secundário - Pouso em três rodas. ....	47
TABELA 4	– Carregamento do componente principal - Pouso nivelado em duas rodas. ....	48
TABELA 5	– Carregamento do componente principal - Pouso em uma roda. ....	48
TABELA 6	– Entradas para o traçado do diagrama $V-n$ . ....	60
TABELA 7	– Velocidades de manobra e rajada. ....	61
TABELA 8	– Entradas para a distribuição de sustentação ao longo da asa. ....	63
TABELA 9	– Carga de sustentação por nervura para o fator de carga máximo. ....	64
TABELA 10	– Momento de torção ao longo da semi-envergadura. ....	66
TABELA 11	– Parâmetros geométricos do Trem de pouso. ....	68
TABELA 12	– Vetor de carga das situações de pouso avaliadas. ....	70
TABELA 13	– Propriedades dos materiais isotrópicos. ....	70
TABELA 14	– Propriedades dos materiais anisotrópicos. ....	71
TABELA 15	– Margem de segurança para as situações analisadas - Critério de Hoffman. ....	88
TABELA 16	– Margem de segurança para análises de flambagem. ....	88

## LISTA DE SIGLAS

CA	Centro aerodinâmico
CFD	<i>Computational fluid dynamics</i>
CG	Centro de gravidade
CP	Centro de pressão
FAR	<i>Federal Aviation Regulations</i>
MEF	Método dos elementos finitos
SAE	<i>Society of Automotive Engineers</i>

## LISTA DE SÍMBOLOS

$AB$	Distância do trem de pouso principal ao fim da fuselagem
$B_m$	Distância do trem de pouso principal ao centro de gravidade
$B_n$	Distância do trem de pouso de nariz ao centro de gravidade
$C_{Lmin}$	Coefficiente de sustentação mínimo
$C_{L\alpha}$	Inclinação da curva de sustentação
$C_{mi}$	Coefficiente de momento do perfil na região analisada
$C_{Lmax}$	Coefficiente de sustentação máximo
$Cl$	Coefficiente de sustentação
$D$	Força de arrasto
$E$	Módulo de Young
$F_c$	Fator de carga no pouso
$F_h$	Carregamento horizontal no trem de pouso
$F_m$	Força aplicada no trem de pouso principal
$F_n$	Força aplicada no trem de pouso de nariz
$F_v$	Carregamento vertical no trem de pouso
$G$	Módulo de cisalhamento
$H_{cg}$	Altura do centro de gravidade
$H_f$	Altura do trem de pouso
$K_g$	Fator de alívio de rajada
$L$	Força de sustentação
$L(y)_{MS}$	Distribuição de sustentação pelo método de Schrenk
$L(y)_E$	Distribuição de sustentação para uma asa elíptica
$L(y)_M$	Distribuição de sustentação para a asa analisada
$M$	Número de Mach
$MTOW$	Peso máximo de decolagem
$M_0$	Torque de arfagem
$P_{cr}$	Carga crítica de flambagem
$P_t$	Carga total aplicada no pouso
$S$	Limite de cisalhamento
$S$	Área Alar
$S_i$	Área da seção analisada
$T$	Momento torsor
$T_i$	Momento torsor na região analisada
$V$	Velocidade de voo
$V(x)$	Força cortante em função da envergadura
$V^*$	Velocidade da manobra
$V_{max}$	Velocidade máxima
$V_{estol}$	Velocidade de estol
$V_D$	Velocidade de mergulho
$V_g$	Velocidade de rajada de vento
$W$	Força peso

$X_{cg}$	Posição do centro de gravidade
$X_c$	Limite de compressão paralelo à direção do material
$X_t$	Limite de tração paralelo à direção do material
$Y_c$	Limite de compressão perpendicular direção do material
$Y_t$	Limite de tração perpendicular à direção do material
$[K]$	Matriz de rigidez da estrutura
$[M]$	Matriz de massa da estrutura
$\Delta C_L$	Variação do coeficiente de sustentação
$\Delta L$	Variação da força de sustentação
$\Delta \alpha$	Variação do ângulo de ataque
$\Delta n$	Variação do fator de carga
$\Gamma(y)$	Circulação ao longo da envergadura da asa
$\Gamma_0$	Circulação no ponto médio da asa
$\Phi_{ot}$	Ângulo de capotamento
$\alpha_C$	Ângulo livre para rotação da aeronave durante a decolagem
$\alpha_{TO}$	Ângulo de rotação da aeronave durante a decolagem
$\bar{c}$	Corda média
$\bar{c}_i$	Corda média da seção analisada
$\mu_g$	Fator de massa da aeronave
$\omega$	Frequência natural
$\rho$	Densidade do ar
$\rho_{mar}$	Densidade do ar no nível do mar
$\sigma_{12}$	Tensão de cisalhamento máxima no plano
$\sigma_1$	Tensão principal máxima
$\sigma_2$	Tensão principal mínima
$\sigma_t$	Limite de resistência a tração
$a$	Variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque
$b$	Envergadura da asa
$c(y)$	Corda em função da envergadura
$g$	Aceleração da gravidade
$h$	Altitude
$k$	Rigidez da estrutura
$m$	Massa da estrutura
$n$	Fator de carga
$n_{max}$	Fator de carga máximo
$n_{pos}$	Fator de carga positivo
$n_{neg}$	Fator de carga negativo
$q$	Pressão dinâmica
$\nu$	Coefficiente de poisson
$w(x)$	Carregamento da asa em função da envergadura

## SUMÁRIO

<b>1 INTRODUÇÃO</b>	<b>15</b>
1.1 COMPETIÇÃO SAE AERODESIGN	15
1.2 EQUIPE ABUTRES AERODESIGN	16
1.3 OBJETIVOS	16
<b>2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b>	<b>17</b>
2.1 AS FASES DO PROJETO AERONÁUTICO	17
2.1.1 Projeto Conceitual	18
2.1.2 Projeto Preliminar	18
2.1.3 Projeto Detalhado	18
2.2 ESTRUTURAS DE AERONAVES	19
2.2.1 Fuselagem	20
2.2.2 Empenagem	20
2.2.3 Superfícies de controle	21
2.2.4 Trem de pouso	22
2.2.5 Asas	22
2.3 CARGAS ATUANTES EM UMA AERONAVE	23
2.4 ETAPAS PARA O CÁLCULO DE CARGAS	24
2.5 CARGAS ATUANTES NAS ASAS	25
2.6 ENVELOPE DE VOO	26
2.6.1 Fator de carga	27
2.6.2 Diagrama $V-n$ de manobra	28
2.6.3 Diagrama $V-n$ de rajada	30
2.6.4 Diagrama $V-n$ combinado	32
2.7 DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO	32
2.7.1 Método de Schrenk	34
2.7.1.1 Distribuição de sustentação ao longo da envergadura em uma asa não elíptica	34
2.7.1.2 Distribuição de sustentação ao longo da envergadura de uma asa elíptica	35
2.8 ESFORÇOS INTERNOS	36
2.8.1 Projeto de vigas	37
2.8.2 Relação entre carga distribuída, momento fletor e esforço cortante	37
2.9 TREM DE POUSO	39
2.9.1 Projeto do trem de pouso	39
2.9.1.1 Configuração do Trem de pouso	40
2.9.1.2 Altura do Trem de pouso	41
2.9.1.3 Distância entre rodas: <i>Wheel Base</i> e <i>Wheel Track</i>	42
2.9.1.4 Distância do CG: $B_m$ e $B_n$	43
2.9.1.5 Requisito de rotação de decolagem	44
2.9.1.6 Ângulo de capotamento	45
2.10 CARGAS ATUANTES NO TREM DE POUSO	46
2.10.1 Pouso nivelado em três rodas	47
2.10.2 Pouso em duas rodas do trem de pouso principal	48
2.10.3 Pouso em uma das rodas do trem de pouso principal	48
2.11 CRITÉRIOS DE FALHA PARA MATERIAIS ANISOTRÓPICOS	48

2.11.1 Critério de Hill .....	49
2.11.2 Critério de Hoffman .....	49
2.11.3 Critério de Tsai-Wu .....	49
2.12 MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS .....	50
2.12.1 Tipos de elementos .....	52
2.13 ANÁLISE LINEAR ESTÁTICA .....	55
2.14 ANÁLISE MODAL .....	56
2.15 ANÁLISE LINEAR DE FLAMBAGEM .....	57
<b>3 METODOLOGIA .....</b>	<b>59</b>
3.1 LEVANTAMENTO DE CARGAS E ESFORÇOS ATUANTES .....	60
3.1.1 Diagrama $V-n$ de manobra .....	60
3.1.2 Diagrama $V-n$ de rajada .....	61
3.1.3 Diagrama $V-n$ combinado .....	62
3.1.4 Distribuição de sustentação ao longo da asa .....	63
3.1.5 Esforços internos .....	65
3.2 PROJETO DO TREM DE POUSO .....	67
3.2.1 Configuração do Trem de pouso .....	67
3.2.2 Arranjo geométrico do Trem de pouso .....	68
3.2.3 Distribuição de carga .....	68
3.2.4 Requisito de rotação de decolagem .....	69
3.2.5 Ângulos de capotamento .....	69
3.3 CARGAS NO TREM DE POUSO .....	70
3.4 MATERIAIS UTILIZADOS .....	70
3.5 DETALHAMENTO ESTRUTURAL .....	71
3.5.1 Longarinas .....	72
3.5.1.1 Longarina principal .....	72
3.5.1.2 Longarinas auxiliares .....	73
3.5.2 Nervuras simples .....	73
3.5.3 Nervuras duplas .....	73
3.5.4 Nervuras laminadas .....	73
3.5.5 Chapeamento .....	73
3.6 PROJETO DA ASA .....	74
3.6.1 Modelo MEF .....	75
3.6.1.1 Verificação da malha por teste de convergência .....	75
3.6.2 Condições de contorno .....	77
3.6.3 Validação da estrutura .....	78
<b>4 RESULTADOS .....</b>	<b>79</b>
4.1 ANÁLISE DE CARGAS EM VOO .....	79
4.2 CARGAS ORIUNDAS DO POUSO DA AERONAVE .....	82
4.3 ANÁLISE DE RESULTADOS .....	88
<b>5 CONSIDERAÇÕES FINAIS .....</b>	<b>89</b>
<b>REFERÊNCIAS .....</b>	<b>90</b>
<b>Anexo A – ALGORITMO MATLAB (DIAGRAMA <math>V - n</math>) .....</b>	<b>92</b>
<b>Anexo B – ALGORITMO MATLAB (SCHRENK/ESFORÇOS INTERNOS) .....</b>	<b>94</b>
<b>Anexo C – ALGORITMO MATLAB (CARGAS NO TREM DE POUSO) .....</b>	<b>97</b>
<b>Anexo D – PLANTA - 3 VISTAS (FORMATO AERONÁUTICO) .....</b>	<b>98</b>
<b>Anexo E – PLANTA - DETALHAMENTO ESTRUTURAL DA ASA .....</b>	<b>99</b>
<b>Anexo F – PLANTA - COMPARTIMENTO DE CARGA E TREM DE POUSO ....</b>	<b>100</b>

# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 COMPETIÇÃO SAE AERODESIGN

Desde 1999, a SAE Brasil promove anualmente a SAE Brasil Aerodesign com o principal objetivo de contribuir com a formação profissional dos participantes, tanto na área técnica como nos aspectos organizacionais.

A SAE Brasil Aerodesign é uma competição onde às equipes podem realizar aplicações práticas do conhecimento de Engenharia Aeronáutica por meio do envolvimento com um caso real de desenvolvimento de projeto aeronáutico, desde sua concepção, projeto detalhado, construção e testes.

A cada edição da competição, o regulamento que a rege sofre alterações realizadas pela comissão técnica, e cabe as equipes a adequação ao mesmo. Quando o regulamento tem uma grande alteração a equipe é apresentada a novos desafios multidisciplinares que serão analisados e servirão como ponto de partida para as decisões tomadas para o projeto da nova aeronave. O desempenho das equipes na competição é avaliado em duas etapas, a primeira etapa consiste na avaliação dos relatórios de projeto onde são descritas as metodologias empregadas no desenvolvimento da aeronave, a segunda etapa é a competição de voo.

A competição é dividida em três categorias, Micro, Regular e Advanced, cada uma com um tipo de missão para a aeronave a ser projetada. Na categoria regular as aeronaves devem ser capazes de levar em voo a maior carga possível e realizar o pouso com segurança, dessa forma, é preciso prezar pela eficiência estrutural da aeronave, para que, com um menor peso vazio da aeronave, seja possível levar uma maior carga paga.

No desenvolvimento de novos projetos aeronáuticos, ou em alterações de projetos já consolidados, existem normativas que precisam ser atendidas. A competição SAE Brasil Aerodesign não exige que sejam seguidas normas específicas, mas, apesar disso, as aeronaves projetadas pelas equipes geralmente se apoiam em normas, como a *Federal Aviation Regulations (FAR) - Part 23*, realizando adaptações para o caso do aerodesign quando necessário.

## 1.2 EQUIPE ABUTRES AERODESIGN

A equipe Abutres Aerodesign é composta por alunos de graduação em Engenharia da UTFPR Campus Cornélio Procópio e participa da SAE Brasil Aerodesign na classe Regular. A equipe busca cada vez mais estruturar os conhecimentos desenvolvidos por seus membros e auxiliar em seu crescimento pessoal e profissional durante a graduação, para então, juntos, alcançar cada vez uma melhor posição na competição. A Fig. 1 apresenta a identidade visual da equipe Abutres Aerodesign.

**Figura 1: Identidade visual da equipe Abutres Aerodesign.**



**Fonte: (ABUTRES AERODESIGN, 2021).**

## 1.3 OBJETIVOS

Um dos fatores dificultantes enfrentados pelas equipes participantes das competições, promovidas pela SAE, é a retenção e documentação do conhecimento desenvolvido por seus integrantes durante seu percurso na equipe durante a graduação. Este trabalho tem por objetivo detalhar o projeto estrutural da asa da aeronave Bodão Monstruoso, projetada pela equipe para a participação da competição SAE Brasil Aerodesign 2021, e auxiliar os atuais e futuros membros no desenvolvimento de novos projetos.

A Fig. 2 apresenta a aeronave projetada pela equipe Abutres Aerodesign para a competição SAE Aerodesign do ano de 2021.

**Figura 2: Aeronave Bodão Monstruoso - Projeto 2021.**



**Fonte: (ABUTRES AERODESIGN, 2021).**

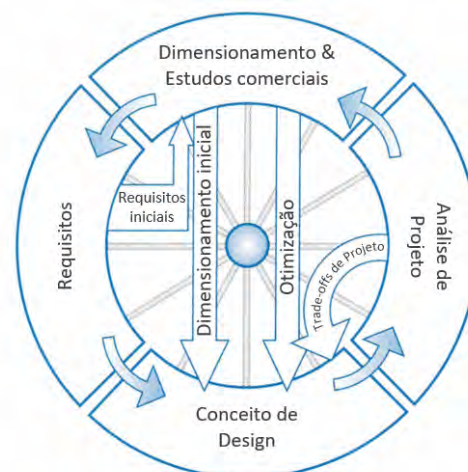
## 2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo são apresentados os conceitos teóricos que darão suporte para o entendimento do trabalho desenvolvido. Inicialmente, é feita uma introdução sobre os conceitos básicos relacionados à uma aeronave, seus principais componentes, os carregamentos envolvidos, os materiais utilizados na construção, simulação pelo método de elementos finitos e critérios de falha. Os tópicos aqui apresentados estão todos relacionados às áreas de análise e projeto estrutural.

### 2.1 AS FASES DO PROJETO AERONÁUTICO

De acordo com Raymer (1992), o projeto de aeronave é um esforço iterativo. Os requisitos são levantados através de estudos para que seja alcançado o escopo à qual o projeto se propõe, sendo que novos conceitos são desenvolvidos de modo a atender esses requisitos. O processo de análise de projeto pode trazer novos conceitos e tecnologias, fazendo com que todo o processo se inicie outra vez. Dessa forma, todas as etapas são executadas em paralelo e são de grande importância na concepção de uma nova aeronave. Tal conjunto de processos pode ser visualizado na Fig. 3.

**Figura 3: O ciclo do projeto aeronáutico.**



Fonte: Adaptado de (RAYMER, 1992).

O projeto de uma aeronave pode ser dividido em três fases principais: o projeto conceitual, o projeto preliminar e o projeto detalhado.

### 2.1.1 PROJETO CONCEITUAL

Na fase de projeto conceitual, questões sobre o arranjo, tamanho, peso e desempenho são discutidas.

Nesta etapa é verificada a possibilidade de construção de uma aeronave que atenda aos requisitos de projeto, e para cada problema encontrado ou possibilidade de otimização verificada é realizado um novo estudo em cima da nova aeronave com seus novos requisitos, visando obter a configuração ideal.

O resultado desta fase é um esboço contendo as principais dimensões da aeronave, a configuração da asa, fuselagem e empenagem. Além disto, durante estas análises, é calculada uma estimativa inicial para custo do projeto.

### 2.1.2 PROJETO PRELIMINAR

No projeto preliminar, o esboço da aeronave e suas principais dimensões já estão determinadas. É nesta etapa que as mudanças são congeladas e a configuração da aeronave é completamente definida.

Nesta fase, o setor de Estruturas tem como objetivo a definição da geometria estrutural dos componentes realizando-se as análises estruturais e ensaios a fim de validar o que foi proposto na fase conceitual.

O resultado desta fase é a configuração final da aeronave, onde deve-se garantir que a mesma pode ser produzida dentro de determinados prazos e custos.

### 2.1.3 PROJETO DETALHADO

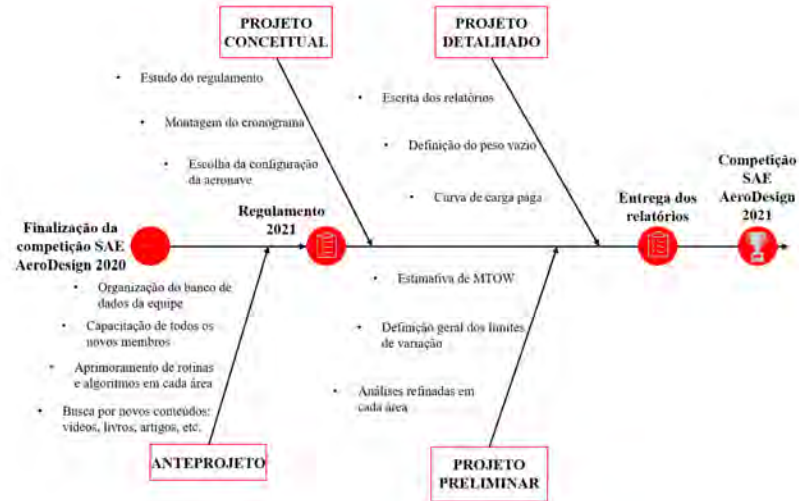
Com a aeronave definida, é iniciado o estudo sobre a manufatura dos componentes projetados e a aquisição dos demais itens necessários à sua fabricação.

Ainda nesta etapa, são intensificados os testes em grandes componentes, como o trem de pouso, asa, etc. Além disso, a estimativa de peso e desempenho final é determinada. Esta etapa tem como resultado a definição do processo de fabricação da aeronave.

A Fig. 4 apresenta as fases executadas no desenvolvimento do projeto de 2021. Algu-

mas etapas não foram executadas devido à pandemia ocorrida no ano do projeto.

**Figura 4: Diagrama Espinha de Peixe – Evolução do Projeto 2021.**

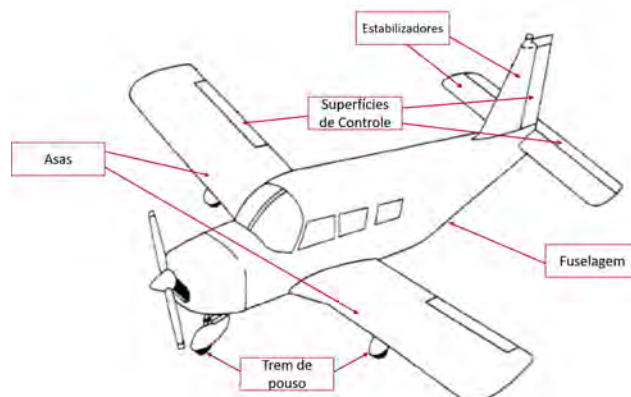


Fonte: Autoria própria.

## 2.2 ESTRUTURAS DE AERONAVES

Segundo Rodrigues (2014b), a estrutura de uma aeronave de asa fixa pode ser dividida em cinco partes principais: fuselagem, estabilizadores, superfícies de controle, trem de pouso e as asas. Na Fig. 5 são apresentados os principais componentes estruturais de uma aeronave monomotora à hélice.

**Figura 5: Principais estruturas de uma aeronave de asa fixa.**



Fonte: Adaptado de (RODRIGUES, 2014b).

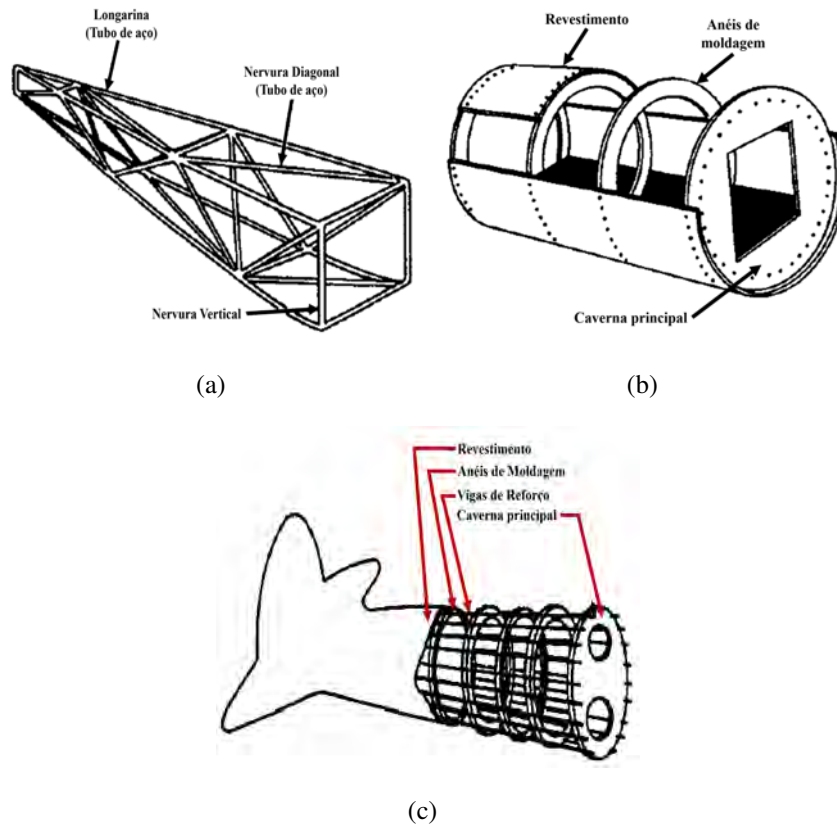
Cada estrutura da aeronave sofre um tipo distinto de esforço que também podem aparecer de forma combinada, como as asas, que sofrem esforços de flexão e de torção simultaneamente.

### 2.2.1 FUSELAGEM

A fuselagem é o corpo da aeronave e é responsável por prover espaço para a carga, passageiros, equipamentos e outros componentes. Há no geral, três formas de construção para a fuselagem, sendo elas apresentadas na Fig. 6: o tipo treliça, Fig. 6.a, monocoque, Fig. 6.b, e semi-monocoque, Fig. 6.c.

A fuselagem de uma aeronave moderna utiliza a estrutura do tipo semi-monocoque devido a sua resistência proporcionada pelos reforçadores, enquanto uma fuselagem do tipo monocoque é um tubo de paredes finas, e portanto, é menos resistente à compressão e ao cisalhamento (NIU, 1999).

**Figura 6: Estruturas típicas de fuselagens.**



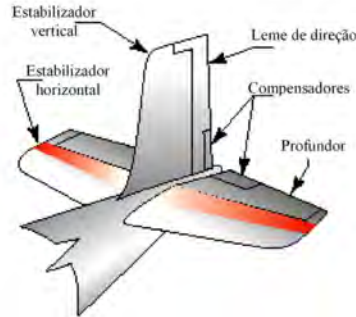
Fonte: Adaptado de (RODRIGUES, 2014b).

### 2.2.2 EMPENAGEM

Segundo Rodrigues (2014b), a tensão em uma empenagem se comporta essencialmente como em uma asa, transmitindo as cargas de flexão, torção e cisalhamento de um membro estrutural para o outro. Parte da tensão é absorvida por cada membro, e eventualmente alcançam a longarina.

Tipicamente, como apresentado na Fig.7, uma empenagem é composta pelo cone de cauda, pelas superfícies fixas, responsáveis por estabilizar a aeronave, e pelas superfícies móveis, que direcionam o voo da aeronave (RODRIGUES, 2014b).

**Figura 7: Empenagem típica de uma aeronave.**

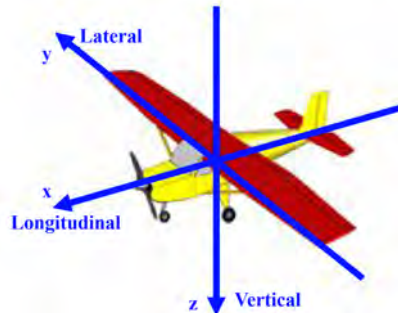


**Fonte: (RODRIGUES, 2014a).**

### 2.2.3 SUPERFÍCIES DE CONTROLE

As superfícies de controle destacadas na Fig. 9 são responsáveis pelos movimentos da aeronave, como rolagem, arfagem e guinada, que são, respectivamente, movimentos de rotação em torno dos eixos longitudinal, lateral e vertical apresentados na Fig. 8.

**Figura 8: Nomenclatura dos eixos de uma aeronave.**



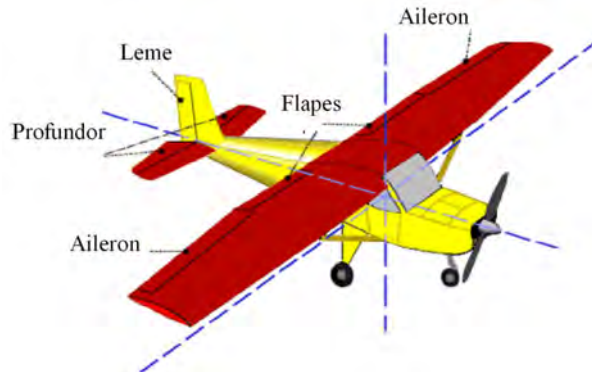
**Fonte: (RODRIGUES, 2014a).**

O aileron é um dispositivo localizado no bordo de fuga e nas extremidades das asas. Os comandos do aileron são invertidos, enquanto um deflete para cima, o outro deflete para baixo, gerando uma diferença de sustentação nas asas, o que faz com que a aeronave execute o movimento de rolagem (RODRIGUES, 2014a).

O profundor é a superfície móvel localizada no estabilizador horizontal da aeronave. Quando defletido, aumenta ou diminui a sustentação do estabilizador, gerando um momento em torno do *CG* da aeronave, o que faz com que a aeronave abaixe ou levante o nariz, executando o movimento de arfagem (RODRIGUES, 2014a).

O leme de direção, localizado no estabilizador vertical, quando defletido para a direita ou esquerda, faz com que o nariz da aeronave seja deslocado para o mesmo sentido do movimento, executando o movimento de guinada (RODRIGUES, 2014a).

**Figura 9: Superfícies de controle de uma aeronave.**



**Fonte: (RODRIGUES, 2014a).**

#### 2.2.4 TREM DE POUSO

O trem de pouso é responsável por apoiar o avião e pelas manobras em solo, como taxiamento, decolagem e pouso. No geral, o trem de pouso possui rodas como nos modelos apresentados na Fig. 10, mas há casos como helicópteros que fazem uso de esquis, e hidroaviões que utilizam flutuadores (RODRIGUES, 2014a).

**Figura 10: Exemplos de Trem de pouso.**



(a)

(b)

**Fonte: (RODRIGUES, 2014a).**

#### 2.2.5 ASAS

Segundo Rodrigues (2014a), as asas são superfícies sustentadoras unidas a cada lado da fuselagem e são os componentes fundamentais que suportam o avião no voo. Existem diversos projetos, tamanhos e formas de asas utilizadas no processo de desenvolvimento de aeronaves, e cada modelo deve ser utilizado de acordo com a missão da aeronave.

No tipo mais comum de estrutura de asa, apresentada na Fig. 11, a asa entelada, os principais elementos estruturais são as nervuras, a longarina, o bordo de ataque e o bordo de fuga.

**Figura 11: Estrutura típica de uma asa entelada.**



**Fonte: Adaptado de (RODRIGUES, 2014a).**

As nervuras são responsáveis por transmitir o esforços aerodinâmicos do revestimento para a longarina e por dar ao revestimento o formato aerodinâmico necessário para que a sustentação da asa seja estabelecida. A longarina, por sua vez, recebe as cargas transmitidas pelas nervuras, e é responsável por suportar os esforços de cisalhamento, flexão e torção da asa. O bordo de ataque representa a seção dianteira da asa, é a primeira parte da asa que entra em contato com o ar, e o bordo de fuga, a seção traseira, é responsável pelo alojamento das superfícies de controle (RODRIGUES, 2014a).

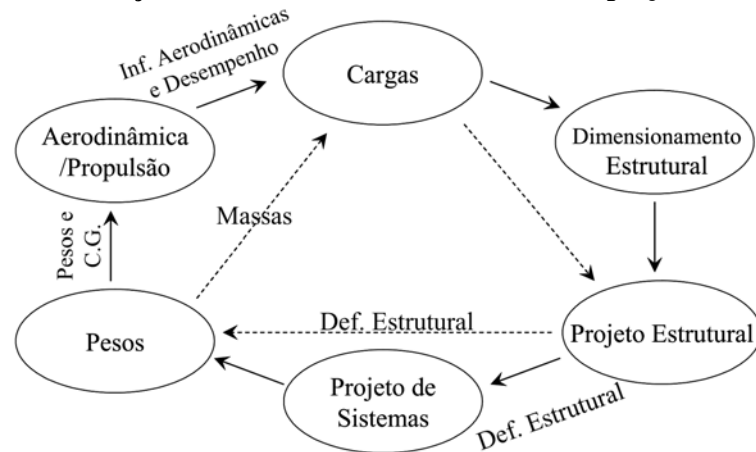
### 2.3 CARGAS ATUANTES EM UMA AERONAVE

Para a obtenção de uma aeronave com alta relação entre a carga paga e o peso vazio, o projeto estrutural deve levar em consideração os requisitos operacionais da mesma e utilizar corretamente os dados de entrada fornecidos por aerodinâmica, desempenho e estabilidade, pois o levantamento correto de cargas nos componentes estruturais permite a obtenção de uma aeronave com alta eficiência estrutural (RODRIGUES, 2014b).

Iscold (2002) menciona que o setor de cargas é o que possui mais interfaces com a execução do desenvolvimento do produto, pois para a determinação dos carregamentos atuantes é necessário o recebimento de entradas das mais diversas áreas, desde setores comerciais até setores técnicos como aerodinâmica, desempenho e estruturas.

Além da necessidade de recebimento de diversos dados de entrada, há também diversas saídas geradas por este setor. O desenvolvimento neste setor inicia já no projeto conceitual, e se estende até o projeto detalhado, onde todos os setores envolvidos trocam informações de maneira iterativa conforme apresentado na Fig. 12 (ISCOLD, 2002).

**Figura 12: Relação entre os setores envolvidos em um projeto aeronáutico.**



**Fonte: (ISCOLD, 2002).**

De acordo com Megson (2007), a estrutura da aeronave é responsável por suportar os carregamentos oriundos do voo, que são impostos à estrutura durante manobras e rajadas, bem como as cargas de solo, que incluem o taxiamento da aeronave e pouso. Além disso, as cargas nas aeronaves podem ser divididas em forças de superfície (pressão aerodinâmica e hidrostática) e forças gravitacionais/inerciais.

As cargas oriundas do voo produzem na estrutura esforços de flexão, cisalhamento e torção, além de cargas de pressão locais e normais impostas à região submetida ao esforço.

## 2.4 ETAPAS PARA O CÁLCULO DE CARGAS

De acordo com Iscold (2002), o cálculo de cargas em uma aeronave se inicia com o levantamento dos fatores de cargas a qual a mesma estará submetida durante sua missão em função de sua velocidade, considerando suas várias condições de voo e regulamentos pertinentes. Essas condições operacionais podem ser relacionadas através dos envelopes de voo.

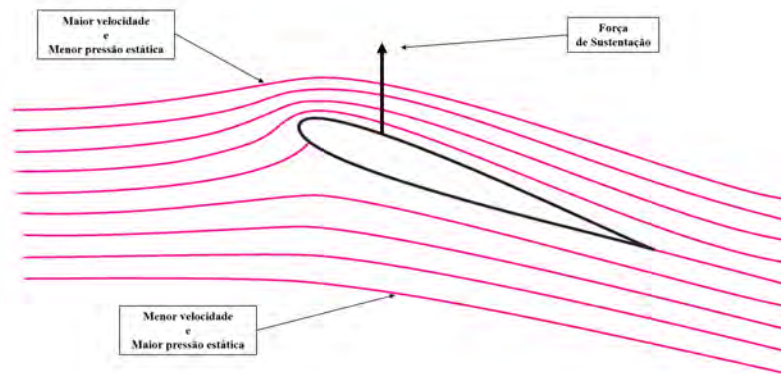
Em posse dos fatores de cargas, levanta-se as cargas atuantes em todos os componentes estruturais da aeronave de acordo com as condições levantadas na etapa anterior, estabelecidas pelos limites dos envelopes de voo. As cargas então levantadas são distribuídas entre os componentes, visando a determinação dos esforços internos atuantes por toda a estrutura.

## 2.5 CARGAS ATUANTES NAS ASAS

A principal função da asa é a geração da força de sustentação ( $L$ ) para se contrapor à força peso da aeronave ( $W$ ). No entanto, esta superfície sustentadora também gera força de arrasto ( $D$ ) e torque de arfagem ( $M_0$ ). O projeto de uma asa deve buscar maximizar a força de sustentação e minimizar as outras duas resultantes (SADRAEY, 2016).

A força de sustentação, como apresentado na Fig. 13, é gerada pela diferença de pressão entre o intradorso e extradorso da asa.

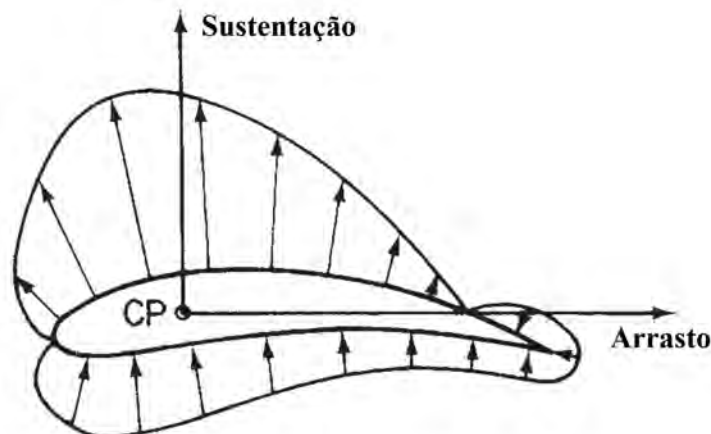
**Figura 13: Variação de velocidade entre o intradorso e extradorso do perfil.**



Fonte: Adaptado de (WHITE, 2011).

As forças de arrasto e sustentação atuam através de um campo de pressão (Fig. 14) que varia ao longo da corda do perfil. O ponto central afetado por estes carregamentos é o centro de pressão ( $CP$ ) de um perfil aerodinâmico.

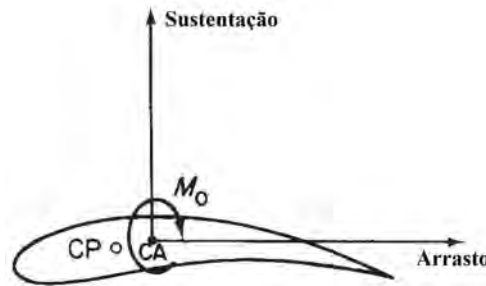
**Figura 14: Distribuição de pressão ao redor de um aerofólio.**



Fonte: Adaptado de (MEGSON, 2007).

O  $CP$  varia de acordo com a velocidade da aeronave e com a velocidade e incidência do vento. Portanto, como simplificação, o centro aerodinâmico ( $CA$ ) pode ser utilizado como ponto de referência para atuação dos dois carregamentos citados (Fig. 15), com a adição de um momento constante (MEGSON, 2007).

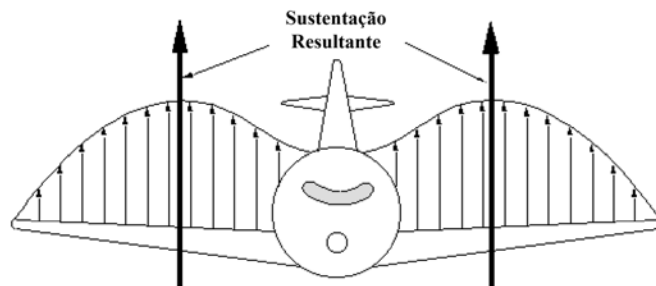
**Figura 15: Transferência das cargas de arrasto e sustentação para o  $CA$ .**



Fonte: Adaptado de (MEGSON, 2007).

Além da variação do campo de pressão ao longo da corda do perfil, há também uma variação na distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa como apresentado na Fig. 16.

**Figura 16: Distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa.**



Fonte: Adaptado de (RODRIGUES, 2014b).

## 2.6 ENVELOPE DE VOO

De acordo com Sadraey (2016), um envelope de voo é definido como as fronteiras que compõem o regime de voo a qual uma aeronave estará submetida. Este regime inclui todas as configurações experimentadas por uma aeronave durante a sua missão, bem como a sua faixa de velocidades, altitudes, pesos, centros de gravidade, entre outros.

Este regime é moldado pela aerodinâmica, propulsão, estrutura e dinâmica de aeronaves. Existem vários tipos de envelopes de voo, onde um parâmetro está em função de outro. Os quatro principais envelopes de voos durante o projeto de uma aeronave são:

1. Diagrama de variações do coeficiente de sustentação da aeronave em função do número de Mach ( $Cl = f(M)$ );
2. Diagrama da variação da velocidade do vento em relação à altitude ( $V-h$ );
3. Diagrama de variação do centro de gravidade em função do peso da aeronave ( $X_{cg} - W$ );
4. Diagrama de variação do fator de carga em função da velocidade ( $V-n$ ).

O diagrama  $V-n$  apresenta uma maneira gráfica para se averiguar as limitações estruturais de uma aeronave em função da velocidade de voo ( $V$ ) e fator de carga ( $n$ ) a qual o avião está submetido (RODRIGUES, 2014b).

Os fatores de cargas que uma aeronave experimenta durante sua missão podem ser oriundos de manobras ou rajadas (turbulências) (ISCOLD, 2002).

Para o projeto estrutural, este diagrama é de extrema importância, pois através do mesmo é possível obter o máximo fator de carga a qual uma aeronave estará submetida durante toda sua missão. A aeronave deve ser projetada para atuar com segurança para o caso mais crítico averiguado dentro deste envelope.

O diagrama  $V-n$  se trata de uma combinação dos seguintes diagramas:

1. Diagrama  $V-n$  para cargas de manobras;
2. Diagrama  $V-n$  para cargas de rajadas.

O diagrama  $V-n$  típico de uma aeronave, é na verdade, uma combinação dos dois diagramas citados acima (SADRAEY, 2016).

### 2.6.1 FATOR DE CARGA

O fator de carga a qual uma aeronave está submetida é representada pela relação entre a força de sustentação gerada e peso total de decolagem da aeronave, conforme demonstrado na Eq. 1.

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

De acordo com Rodrigues (2014a), durante o projeto estrutural da aeronave, dois fatores de carga devem ser considerados: o fator de carga limite e o fator de carga último.

O fator de carga limite é associado com a deformação permanente de uma aeronave durante sua missão. Caso seja atingido, a estrutura passará a deformar fora do regime elástico. Já o fator de carga último é associado com a falha estrutural, representando a ruptura de componentes.

Na tabela 1, Raymer (1992) propõe valores de fatores de cargas de acordo com o modelo e aplicação da aeronave:

**Tabela 1: Fator de carga em função do modelo e aplicação da aeronave.**

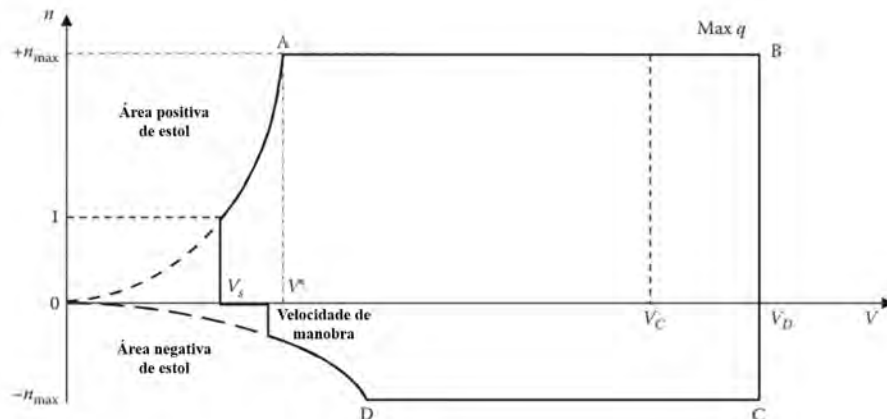
Modelo e Aplicação	$n_{pos}$	$n_{neg}$
Aviação geral - Normal	$2,5 \leq n \leq 3,8$	$-1,5 \leq n \leq -1$
Aviação geral - Utilitário	4,4	-1,8
Aviação geral - Acrobático	6	-3
<i>Homebuilt</i>	5	-2
Transporte	$3 \leq n \leq 4$	$-2 \leq n \leq -1$
Bombardeiro estratégico	3	-1
Bombardeiro tático	4	-2
Avião de combate	$6,5 \leq n \leq 9$	$-6 \leq n \leq -3$

Fonte: (RAYMER, 1992).

## 2.6.2 DIAGRAMA $V-n$ DE MANOBRA

O diagrama  $V-n$ , apresentado na Fig. 17, indica os limites de fator de carga para que a aeronave não sofra deformações estruturais. O diagrama  $V-n$  de manobra não considera as cargas oriundas da turbulência que uma aeronave pode experimentar durante sua missão, ou seja, não é utilizada a carga de rajada durante a sua confecção.

**Figura 17: Exemplo de diagrama  $V-n$  de manobra.**



Fonte: Adaptado de (SADRAEY, 2016).

As fronteiras superiores e inferiores representam os fatores de cargas máximos positivos e negativos permitidos. A fronteira à direita representa a velocidade máxima alcançada pela aeronave durante sua missão, caracterizada pela velocidade de mergulho. As duas curvas ao lado esquerdo se referem ao fator de carga correspondente para as velocidades menores que a velocidade de manobra da aeronave, onde a mesma atinge seu máximo fator de carga na velocidade de manobra.

A curva à esquerda é dada pela expressão da Eq. 2:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot W \cdot n}{\rho \cdot S \cdot C_{L\max}}} \quad (2)$$

Onde  $V$  é a velocidade da aeronave,  $W$  é o peso total de decolagem,  $\rho$  a densidade do ar,  $S$  a área alar e  $C_{L\max}$  o coeficiente de sustentação máximo.

Reescrevendo a Eq. 2 é possível calcular o valor de  $n$  para cada velocidade como mostra a Eq. 3:

$$n = \frac{V^2 \cdot \rho \cdot S \cdot C_{L\max}}{2 \cdot W} \quad (3)$$

Para a curva esquerda inferior, tem-se, de acordo com a Eq. 4:

$$n = \frac{V^2 \cdot \rho \cdot S \cdot C_{L\min}}{2 \cdot W} \quad (4)$$

A velocidade limite para a curva superior diz respeito à velocidade de manobra  $V^*$ . Tal velocidade pode ser calculada através da Eq. 5:

$$V^* = \sqrt{\frac{2 \cdot W \cdot n_{\max}}{\rho \cdot S \cdot C_{L\max}}} \quad (5)$$

Já o limite à direita do diagrama é delimitado pela velocidade de mergulho  $V_D$ , onde de acordo com Rodrigues (2014a), deve ser calculado como na Eq. 6:

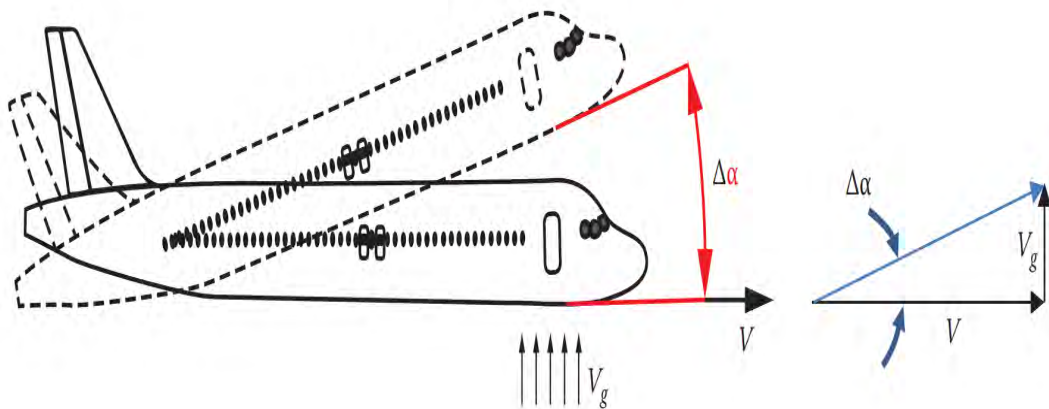
$$V_D = 1,25 \cdot V_{\max} \quad (6)$$

### 2.6.3 DIAGRAMA $V-n$ DE RAJADA

Durante sua missão, a aeronave pode vir a sofrer cargas oriundas de rajadas de vento. As cargas que uma aeronave experimenta quando se depara com rajadas de vento não podem exceder o limite de carga admissível. Portanto, faz-se necessário a confecção de um diagrama que contenha os fatores de carga a qual uma aeronave será sujeita quando submetida à rajadas de vento (SADRAEY, 2016).

O efeito de uma rajada em uma aeronave, conforme mostrado na Fig. 18, é o aumento ou a diminuição de seu ângulo de ataque.

**Figura 18: Efeito de uma rajada ascendente no ângulo de ataque de uma aeronave.**



**Fonte: (SADRAEY, 2013).**

O incremento instantâneo no ângulo de ataque de uma aeronave pode ser modelado como na Eq. 7:

$$\Delta\alpha = \tan^{-1} \left( \frac{V_g}{V} \right) \quad (7)$$

Onde  $V_g$  é a velocidade de rajada de vento a qual a aeronave está submetida e  $V$  é a velocidade de operação da mesma.

A velocidade de rajada é muito menor que a velocidade de operação de uma aeronave, portanto, a equação pode ser reescrita como a aproximação apresentada na Eq. 8:

$$\Delta\alpha \approx \left( \frac{V_g}{V} \right) \quad (rad) \quad (8)$$

Qualquer variação no ângulo de ataque de uma aeronave pode incrementar seu coeficiente de sustentação. Portanto, como mostrado na Eq. 9, tem-se:

$$\Delta C_L = C_{L\alpha} \cdot \Delta\alpha \quad (9)$$

A variação do coeficiente de sustentação ocasiona um aumento na sustentação da aeronave, sendo esta variação de sustentação, conforme a Eq. 10, dada por:

$$\Delta L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot \Delta C_L \quad (10)$$

Por fim, tem-se que a variação de sustentação induz assim um acréscimo no fator de carga da aeronave, como na Eq. 11, representado por:

$$\Delta n = \frac{\Delta L}{W} \quad (11)$$

O fator de carga devido à rajada pode ser calculado como na Eq. 12, segundo os requisitos da JAR-VLA (2004):

$$n = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V \cdot a \cdot K_g \cdot V_g \cdot S}{W} \quad (12)$$

Onde  $a$  é a variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque e  $K_g$  é o fator de alívio de rajada, dado pela Eq. 13:

$$K_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} \quad (13)$$

Sendo  $\mu_g$  o fator de massa da aeronave dado pela Eq. 14:

$$\mu_g = \frac{2 \cdot MTOW}{\rho \cdot \bar{c} \cdot a \cdot S} \quad (14)$$

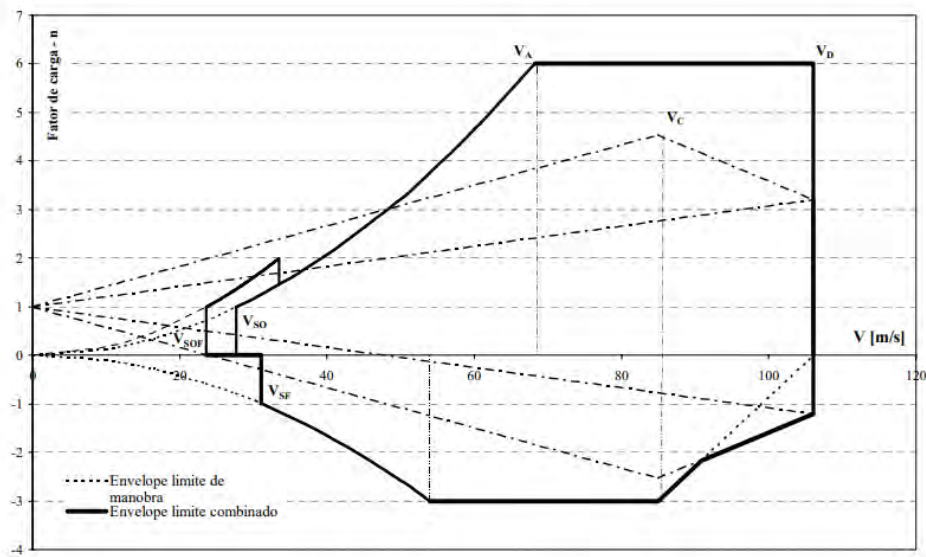
Onde  $MTOW$  é a massa total da aeronave durante a decolagem e  $\bar{c}$  é a corda média aerodinâmica.

Calcula-se, portanto, o fator de carga da aeronave considerando rajadas de vento quando sujeitas à velocidade de cruzeiro e velocidade de mergulho.

### 2.6.4 DIAGRAMA $V-n$ COMBINADO

Para o projeto estrutural é utilizado o diagrama  $V-n$  combinado, representado pela sobreposição do diagrama  $V-n$  de manobra com o diagrama  $V-n$  de rajada como na Fig. 19. Esta sobreposição é aplicada para averiguar qual é o maior fator de carga da aeronave durante toda a sua missão, considerando todo o seu regime de voo.

**Figura 19: Exemplo de diagrama  $V-n$  combinado.**



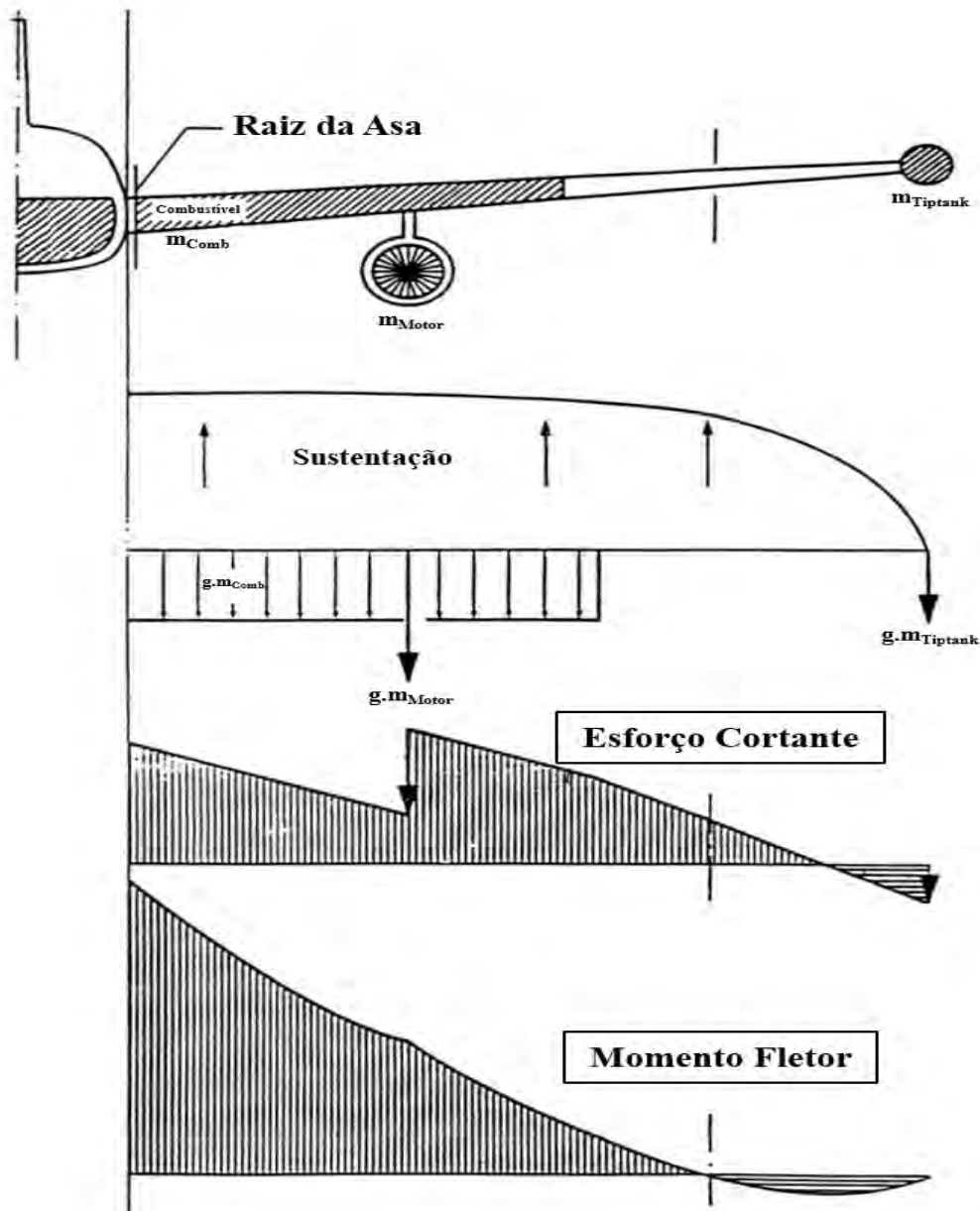
Fonte: (ISCOLD, 2002).

### 2.7 DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO

A distribuição da carga de sustentação ao longo da envergadura de uma asa é de extrema importância para o cálculo de cargas que atuam sobre esta estrutura, e por consequência, para seu projeto estrutural.

A forma como a carga é distribuída ao longo da envergadura da asa, como o exemplo da Fig. 20, determinará os esforços internos atuantes a qual estará submetida (ISCOLD, 2002).

Figura 20: Exemplo do cálculo de cargas distribuídas sobre uma asa.



Fonte: Adaptado de (ISCOLD, 2002).

Para levantamento destas informações, segundo Rodrigues (2014b), é possível utilizar métodos como simulações CFD, métodos dos painéis ou métodos empíricos. Os métodos empíricos buscam aproximar a distribuição de sustentação ao longo da envergadura para um formato elíptico devido ao fato das aeronaves, conforme ilustrado na Fig. 21, apresentarem a distribuição de sustentação em tal formato.

**Figura 21: Distribuição de sustentação no sentido da envergadura.**



**Fonte: (TORENBEEK, 2009).**

### 2.7.1 MÉTODO DE SCHRENK

Um dos métodos utilizados para este cálculo é o método de Schrenk, onde o mesmo aproxima a distribuição da asa analisada pela média entre a distribuição da asa do modelo e uma asa elíptica. Tal média é utilizada para aproximar a distribuição do modelo para uma distribuição elíptica. Portanto, a distribuição pelo método de Schrenk é dada pela Eq. 15:

$$L(y)_{MS} = \frac{L(y)_M + L(y)_E}{2} \quad (15)$$

Onde  $y$  é o vetor de posições da envergadura, em metros.  $L(y)_M$  é a distribuição de sustentação para a asa analisada,  $L(y)_E$  a distribuição para uma asa elíptica e  $L(y)_{MS}$  a aproximação da distribuição pelo método de Schrenk, em  $N/m$ .

#### 2.7.1.1 DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO AO LONGO DA ENVERGADURA EM UMA ASA NÃO ELÍPTICA

A distribuição de sustentação ao longo da envergadura  $L(y)_M$  é dada pela Eq. 16:

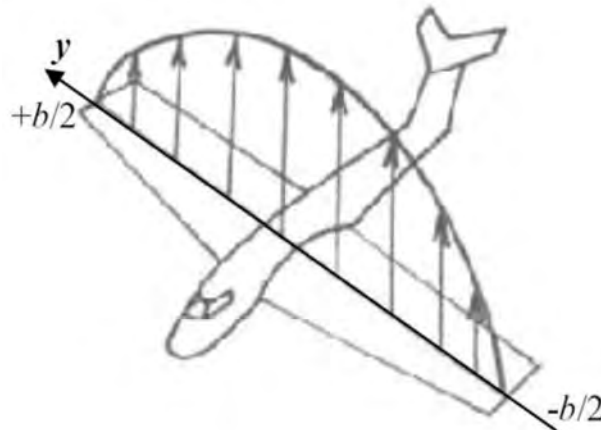
$$L(y)_M = \frac{L \cdot c(y)}{S} \quad (16)$$

Onde  $c(y)$  é a corda da asa em função de sua envergadura.

### 2.7.1.2 DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO AO LONGO DA ENVERGADURA DE UMA ASA ELÍPTICA

A distribuição elíptica de sustentação é representada pela linha sustentadora de Prandtl, como ilustrado na Fig. 22, e é aplicável para asas com forma elíptica (RODRIGUES, 2014b).

**Figura 22: Distribuição elíptica de sustentação.**



**Fonte: (RODRIGUES, 2014a).**

O teorema de Kutta-Joukowski, apresentado na Eq. 17, afirma que a sustentação por unidade de envergadura é diretamente proporcional à circulação  $\Gamma$  (ANDERSON JR., 1989).

$$L(y) = \rho \cdot V \cdot \Gamma(y) \quad (17)$$

A circulação ao longo da envergadura da asa  $\Gamma(y)$  pode ser calculada pela Eq. 18:

$$\Gamma(y) = \Gamma_0 \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2 \cdot y}{b}\right)^2} \quad (18)$$

Onde  $\Gamma_0$  é a circulação no ponto médio da asa, dada pela Eq. 19:

$$\Gamma_0 = \frac{4 \cdot L}{\rho \cdot V \cdot b \cdot \pi} \quad (19)$$

Portanto, substituindo a Eq. 19 na Eq. 18 e, posteriormente substituindo na Eq. 17, temos que a distribuição de sustentação em uma asa elíptica é dada pela Eq. 20:

$$L(y)_E = \frac{4 \cdot L}{b \cdot \pi} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2 \cdot y}{b}\right)^2} \quad (20)$$

Onde  $L$  é a sustentação máxima ( $N$ ), e deve ser obtida ao se analisar a situação crítica por todo o diagrama  $V-n$ . Portanto, tem-se que  $L$  é dado pela Eq. 21:

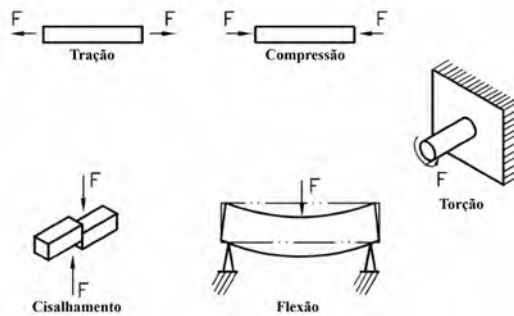
$$L = W \cdot n_{max} \quad (21)$$

Sendo  $n_{max}$  o maior fator de carga encontrado por todo o envelope de voo.

## 2.8 ESFORÇOS INTERNOS

De acordo com Rodrigues (2014b), os principais tipos de esforços, apresentados na Fig. 23, a qual os componentes estruturais de uma aeronave estão submetidos são a tração, compressão, cisalhamento, torção e flexão.

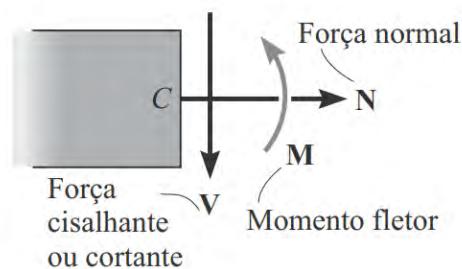
**Figura 23: Principais tipos de esforços que atuam em uma aeronave.**



Fonte: Adaptado de (RODRIGUES, 2014b).

Como apresentado na Fig. 24, dada uma carga atuante em um determinado membro estrutural, a componente que atua perpendicularmente à seção transversal é conhecida como força normal e tem como esforço interno resultante o esforço cortante, responsável por contrabalancear esta força, evitando desta forma a translação relativa entre dois segmentos. Já o esforço interno responsável por evitar que haja a rotação relativa é o momento fletor.

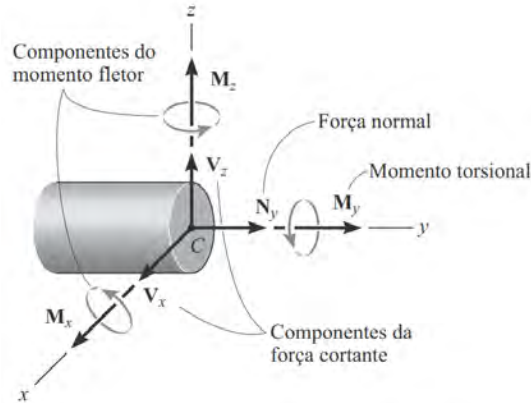
**Figura 24: Representação dos esforços atuantes em um membro estrutural.**



Fonte: (HIBBELER, 2011).

Para uma análise tridimensional, como na Fig. 25, o momento torsional aparece como um esforço interno responsável por evitar a rotação relativa entre dois segmentos de um membro em torno de seu próprio eixo.

**Figura 25: Representação dos esforços internos em três dimensões.**



**Fonte: (HIBBELER, 2011).**

### 2.8.1 PROJETO DE VIGAS

Uma viga é projetada para suportar carregamentos aplicados perpendicularmente ao seu eixo longitudinal (HIBBELER, 2010). A longarina de uma asa resistindo aos esforços de sustentação se comporta como uma viga engastada.

Por conta dos carregamentos a qual este tipo de estrutura é submetido, faz-se necessário durante o projeto destes componentes estruturais o levantamento do momento fletor e esforços cortante máximo atuante. Para isto, é necessário a representação dos gráficos denominados diagramas de força cortante e momento fletor (HIBBELER, 2010).

### 2.8.2 RELAÇÃO ENTRE CARGA DISTRIBUÍDA, MOMENTO FLETOR E ESFORÇO CORTANTE

Dada uma carga distribuída conhecida  $w(x)$ , é possível obter os diagramas de esforço cortante e momento fletor através de relações diferenciais. Portanto, para a obtenção do esforço cortante, como mostrado na Eq. 22, tem-se que:

$$\frac{dV}{dx} = w(x) \quad (22)$$

Onde  $w(x)$  é a função que representa a distribuição de cargas em função da posição analisada em uma determinada viga.

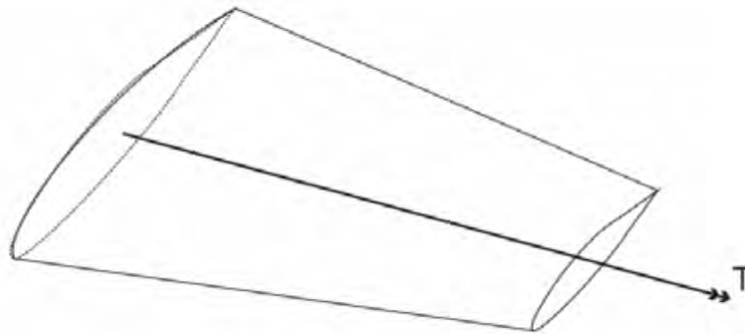
Para a obtenção do momento fletor, como na Eq. 23, tem-se que:

$$\frac{dM}{dx} = V(x) \quad (23)$$

Através das relações acima apresentadas e em posse do carregamento distribuído aplicado à estrutura, torna-se possível a obtenção dos diagramas de esforço cortante e momento fletor por todo o componente analisado.

O momento torsor para uma asa, representado na Fig. 26, pode ser calculado conforme os passos descritos por Costa (2013). Em tal procedimento, a asa é dividida em diversos segmentos ao longo da envergadura, onde o torsor  $T_i$  de cada seção é calculado com base no coeficiente de momento do perfil  $C_{mi}$  da seção correspondente.

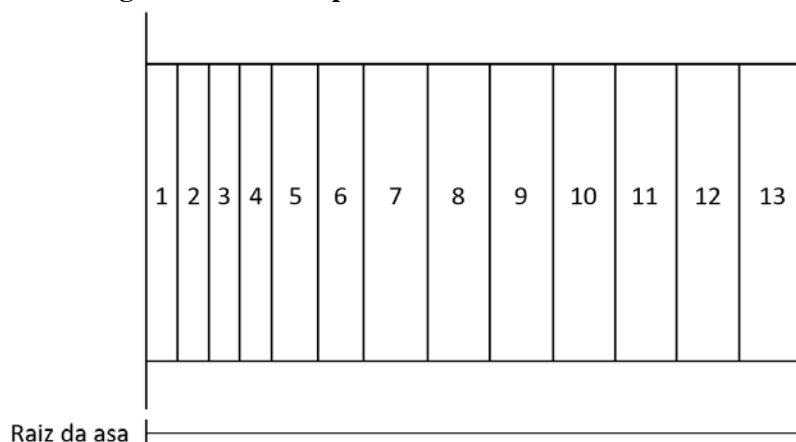
**Figura 26: Representação do momento torsor ao longo da envergadura.**



Fonte: (COSTA, 2013).

Neste projeto, como apresentado na Fig. 27, a segmentação da asa foi realizada de acordo com o posicionamento das nervuras.

**Figura 27: Divisão para cálculo do momento torsor.**



Fonte: Autoria própria.

A pressão dinâmica exercida sobre o perfil em determinada velocidade ( $V$ ) é dada pela Eq. 24:

$$q = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \quad (24)$$

O momento tissor  $T_i$  em cada seção é calculado conforme a Eq. 25:

$$T = \sum_{i=1}^N T_i = \sum_{i=1}^N C_{mi} \cdot q \cdot S_i \cdot \bar{c}_i \quad (25)$$

Onde  $S_i$  e  $\bar{c}_i$  são, respectivamente, a área e corda média da região analisada.  $C_{mi}$  é um dado de entrada recebido de Aerodinâmica.

$$C_{mi} \approx -0,045 \quad (26)$$

## 2.9 TREM DE POUSO

Segundo Sadraey (2013), o trem de pouso é a estrutura responsável por suportar o carregamento na movimentação em solo da aeronave, como operações de taxiamento, decolagem e pouso.

O conjunto do trem de pouso, conforme descrito por Sadraey (2013), pode ser dividido em duas seções, o trem de pouso principal, que é localizado em uma região mais próxima ao  $CG$  da aeronave e suporta a maior parte das cargas das operações em solo, e o trem de pouso secundário.

O tipo de esforço desenvolvido na estrutura do trem de pouso depende do modelo adotado. São diversas as configurações possíveis para o arranjo do trem de pouso da aeronave, como o trem de pouso convencional e o triciclo (RODRIGUES, 2014b).

### 2.9.1 PROJETO DO TREM DE POUSO

Na definição da geometria do trem de pouso é necessário determinar os parâmetros que serão utilizados para assegurar que o projeto está dentro dos limites estabelecidos em normas ou nos requisitos responsáveis por garantir a segurança do componente e da aeronave.

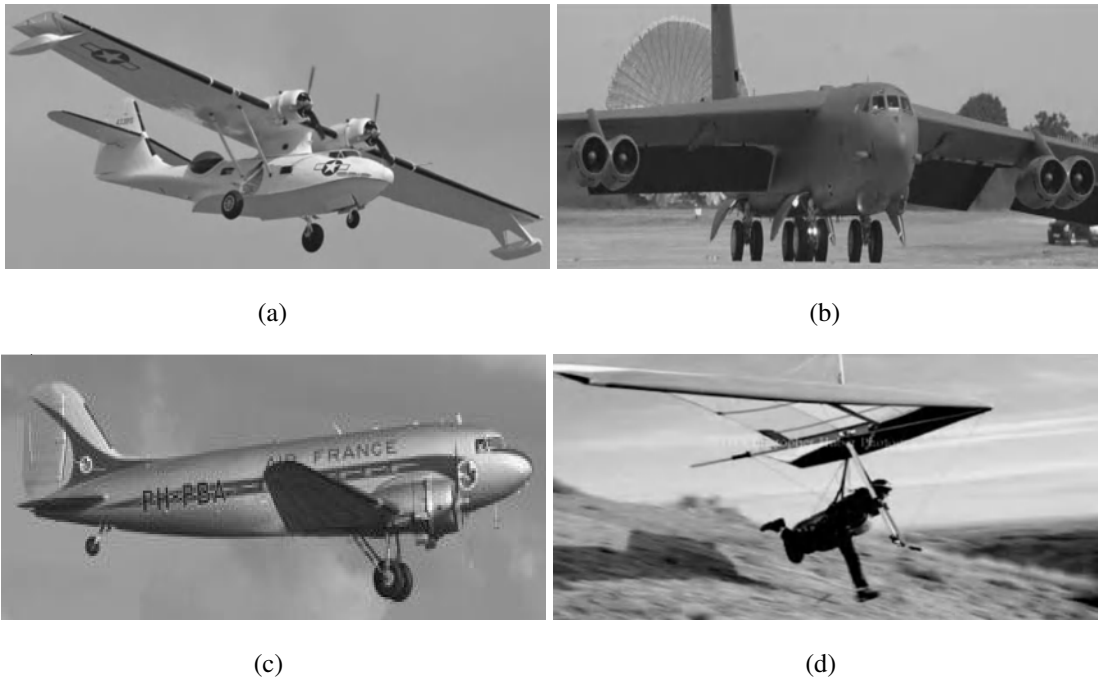
São necessárias algumas definições para o início do projeto do trem de pouso de uma aeronave, como se a aeronave contará com um trem de pouso fixo ou retrátil e se será necessário o uso de um sistema de freios ou mesmo amortecedores.

### 2.9.1.1 CONFIGURAÇÃO DO TREM DE POUSO

Segundo Sadraey (2013) o primeiro trabalho de um projetista de aeronaves no projeto do trem de pouso é selecionar a configuração do trem de pouso conforme a aplicação que se destina a aeronave considerando parâmetros como custo, desempenho da aeronave, estabilidade, manutenção, manufatura e outras considerações operacionais.

As configurações do trem de pouso utilizadas em aeronaves são diversas, como pode ser visualizado na Fig. 28, vão desde um conjunto convencional que é composto por um trem de pouso principal e uma bequilha ao final da cauda da aeronave, até um trem de pouso de um helicóptero que não necessariamente faz uso de rodas, podendo usar um conjunto de esquis para possibilitar pouso e decolagens em solo mais acidentados.

**Figura 28: Exemplos de configuração de Trem de pouso.**



**Fonte: (SADRAEY, 2013).**

A configuração mais utilizada na grande maioria das aeronaves é o trem de pouso modelo triciclo, essa configuração apresenta um melhor controle e estabilidade da aeronave no solo além de proporcionar uma melhor performance durante a decolagem (RODRIGUES, 2014b).

O modelo triciclo, conforme apresentado na Fig. 29, possui duas rodas principais, ou conjunto de rodas, geralmente localizadas embaixo das asas, e uma roda frontal conhecida por trem de pouso de nariz ou bequilha.

**Figura 29: Exemplos de Trem de pouso Triciclo.**

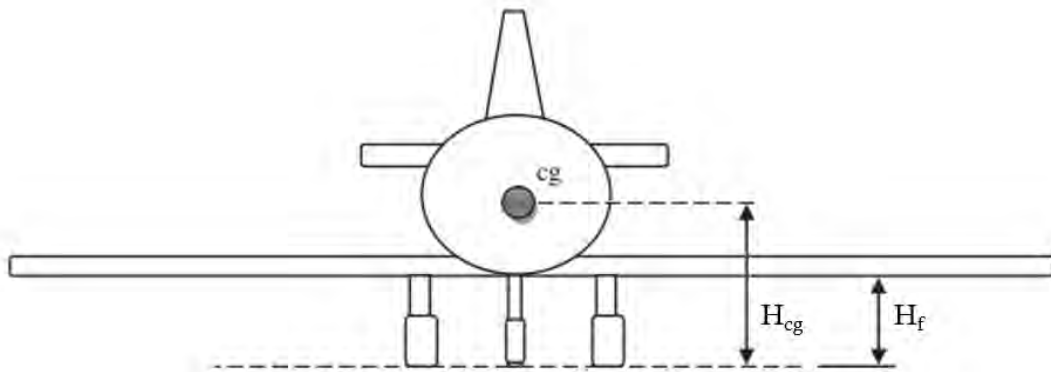


**Fonte: (SADRAEY, 2013).**

### 2.9.1.2 ALTURA DO TREM DE POUZO

A altura do trem de pouso desempenha um importante papel, segundo Sadraey (2013), para assegurar que os principais requisitos de projeto do componente sejam cumpridos, como a segurança da aeronave nas operações em solo, na garantia de que a aeronave não vá sofrer um rolamento ocasionando em um impacto das asas com o solo, e também, na garantia de que a parte posterior da aeronave não tocará o solo na decolagem.

**Figura 30: Demonstração dos parâmetros  $H_f$  e  $H_{cg}$ .**



**Fonte: Adaptado de (SADRAEY, 2013).**

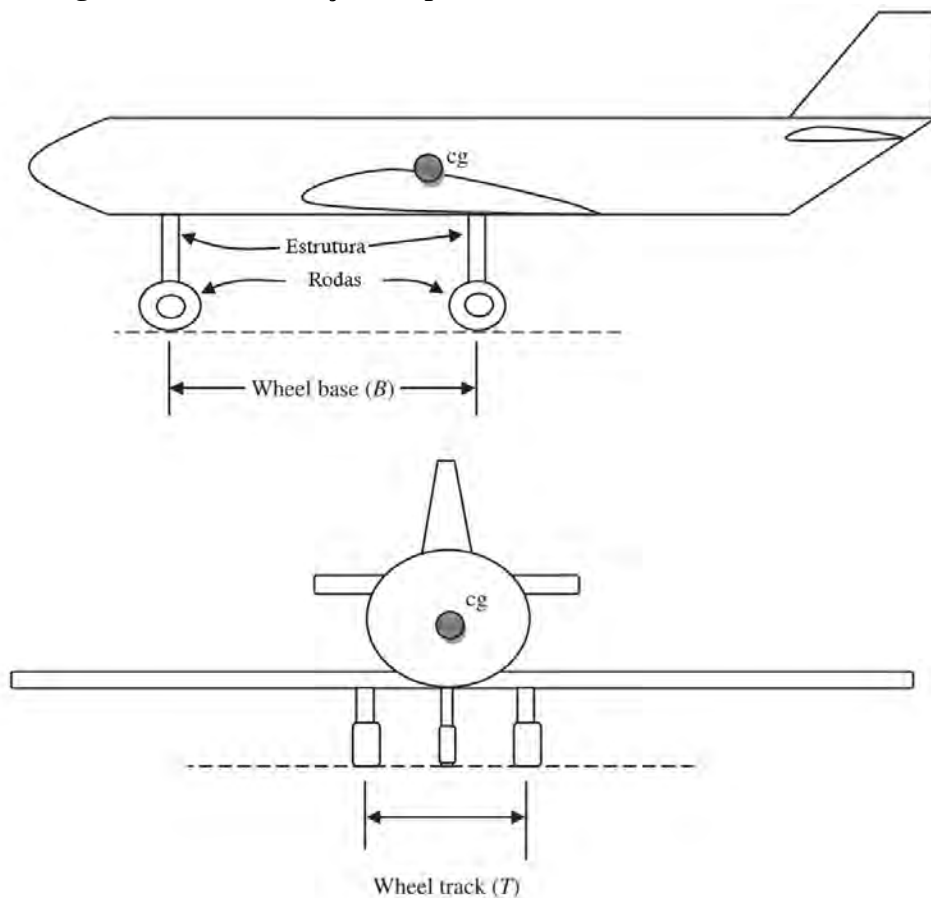
Conforme indicado na Fig. 30:

1.  $H_f$  é a distância vertical entre o ponto mais baixo da estrutura da aeronave (Excluindo o próprio trem de pouso) e o solo;
2.  $H_{cg}$  é a distância vertical entre o centro de gravidade da aeronave e o solo.

### 2.9.1.3 DISTÂNCIA ENTRE RODAS: *WHEEL BASE* E *WHEEL TRACK*

Conforme demonstrado na Fig. 31, *Wheel Base* é a distância entre o conjunto primário e o secundário em uma vista lateral da aeronave, enquanto o *Wheel Track* é definido como a distância entre as rodas localizadas na extremidade direita e esquerda do trem de pouso principal numa vista frontal da aeronave.

**Figura 31: Demonstração dos parâmetros *Wheel Base* e *Wheel Track*.**



**Fonte: Adaptado de (SADRAEY, 2013).**

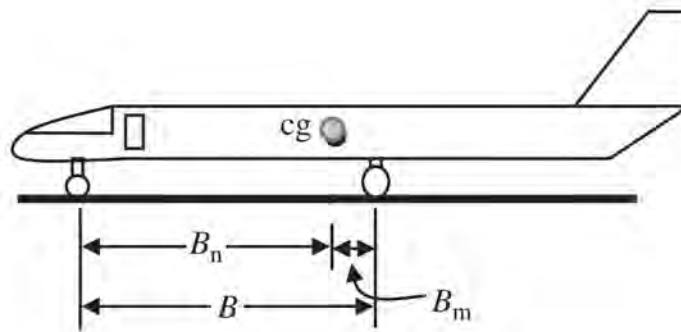
Segundo Sadraey (2013), *Wheel Base* é um importante parâmetro na distribuição do carregamento da aeronave entre o trem de pouso primário e o secundário e influencia também na estabilidade e controlabilidade em solo da aeronave, enquanto *Wheel Track* tem influência na estabilidade lateral em solo e na integridade estrutural da aeronave.

Os componentes dessa configuração são posicionados de maneira que a carga recebida pelo trem de pouso principal esteja dentro da faixa de 80-95% e o trem de pouso de nariz receba 5-20% da carga (SADRAEY, 2013).

#### 2.9.1.4 DISTÂNCIA DO CG: $B_m$ E $B_n$

O parâmetro  $B_m$  é a distância do trem de pouso principal ao CG. Junto ao *Wheel base*,  $B_m$  define a distribuição da carga da aeronave entre o trem de pouso primário e o secundário.

**Figura 32: Demonstração dos parâmetros  $B_m$  e  $B_n$ .**



**Fonte: Adaptado de (SADRAEY, 2013).**

Como apresentado na Fig. 32,  $B_n$  é a distância do trem de pouso de nariz ao centro de gravidade da aeronave.

Conforme apresentado por Sadraey (2013), a distribuição do carregamento pode ser estabelecida numericamente por meio das equações de equilíbrio, como na Eq. 27, onde o somatório de todas as forças na direção da gravidade deve ser igual a zero.

$$\sum F_z = 0 \Rightarrow F_n + F_m = W \quad (27)$$

Além disso, como mostrado na Eq. 28, a soma de todos os momentos no trem de pouso principal também é zero:

$$\sum M_o = 0 \Rightarrow F_n B - W B_m = 0 \quad (28)$$

Sendo assim, tem-se que o carregamento estático para o trem de pouso principal ( $F_m$ ) e trem de pouso de nariz ( $F_n$ ) correspondem as Equações 29 e 30:

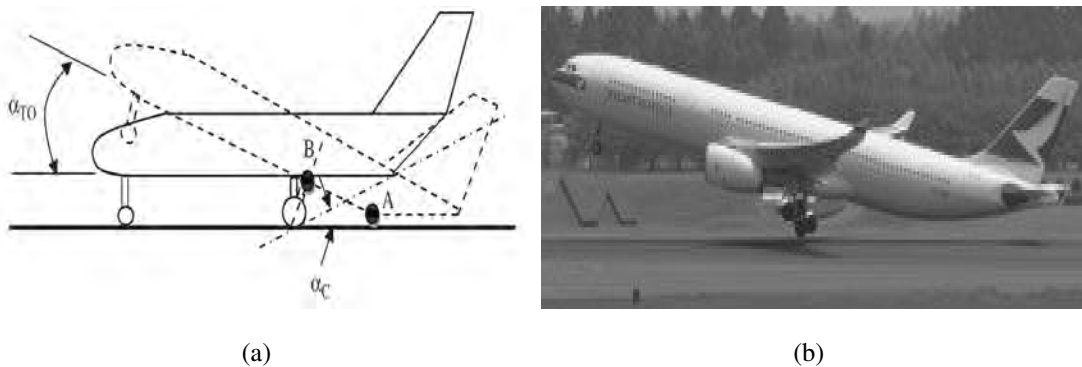
$$F_m = \frac{B_n}{B} W \quad (29)$$

$$F_n = \frac{B_m}{B} W \quad (30)$$

### 2.9.1.5 REQUISITO DE ROTAÇÃO DE DECOLAGEM

Durante a decolagem da aeronave, o profundor (superfície de controle presente no estabilizador horizontal) atua fazendo com que a aeronave rotacione no ponto de apoio do trem de pouso primário como na Fig. 33.b. Este movimento faz com que a seção posterior da aeronave se aproxime do solo, e é este possível contato com o solo que o requisito apresentado neste tópico tem como objetivo impedir.

**Figura 33: Demonstração da rotação da aeronave na decolagem.**

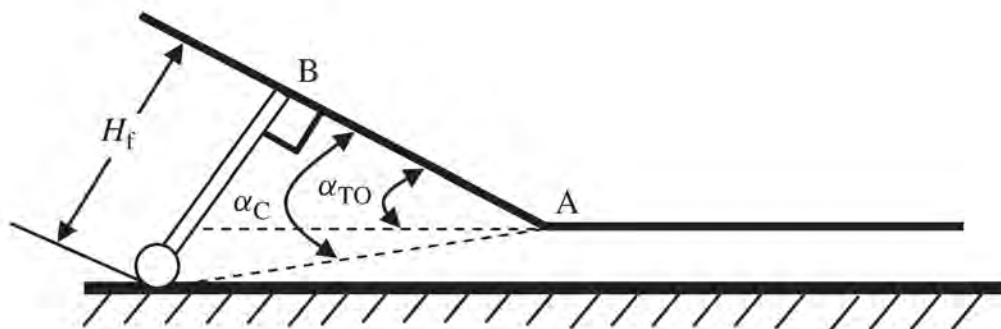


Fonte: Adaptado de (SADRAEY, 2013).

Conforme descrito por Sadraey (2013), este requisito pode ser calculado examinando o triângulo composto pelos seguintes componentes ilustrados na Fig. 34:

1. Distância do Trem de pouso primário ao fim da fuselagem ( $AB$ );
2. Altura da fuselagem em relação ao solo ( $H_f$ );
3. Ângulo de rotação da aeronave durante a decolagem ( $\alpha_{TO}$ ).

**Figura 34: Demonstração dos parâmetros envolvidos na análise de rotação.**



Fonte: Adaptado de (SADRAEY, 2013).

Sendo assim, tem-se na Eq. 31 que::

$$\alpha_C = \tan^{-1} \left( \frac{H_f}{AB} \right) \quad (31)$$

Se  $\alpha_C$  for maior que a rotação da aeronave durante a decolagem ( $\alpha_{TO}$ ), como na Eq. 32, a aeronave poderá rotacionar com segurança e não irá tocar o solo durante a operação.

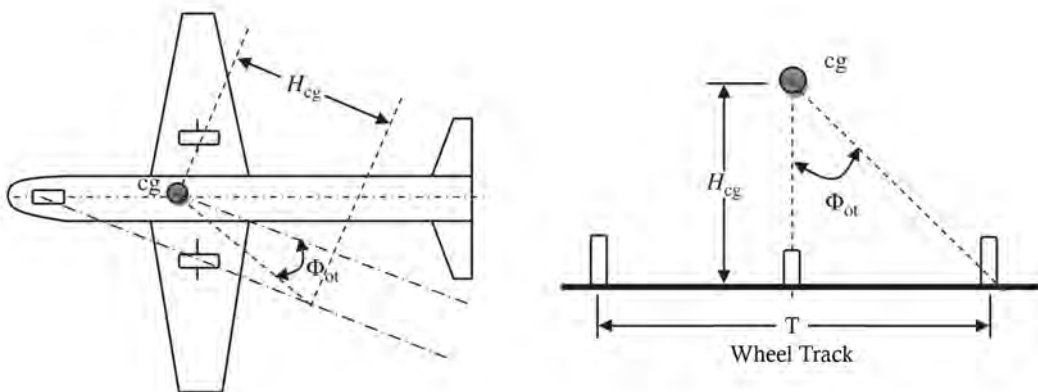
$$\alpha_C \geq \alpha_{TO} \quad (32)$$

### 2.9.1.6 ÂNGULO DE CAPOTAMENTO

Conforme descrito por Sadraey (2013), o ângulo de rolagem da aeronave é o ângulo crítico para o qual a aeronave tomba. A aeronave possui dois ângulos de rolagem a serem avaliados, sendo considerado para o cumprimento do requisito apenas o menor.

O primeiro ângulo a ser avaliado, em uma vista frontal da aeronave, é o formado pela linha vertical que cruza o CG da aeronave e a linha entre o CG e as rodas principais do trem de pouso, conforme indicado na Fig. 35. Para obtenção do segundo ângulo a ser avaliado, é necessário, em uma vista superior, realizar o procedimento demonstrado também na Fig. 35.

**Figura 35: Demonstração dos ângulos de capotamento.**



**Fonte: Adaptado de (SADRAEY, 2013).**

Segundo Sadraey (2013), como regra geral, o projeto do trem de pouso deve ser desenvolvido de maneira que o ângulo de capotamento esteja dentro do limite recomendado na Eq. 33:

$$\Phi_{ot} \geq 25^\circ \quad (33)$$

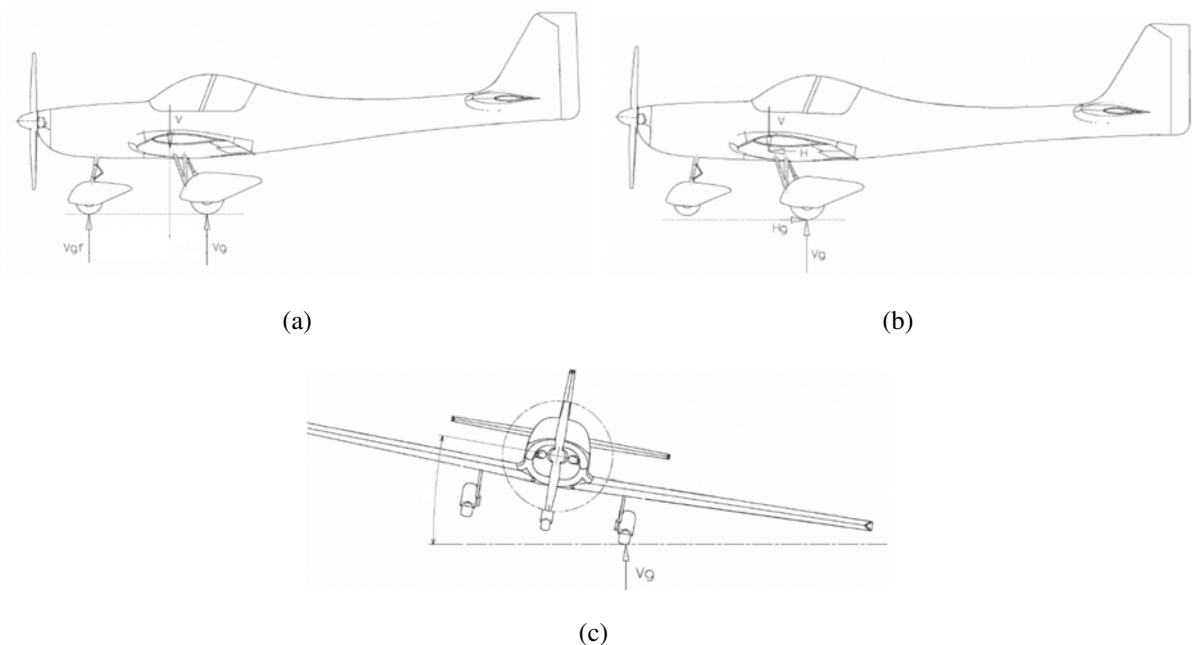
## 2.10 CARGAS ATUANTES NO TREM DE POUSO

As principais condições de cargas no solo são oriundas do carregamento estático no solo e do carregamento dinâmico no pouso. O tipo de esforço desenvolvido na estrutura do trem de pouso depende da configuração adotada (RODRIGUES, 2014b).

A norma regulamentadora FAR-PART 23 (2002) estabelece que para o carregamento em solo devem ser avaliadas três condições de pouso ilustradas na Fig. 36:

- a. Pouso nivelado em três rodas;
- b. Pouso realizado em duas rodas do trem de pouso principal;
- c. Pouso realizado em uma das rodas do trem de pouso principal.

**Figura 36: Condições de pouso estabelecidas na FAR-PART 23 (2002).**



**Fonte: (RODRIGUES, 2014b).**

Sendo, conforme evidenciado por (RODRIGUES, 2014b), o pouso realizado em uma das rodas do trem de pouso principal a situação mais crítica das avaliadas de acordo com o estabelecido na FAR-PART 23 (2002).

Conforme descrito na FAR-PART 23 (2002), o trem de pouso deve cumprir os requisitos com o peso máximo de projeto da aeronave. Sendo assim, a força atuante no conjunto do trem de pouso pode ser calculada como na Eq. 34:

$$F_{\text{atuante}} = g \cdot P_t \cdot F_c \quad (34)$$

Onde:

$F_{\text{atuante}}$  = Força atuante [N]

$P_t$  = Carga total aplicada [kg]

$F_c$  = Fator de carga [adimensional]

$g$  = Aceleração da gravidade [ $m/s^2$ ]

### 2.10.1 POUSO NIVELADO EM TRÊS RODAS

Para essa situação, considera-se que a aeronave toca o solo no pouso com as três rodas ao mesmo tempo, distribuindo a carga entre o trem de pouso principal e o secundário de acordo com o quão afastado o *CG* da aeronave se encontra do conjunto principal ( $B_m$ ) e o *Wheel Base*.

O vetor de força vertical e horizontal para o pouso nivelado em três rodas pode ser obtido como descrito na Tabela 2 para cada roda do trem de pouso principal:

**Tabela 2: Carregamento do componente principal - Pouso nivelado em três rodas.**

Componente Vertical	Componente Horizontal
$F_v = \frac{B_n}{B} \cdot \frac{F_{\text{atuante}}}{2}$	$F_h = 0,4 \cdot F_v$

Fonte: Autoria própria.

O conjunto secundário é responsável por suportar o restante da força atuante no pouso da aeronave, sendo assim, como na Tabela 3, para este componente:

**Tabela 3: Carregamento do componente secundário - Pouso em três rodas.**

Componente Vertical	Componente Horizontal
$F_v = \frac{B_m}{B} \cdot F_{\text{atuante}}$	$F_h = 0,4 \cdot F_v$

Fonte: Autoria própria.

### 2.10.2 POUSO EM DUAS RODAS DO TREM DE POUSO PRINCIPAL

No pouso em duas rodas, considera-se que a aeronave nivelada toca o solo apenas com as rodas do trem de pouso principal sem exercer qualquer carregamento no trem de pouso secundário. Sendo assim, como mostrado na Tabela 4, o vetor fica definido para cada roda como:

**Tabela 4: Carregamento do componente principal - Pouso nivelado em duas rodas.**

Componente Vertical	Componente Horizontal
$F_v = \frac{F_{atuante}}{2}$	$F_h = 0,4 \cdot F_v$

**Fonte: Autoria própria.**

### 2.10.3 POUSO EM UMA DAS RODAS DO TREM DE POUSO PRINCIPAL

Na situação mais crítica experimentada pelo trem de pouso da aeronave, apenas uma das rodas do trem de pouso principal toca o solo, sendo assim, a estrutura isolada desta roda fica responsável por todo o carregamento do pouso. O vetor é calculado como apresentado na Tabela 5:

**Tabela 5: Carregamento do componente principal - Pouso em uma roda.**

Componente Vertical	Componente Horizontal
$F_v = F_{atuante}$	$F_h = 0,4 \cdot F_v$

**Fonte: Autoria própria.**

## 2.11 CRITÉRIOS DE FALHA PARA MATERIAIS ANISOTRÓPICOS

Durante o projeto de estruturas, é necessário que seja estabelecido um limite superior que defina a condição de falha de um determinado componente. Para materiais dúcteis, esse limite normalmente é especificado pelo início do escoamento do material, enquanto para materiais frágeis, a ruptura representa a falha. Tal definição é simples para materiais sujeitos a um estado de tensão uniaxial, todavia, a escolha de um método de falha apropriado se torna mais complexo para os estados de tensão biaxial e triaxial (HIBBELER, 2010).

O critério de falha de Von Mises não é adequado para a avaliação da integridade estrutural de materiais compósitos e madeira devido ao fato de não levar em consideração os efeitos de anisotropia destes materiais, isto é, não considera a variação de propriedades em cada direção do material. Portanto nesta seção serão apresentados critérios de falha disponibilizados pela biblioteca do Nastran.

Para estruturas com materiais compósitos, os critérios de falhas disponibilizados pelo *software* Femap incluem o critério de Hill, Hoffman e Tsai-Wu.

### 2.11.1 CRITÉRIO DE HILL

De acordo com Mascia (2012), o critério de Hill se trata de uma modificação do critério de Von Mises para a inclusão dos efeitos de anisotropia de materiais.

O índice de falha pelo critério de Hill é calculado como na Eq. 35:

$$\text{Índice de Falha} = \frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1 \cdot \sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} \quad (35)$$

Onde valores iguais ou maiores que 1 representam a ocorrência de falha.

### 2.11.2 CRITÉRIO DE HOFFMAN

O critério de Hoffman estabelece que, dada as tensões de tração e compressão a qual o componente está submetido, a falha do material ocorre quando, como na Eq. 36:

$$\left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}\right) \cdot \sigma_1 + \left(\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c}\right) \cdot \sigma_2 + \frac{\sigma_1^2}{X_t \cdot X_c} + \frac{\sigma_2^2}{Y_t \cdot Y_c} + \frac{\sigma_{12}^2}{S^2} - \frac{\sigma_1 \cdot \sigma_2}{X_t \cdot X_c} = 1 \quad (36)$$

### 2.11.3 CRITÉRIO DE TSAI-WU

Pelo critério de Tsai-Wu, a falha ocorre para a Eq. 37:

$$F_1 \cdot \sigma_1 + F_2 \cdot \sigma_2 + F_{11} \cdot \sigma_1^2 + F_{22} \cdot \sigma_2^2 + 2 \cdot F_{12} \cdot \sigma_1 \cdot \sigma_2 + F_{66} \cdot \sigma_{12}^2 = 1 \quad (37)$$

Onde:

$$F_1 = \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} \quad (38)$$

$$F_2 = \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \quad (39)$$

$$F_{11} = +\frac{1}{X_t \cdot X_c} \quad (40)$$

$$F_{22} = +\frac{1}{Y_t \cdot Y_c} \quad (41)$$

$$F_{66} = +\frac{1}{S^2} \quad (42)$$

O termo  $F_{12}$  deve ser encontrado seguindo o critério de estabilidade demonstrado na Eq. 43:

$$F_{11} \cdot F_{22} - F_{12}^2 > 0 \quad (43)$$

O uso de tal critério é dificultado pela necessidade de se encontrar o termo  $F_{12}$  experimentalmente através de um estado combinado de tensões.

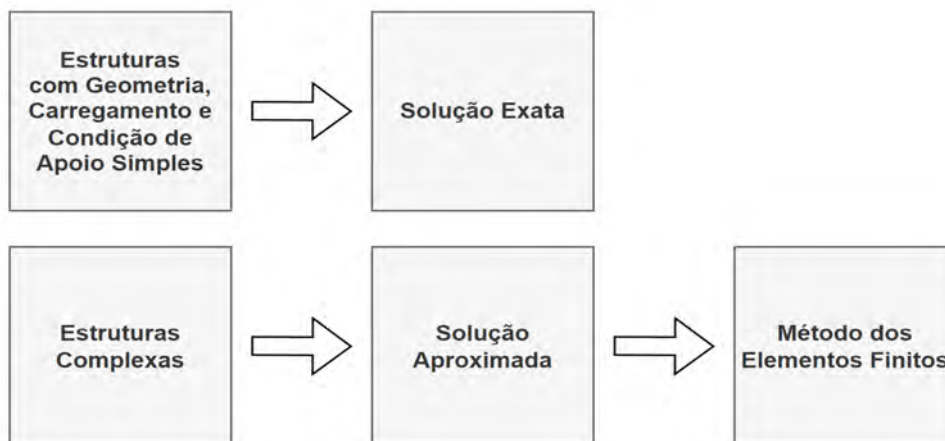
## 2.12 MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS

O objetivo do Método dos Elementos Finitos (MEF) é a solução de um problema complexo através da substituição por um problema simples. Essa substituição traz como resultado uma solução aproximada. Tal abordagem é necessária uma vez que as ferramentas matemáticas existentes não são suficientes para o cálculo da solução exata na maioria dos problemas práticos existentes (RAO, 2010).

Muitos problemas físicos na engenharia podem ser descritos em termos de equações diferenciais parciais. A solução destas equações por métodos analíticos para geometrias arbitrárias é praticamente impossível. O Método dos Elementos Finitos é uma abordagem numérica a qual estas equações diferenciais parciais podem ser resolvidas aproximadamente (FISH, 2009).

Em Alves Filho (2013) é enfatizado que é próprio da mente humana querer subdividir sistemas em seus componentes individuais, ou elementos. Assim surge a ideia de que é possível entender o comportamento de um conjunto complexo através do entendimento de todos os seus elementos. A Fig. 37 apresenta o método para solução de estruturas simples e complexas.

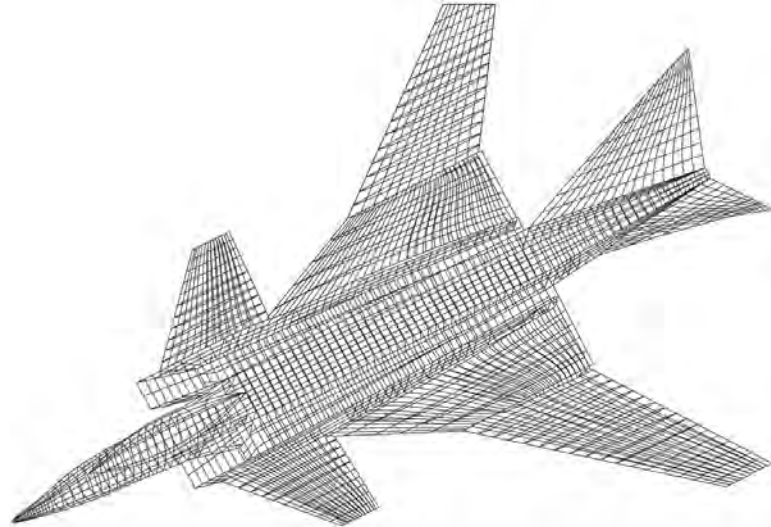
**Figura 37: Método para solução de estruturas complexas.**



Fonte: (ALVES FILHO, 2013).

A ideia básica do MEF é dividir uma geometria em elementos finitos, ou elementos, elementos estes que são conectados por nós. Isso é conhecido como malha do modelo de elementos finitos (FISH, 2009). A Fig. 38 ilustra um exemplo de malha de elementos finitos.

**Figura 38: Malha de elementos finitos de uma aeronave de combate.**



**Fonte: (RAO, 2010).**

A divisão de uma geometria em elementos mais simples é um processo de discretização, no qual os elementos são conectados entre si nos pontos discretos, denominados nós. Neste caso, a solução aproximada simula a estrutura como uma montagem de elementos que têm um comprimento finito (ALVES FILHO, 2013).

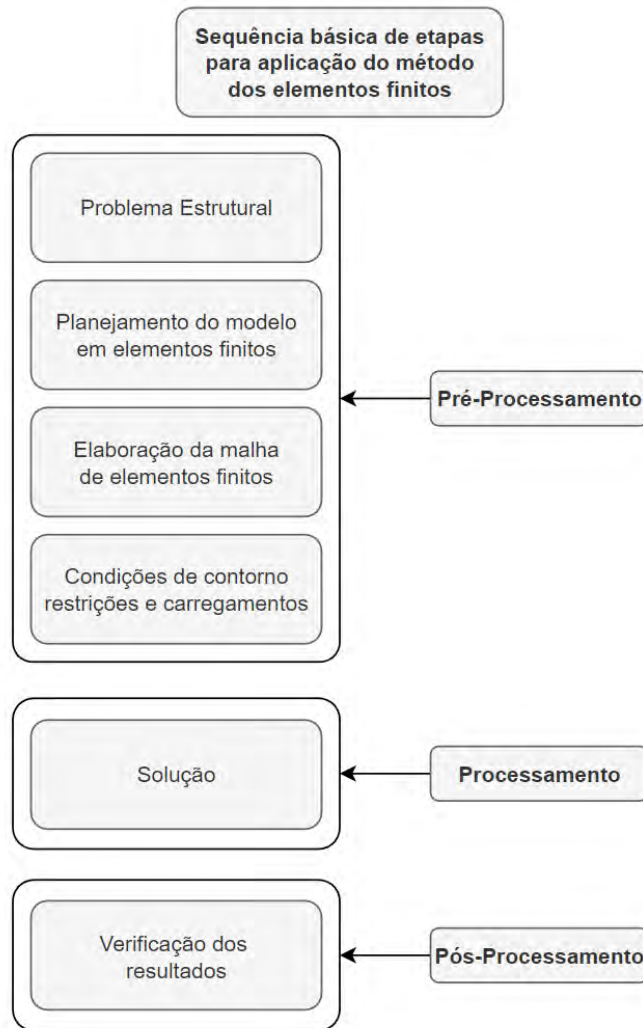
Ainda de acordo com Alves Filho (2013), as variáveis que descrevem o estado de equilíbrio de uma estrutura no MEF são os deslocamentos nodais. Com estes parâmetros, é possível avaliar os esforços internos, tensões e resistência da estrutura analisada.

Fish (2009) descreve que o MEF consiste nas seguintes etapas:

1. Pré-processamento: Discretização do domínio do problema em elementos finitos (Geração de malha);
2. Formulação do elemento: Desenvolvimento das equações para os elementos;
3. Montagem: Obtenção das equações do sistema completo através das equações dos elementos individuais;
4. Resolução das equações;
5. Pós-processamento: Determinação das saídas de interesse, como deslocamento, tensões, e obtenção da visualização da resposta.

Já Alves Filho (2013) menciona que há três grandes tarefas envolvidas em qualquer análise, sendo elas, conforme apresentado na Fig. 39, o pré-processamento, processamento e pós processamento.

**Figura 39: Sequência básica de aplicação do método dos elementos finitos.**



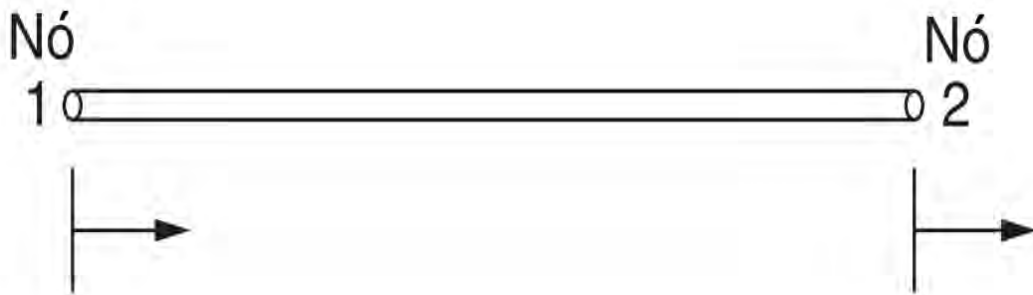
**Fonte: (ALVES FILHO, 2013).**

### 2.12.1 TIPOS DE ELEMENTOS

De acordo com Rao (2010), o processo de modelagem do domínio através de elementos finitos envolve analisar diversas variáveis, como o poder computacional requerido para os diferentes tipos de elementos e as diferentes aproximações durante a solução do problema físico. As formas, tamanhos e número de elementos a serem utilizados devem ser cuidadosamente escolhidos para que o resultado obtido durante a simulação seja o mais próximo possível do real, porém levando-se em conta também o poder computacional que será requerido para tais análises.

Os elementos podem ser descritos primariamente de acordo com o número de coordenadas necessárias para descrever o sistema analisado. Se o sistema pode ser descrito por apenas uma única coordenada, então o domínio pode ser modelado utilizando-se elementos unidimensionais, como o apresentado na Fig. 40. Tais elementos são normalmente compostos por dois nós localizados em suas extremidades.

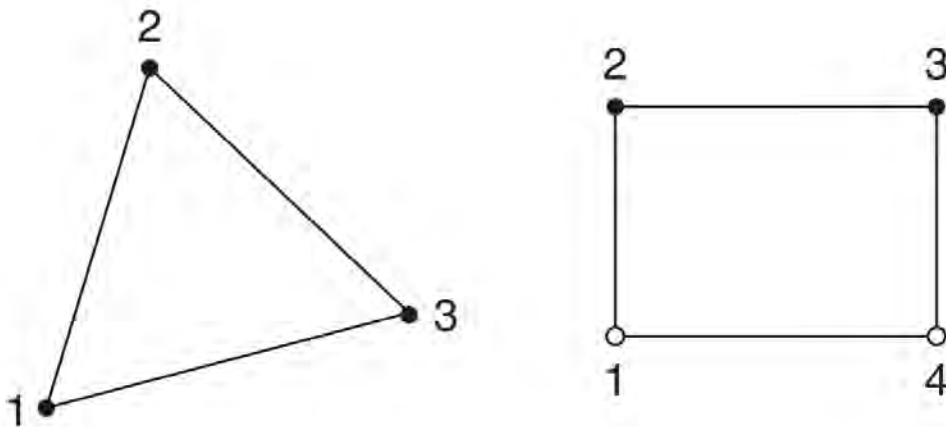
**Figura 40: Representação de um elemento unidimensional.**



Fonte: Adaptado de (RAO, 2010).

Já para sistemas que podem ser descritos através de duas coordenadas independentes, é necessário o uso de elementos bidimensionais, como os apresentados na Fig. 41. Dentre os tipos de elementos bidimensionais, há os elementos triangulares e retangulares.

**Figura 41: Representação de elementos bidimensionais.**



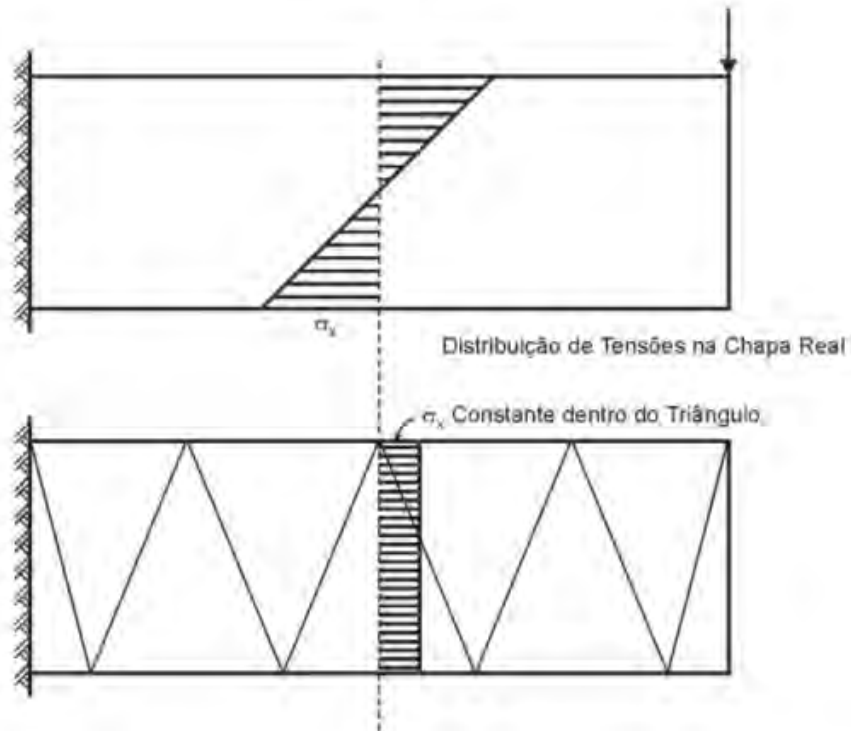
Fonte: Adaptado de (RAO, 2010).

Na biblioteca do Nastran, os elementos bidimensionais mais utilizados são os CQUAD4 (Quadrilátero de 4 nós) e CTRIA3 (Triangular de 3 nós).

O elemento CQUAD4 é o mais indicado para modelagem de placas e cascas, sendo um elemento bidimensional de 4 nós. Pode representar, no plano, os esforços de flexão e esforços cortantes. Seu uso é indicado para geometrias razoavelmente planas e retangulares.

O elemento CTRIA3 é utilizado para regiões curvas, e de acordo com a própria documentação, deve ser evitado em regiões de interesse em uma análise. De acordo com Alves Filho (2013) “O Elemento Triangular Linear de Estado Plano de Tensões é um Elemento de Deformações Constantes”, portanto, conforme apresentado na Fig. 42, todos os parâmetros subsequentes obtidos serão constantes por todo o elemento.

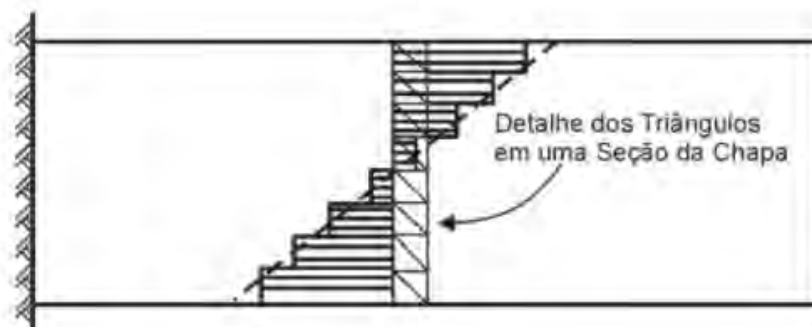
**Figura 42: Discretização de uma chapa com elementos bidimensionais triangulares.**



Fonte: (ALVES FILHO, 2013).

Portanto, para regiões onde há a impossibilidade de se evitar tais tipos de elementos, deve-se elevar a densidade da malha no local, assim como exemplificado na Fig. 43, visando aumentar a precisão do resultado obtido.

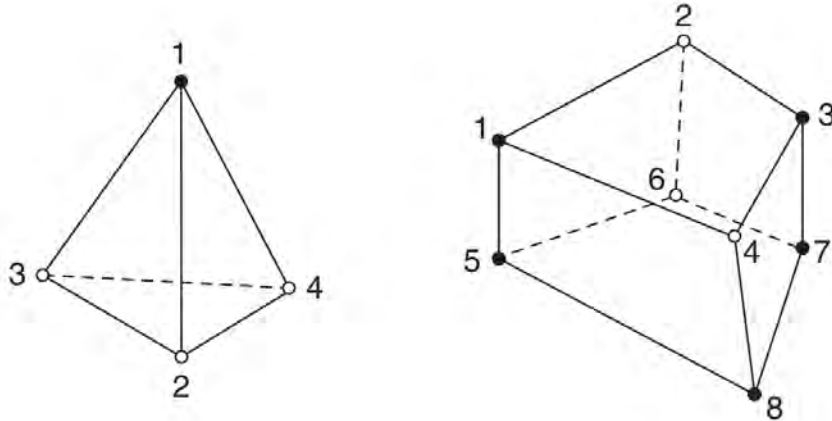
**Figura 43: Discretização de uma chapa com alta densidade de elementos.**



Fonte: (ALVES FILHO, 2013).

Já para os sistemas onde apenas é possível sua representação através de três coordenadas, utiliza-se para geração de malhas os elementos tridimensionais. Exemplos de elementos tridimensionais são os tetraédricos e hexaédricos apresentados na Fig. 44.

**Figura 44: Representação de elementos tridimensionais.**



**Fonte: Adaptado de (RAO, 2010).**

Os elementos tridimensionais mais comuns encontrados na biblioteca do Nastran são o CTETRA (Tetraédrico de 4 nós) e CHEXA (Hexaédrico).

O elemento CHEXA possui melhor performance no geral em relação aos demais, no entanto, em regiões complexas com curvas ou muitos detalhes pode apresentar uma redução de precisão ou necessidade de uma maior densidade de elementos na região. Já o elemento CTETRA é o mais adequado para sistemas complexos, se adequando mais facilmente a estes casos com um menor número de elementos.

### 2.13 ANÁLISE LINEAR ESTÁTICA

A análise linear estática é o tipo mais básico de análise e trata-se essencialmente de um cálculo que trabalha apenas no regime elástico dos materiais. Nessa análise, não são consideradas não-linearidades nem variações do carregamento ao longo do tempo. (FEMAP, 2021)

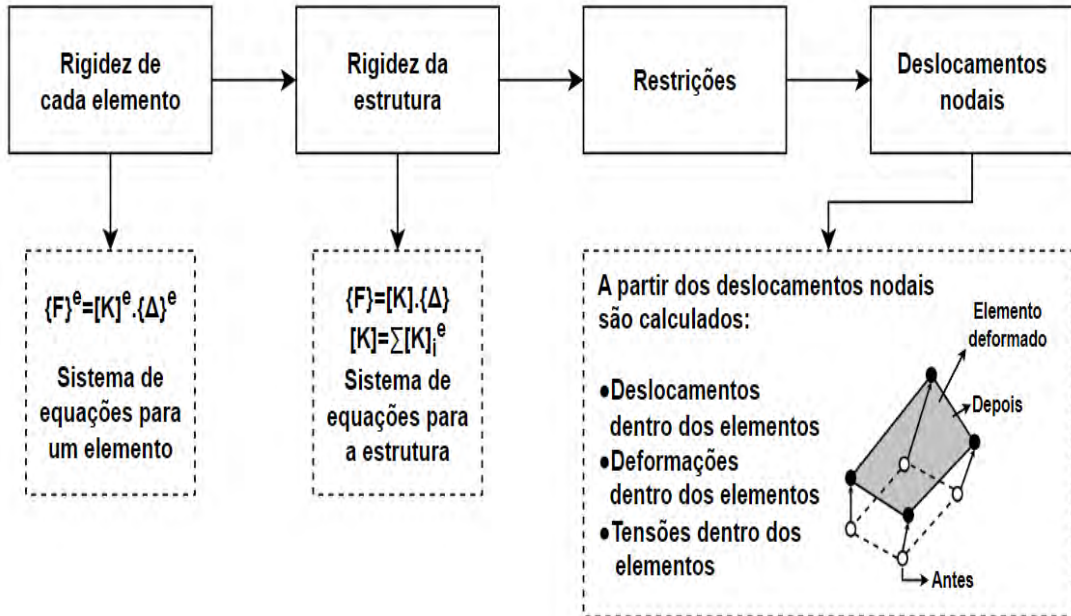
O sistema de equações para este tipo de análise em forma matricial é apresentada na Eq. 44:

$$[K]\{u\} = \{f\} \quad (44)$$

Onde  $K$  é a matriz de rigidez do sistema,  $f$  é o vetor de forças aplicados durante a análise e  $u$  são os deslocamentos obtidos durante etapa de solução. Os deslocamentos nodais

são os parâmetros básicos calculados para cada elemento nesse tipo de análise. Com base nesses deslocamentos, é possível obter as demais respostas desejadas para a análise estrutural. A Figura 45 ilustra os principais passos de uma análise pelo método de elementos finitos.

**Figura 45: Passos principais de uma Análise pelo Método dos Elementos Finitos.**



Fonte: (ALVES FILHO, 2013).

## 2.14 ANÁLISE MODAL

A análise modal computa as formas modais e frequências naturais ( $\omega$ ) de um sistema, conforme descrito na Eq. 45. Essas características do sistema estão diretamente relacionadas com a massa ( $m$ ) e rigidez ( $k$ ) de uma estrutura (FEMAP, 2021).

$$\omega = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (45)$$

Esta análise é utilizada para um entendimento das características dinâmicas de uma estrutura. As frequências e modos são encontrados através dos autovalores e autovetores do sistema. Os autovalores carregam consigo as informações das frequências naturais do sistema, e cada autovalor possui associado um autovetor, que representa a forma modal para determinada frequência natural.

A análise para um sistema não-amortecido pode ser descrita como na Eq. 46:

$$M\ddot{x} + ku = 0 \quad (46)$$

A Eq. 46 pode ser reescrita como a Eq. 47:

$$[K - (\lambda_i M)] \{\phi_i\} \quad (47)$$

Para  $i = 1, 2, 3, \dots$

Onde  $M$  é a matriz de massa do sistema.

Matematicamente,  $\omega$  correspondente à forma modal  $\phi$ , e é calculada como na Eq. 48:

$$\omega = \sqrt{\lambda} \quad (48)$$

## 2.15 ANÁLISE LINEAR DE FLAMBAGEM

De acordo com Megson (2007) diversos componentes estruturais de uma aeronave estão sujeitos a falha por flambagem, como colunas, chapas finas e painéis. Para estes componentes, este é o modo mais crítico de falha, e, portanto, as cargas de flambagem devem ser levadas em consideração durante o projeto de aeronaves.

Ainda de acordo com Megson (2007) a determinação da carga de flambagem em placas finas é relativamente simples, porém quando se trata de placas reforçadas por nervuras e longarinas, a complexidade do problema traz a necessidade de uma solução não analítica.

De acordo com FEMAP (2021), a análise linear de flambagem supõe que não haverá escoamento da estrutura e que as forças aplicadas não sofrem nenhuma alteração durante a análise. Portanto, ao remover a carga aplicada na estrutura, assume-se que o material retornará a sua posição inicial não deformada.

A análise de flambagem se inicia com a Eq. 44 de análise estática. Ao incluir uma rigidez diferencial e definir  $\lambda$  como um multiplicador arbitrário, tem-se a equação de flambagem, apresentada na Eq. 49:

$$([K_a] + \lambda [K_d]) \{u\} = [\lambda P_a] \quad (49)$$

A Eq. 49 pode ser reescrita como um problema de autovalor como na Eq. 50:

$$([K_a] - \lambda [K_d]) \{\phi\} = 0 \quad (50)$$

Onde  $K_a$  é a matriz de rigidez do sistema,  $K_d$  é a matriz de rigidez diferencial baseada nas propriedades dos elementos e  $P_a$  são as cargas definidas na análise.

A solução não-trivial é obtida através da Eq. 51:

$$[K_a] - \lambda [K_d] = 0 \quad (51)$$

Os valores de  $\lambda$  que satisfazem a equação acima são os carregamentos críticos de flambagem. O significado físico de tal parâmetro é o apresentado na Eq. 52:

$$P_{cr_i} = \lambda_i P_a \quad (52)$$

Onde  $P_{cr}$  é a carga crítica de flambagem. Em outras palavras, o autovalor obtido representa um multiplicador que relaciona a carga aplicada com a carga crítica de flambagem, onde a obtenção de um valor menor que 1 significa que a carga aplicada durante a análise acarretará em flambagem da estrutura.

### 3 METODOLOGIA

A metodologia proposta para este trabalho será ilustrada na Fig. 46. A primeira etapa do projeto é a definição do diagrama  $V-n$  da aeronave a ser projetada.

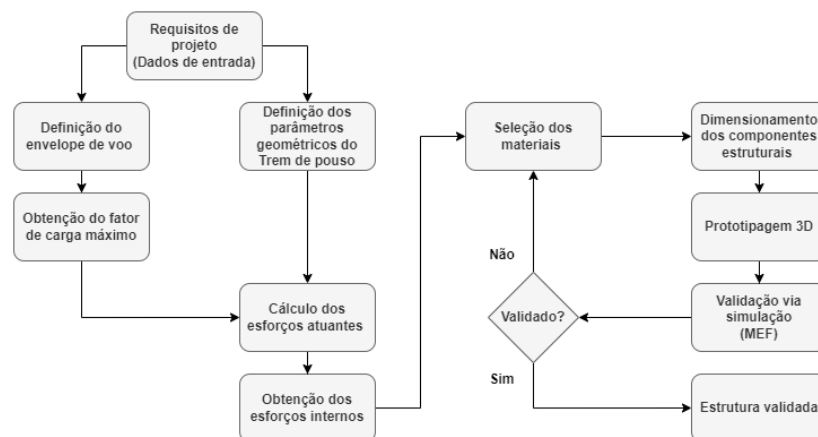
Com o levantamento do envelope de voo, encontra-se a carga crítica atuante na asa através do fator de carga máximo averiguado por todo o diagrama  $V-n$ . Com o carregamento obtido, define-se os esforços internos e distribuição de carregamento por toda esta estrutura.

Além dos esforços obtidos na asa durante a condição de voo, faz-se também o estudo dos esforços encontrados durante a condição de pouso, visto que a aeronave foi projetada sem uma fuselagem, de tal forma que o trem de pouso seja diretamente alocado em uma das nervuras da asa.

Em posse dos carregamentos e esforços internos aplicados às estruturas, faz-se a seleção dos materiais para construção da aeronave e dimensionamento dos componentes estruturais, através de conceitos de resistência dos materiais.

Após o dimensionamento realizado, faz-se então a validação de todos os componentes através do MEF utilizando o *software* Femap com *solver* Nastran, utilizando análises estáticas e de flambagem por toda a estrutura da asa à fim de validar que a mesma não sofrerá nenhum tipo de falha por todo o envelope de voo.

**Figura 46: Fluxograma da Metodologia utilizada no desenvolvimento do projeto.**



Fonte: Autoria própria.

### 3.1 LEVANTAMENTO DE CARGAS E ESFORÇOS ATUANTES

Para a definição do diagrama  $V-n$  e levantamento das cargas atuantes na estrutura da asa, fez-se uso de rotinas desenvolvidas no *software* Matlab. O objetivo desta etapa é definir a condição crítica a qual a estrutura da asa estará submetida, e obter a distribuição de sustentação ao longo da asa e definir os carregamentos pontuais que serão transmitidos para a longarina através de cada nervura.

#### 3.1.1 DIAGRAMA $V-n$ DE MANOBRA

O diagrama  $V-n$  se baseou na norma JAR-VLA (2004). Através do mesmo, é possível obter todos os carregamentos atuantes em uma aeronave durante toda a sua missão, delimitando desta forma a região que é considerada estruturalmente segura.

O fator de carga máximo utilizado para a confecção do diagrama  $V-n$  de manobra é de  $n_{max} = 2,5$ , considerando a categoria da aeronave como pequeno-porte (Conforme descrito na Tabela 1) e pelo fato de que sua missão na competição SAE Aerodesign é o carregamento de carga, sem a presença de fatores que elevam em muito o fator de carga, como por exemplo manobras acrobáticas.

As entradas para este cálculo são exibidos na Tabela 6:

**Tabela 6: Entradas para o traçado do diagrama  $V-n$ .**

<b>Parâmetro</b>	<b>Valor</b>	<b>Subsistema de origem</b>
$Cl_{max}$	2,66	Aerodinâmica
$Cl_{min}$	-0,8874	Aerodinâmica
$c[m]$	0,55	Aerodinâmica
$a[rad]$	4,25	Aerodinâmica
$MTOW[kg]$	15,5	Desempenho
$\rho[kg/m^3]$	1,156	Desempenho
$\rho_{mar}[kg/m^3]$	1,225	Desempenho
$S[m^2]$	1,15	Aerodinâmica
$V_{estol}[m/s]$	9,69	Desempenho
$V_{max}[m/s]$	21,6	Desempenho

**Fonte: Autoria própria.**

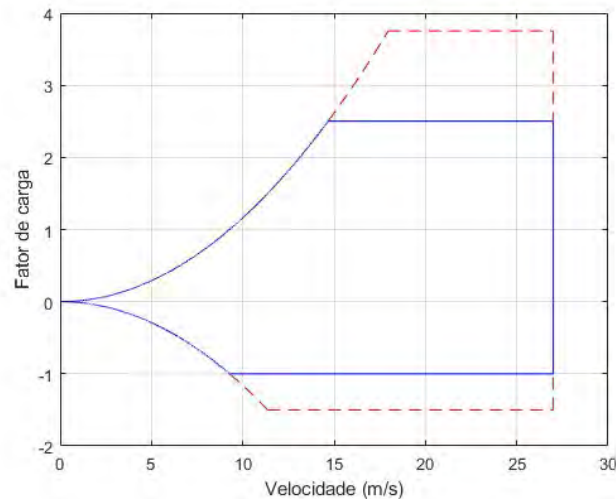
As velocidades de manobra e mergulho do diagrama foram obtidas pelas Equações 5 e 6 respectivamente, e são apresentadas na Tabela 7.

**Tabela 7: Velocidades de manobra e rajada.**

Parâmetro	Valor
$V^*$ [m/s]	14,67
$V_d$ [m/s]	27

**Fonte: Autoria própria.**

A Fig. 47 apresenta o diagrama  $V-n$  de manobra da aeronave, executado conforme as entradas fornecidas acima:

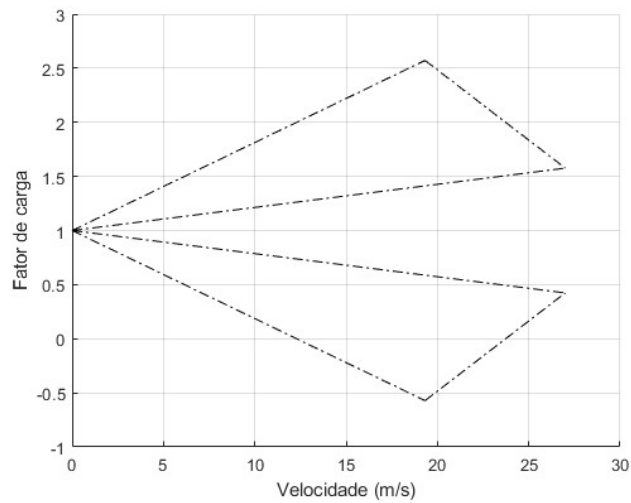
**Figura 47: Diagrama  $V-n$  de manobra.****Fonte: Autoria própria.**

### 3.1.2 DIAGRAMA $V-n$ DE RAJADA

Deve-se considerar durante o dimensionamento da aeronave as rajadas de vento a qual a mesma estará submetida durante sua missão. As rajadas ocasionam um acréscimo do fator de carga experimentado pela aeronave.

A equipe não possui em seu banco de dados as velocidades de rajadas para a velocidade de cruzeiro e mergulho na cidade de São José dos Campos, local onde é realizado a competição. Há valores propostos por normas para estas velocidades, no entanto, a altitude de voo de aeronaves comerciais é muito maior que aquela verificada para aeronaves voltadas para o Aerodesign. Para tanto, considerou-se os valores propostos por Rosa (2006) para este tipo de aeronave, onde a velocidade de rajada e de mergulho para o voo de cruzeiro é de 7,62 m/s e 2 m/s respectivamente. O diagrama obtido é apresentado na Fig. 48.

**Figura 48: Diagrama  $V-n$  de rajada.**

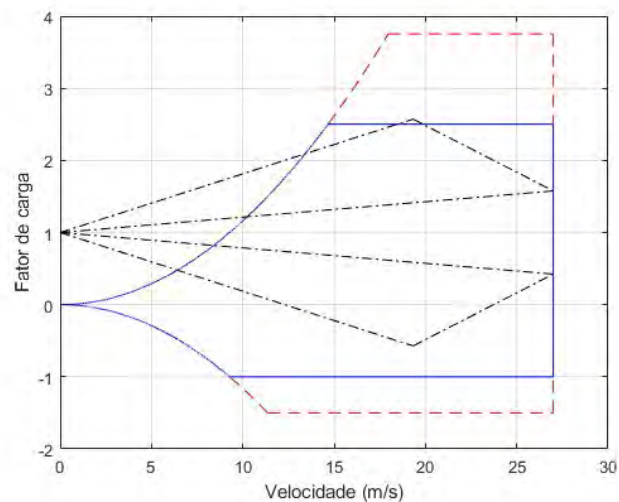


**Fonte: Autoria própria.**

### 3.1.3 DIAGRAMA $V-n$ COMBINADO

Conforme apresentado no capítulo 2.6.4, o diagrama  $V-n$  é uma combinação do diagrama  $V-n$  de rajada e de manobra. Portanto, o diagrama  $V-n$  final obtido pela equipe é exibido na Fig. 49:

**Figura 49: Diagrama  $V-n$  combinado.**



**Fonte: Autoria própria.**

Portanto, há um acréscimo no fator de carga averiguado durante a situação de rajada para velocidade de cruzeiro. Logo, o fator de carga  $n_{max}$  levantado por todo o envelope de voo é 2,57.

### 3.1.4 DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO AO LONGO DA ASA

O principal carregamento a ser considerado no dimensionamento da asa é a distribuição de sustentação ao longo de sua envergadura.

Para a obtenção da distribuição, aplicou-se o método de Schrenk, descrito pelas Equações 15, 16 e 20. A sustentação máxima dentro do envelope de voo foi encontrada utilizando a Eq. 21. As entradas utilizadas para obtenção da distribuição são apresentadas na Tabela 8.

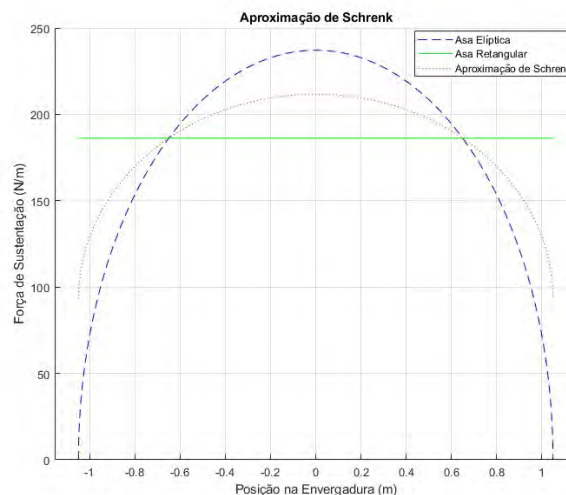
**Tabela 8: Entradas para a distribuição de sustentação ao longo da asa.**

Parâmetro	Valor
Fator de carga máximo	2,57
Peso de decolagem [ $N$ ]	152,055
Sustentação máxima [ $N$ ]	391,055
Envergadura da asa [ $m$ ]	2,1
Área da asa [ $m^2$ ]	1,155
Corda da asa [ $m$ ]	0,55

**Fonte: Autoria própria**

A distribuição de sustentação é apresentada pela Fig. 50:

**Figura 50: Distribuição de sustentação pelo método de Schrenk.**

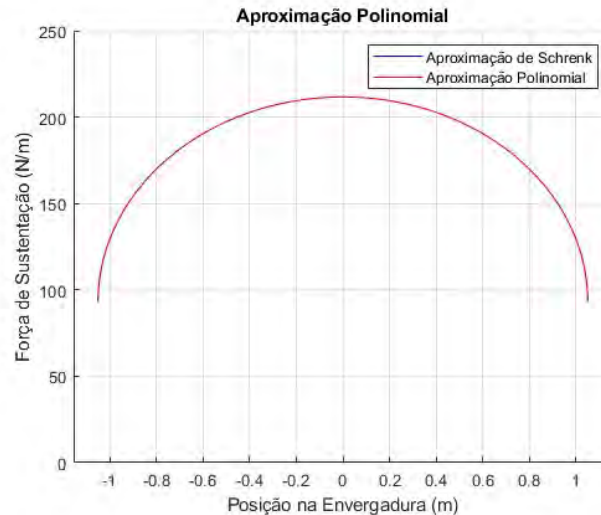


**Fonte: Autoria própria.**

Para que nos próximos passos seja possível a integração da distribuição de sustentação para a obtenção de esforços cortantes e momentos fletores ao longo da envergadura, fez-se necessário a obtenção de uma função que descrevesse o carregamento aplicado na estrutura.

Portanto, foi realizada uma interpolação polinomial, visando obter a sustentação em função da posição da envergadura da asa. A função obtida se trata de um polinômio de grau 25 e seu resultado pode ser observado na Fig. 51.

**Figura 51: Aproximação polinomial da sustentação em função da posição na asa.**



**Fonte: Autoria própria.**

Por fim, para que posteriormente seja possível utilizar estes dados como entradas para a simulação estrutural, aplicou-se a carga de sustentação transferida através das nervuras para a longarina. Portanto, encontrou-se a carga equivalente de sustentação distribuída entre cada nervura da asa.

Abaixo, na Tabela 9, é apresentado a carga de sustentação aplicada em cada nervura da semi-envergadura:

**Tabela 9: Carga de sustentação por nervura para o fator de carga máximo.**

Nº Nervura	Posição relativa [m]	Força aplicada [N]
1	0,05	10,5744
2	0,1	10,5744
3	0,15	10,5744
4	0,2	13,0775
5	0,275	15,5569
6	0,35	17,89
7	0,45	20
8	0,55	19,533
9	0,6515	18,5937
10	0,75	17,3126
11	0,8485	16,1677
12	0,94925	14,2125
13	1,0485	6

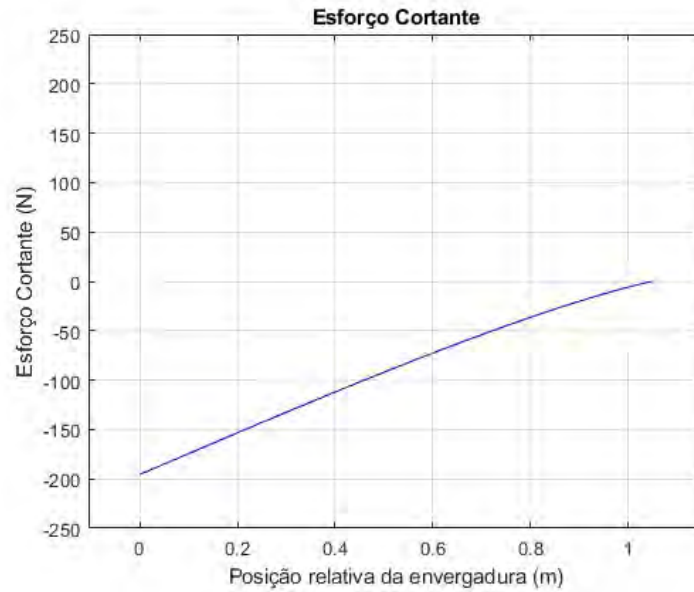
**Fonte: Autoria própria.**

### 3.1.5 ESFORÇOS INTERNOS

Os esforços internos foram obtidos através da formulação proposta no capítulo 2.8, considerando a distribuição de sustentação obtida pela aproximação polinomial.

O esforço cortante foi obtido utilizando-se a Eq. 22 e pode ser visualizado na Fig. 52:

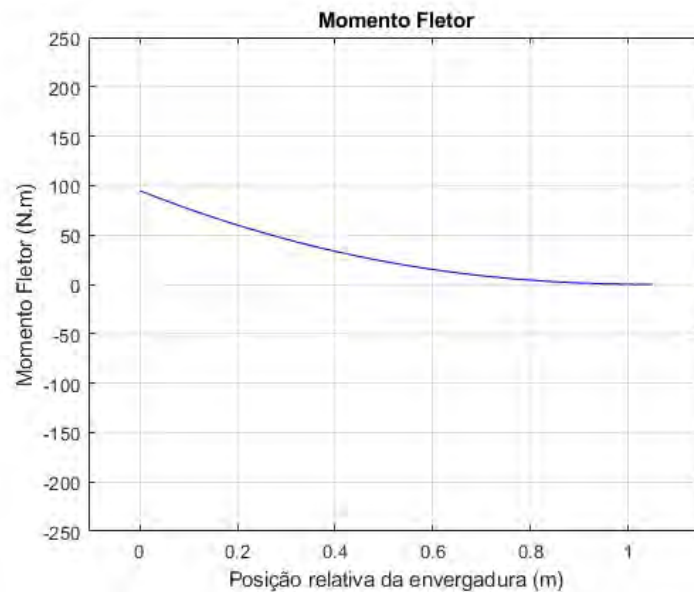
**Figura 52: Esforço cortante ao longo da semi-envergadura.**



**Fonte: Autoria própria.**

Já o momento fletor, apresentado na Fig. 53, foi obtido através da integração do esforço cortante obtido, conforme descrito na Eq. 23:

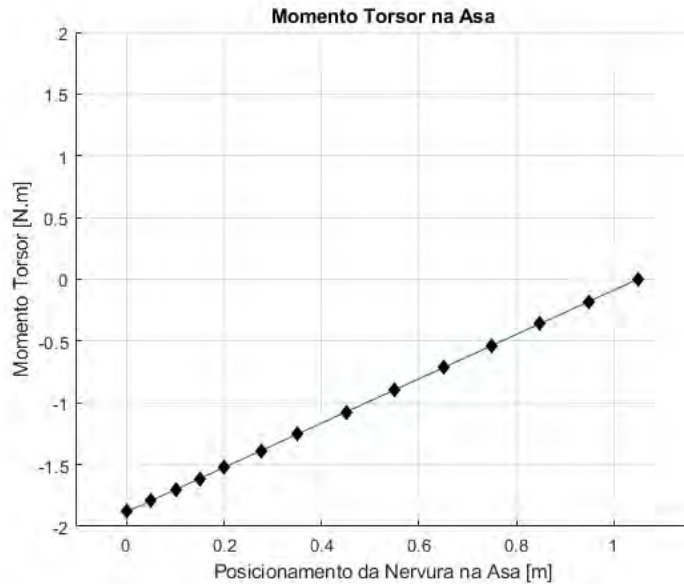
**Figura 53: Momento fletor ao longo da semi-envergadura.**



**Fonte: Autoria própria.**

O momento torsor, apresentado na Fig. 54, foi obtido através do método descrito no capítulo 2.8.

**Figura 54: Momento torsor ao longo da semi-envergadura.**



**Fonte: Autoria própria.**

Assim como a carga de sustentação, tal esforço será aplicado diretamente na nervura durante a simulação estrutural, considerando-se que a carga é transferida à longarina através da nervura. O momento de torção ao longo da semi-envergadura é apresentado na Tabela 10.

**Tabela 10: Momento de torção ao longo da semi-envergadura.**

Nº Nervura	Posição relativa [m]	Momento torsor [N.m]
1	0,05	-1,88136
2	0,1	-1,79165
3	0,15	-1,70193
4	0,2	-1,61221
5	0,275	-1,5225
6	0,35	-1,38792
7	0,45	-1,25334
8	0,55	-1,07391
9	0,6515	-0,894477
10	0,75	-0,712352
11	0,8485	-0,53561
12	0,94925	-0,358868
13	1,0485	-0,178

**Fonte: Autoria própria.**

## 3.2 PROJETO DO TREM DE POUSO

Assim como no projeto de aeronaves tripuladas, para o projeto do trem de pouso de uma aeronave competidora no aerodesign são necessárias algumas considerações e sobreposições de projeto com outros componentes. Na configuração de aeronave adotada pela equipe Abutres Aerodesign no projeto de 2021, a aeronave não possui uma fuselagem convencional para alocação da carga e demais componentes. Portanto, o trem de pouso deve ser uma extensão da asa e deve compartilhar componentes com a superfície sustentadora.

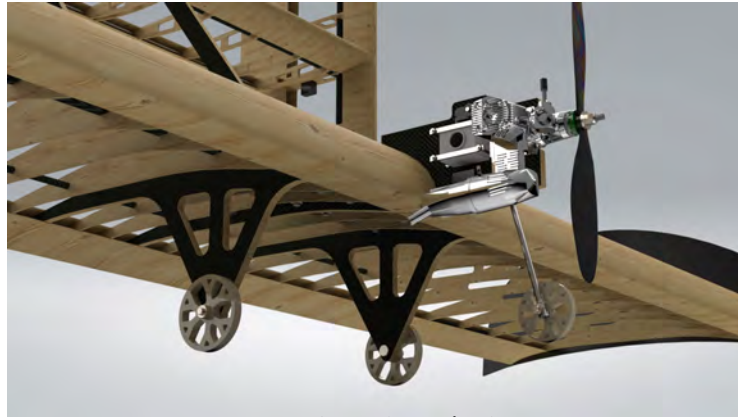
A solução adotada pela equipe pode ser descrita como uma nervura alongada para o exterior do aerofólio, com as dimensões definidas para o conjunto principal do trem de pouso. Como benefício adicional, essa estrutura proposta possibilita uma redução do peso total da aeronave proporcionando um ponto de fixação para o *tail boom* da aeronave sem a necessidade de um novo acréscimo de peso para reforço em outra região da aeronave.

### 3.2.1 CONFIGURAÇÃO DO TREM DE POUSO

A configuração adotada pela equipe é conhecida como "Triciclo", onde o trem de pouso principal é posicionado próximo ao centro de gravidade (*CG*) da aeronave em comparação ao conjunto secundário. O trem de pouso principal consiste em dois conjuntos de rodas igualmente espaçados em relação ao *CG*. Além disso, a aeronave possui um trem de pouso secundário, responsável pela dirigibilidade durante as operações em solo, que recebe uma carga menor.

A escolha da configuração "Triciclo" na modalidade "fixa" para a aeronave da equipe se deu pelo fato da mesma suprir os requisitos impostos pelo projeto, como estabilidade em solo, manufatura facilitada e baixo peso final, além da equipe já estar familiarizada com o processo construtivo da configuração e ser capaz de reduzir a altura do trem de pouso com o intuito de maximizar o efeito solo, possibilitando que a aeronave decole com uma maior carga paga. O Trem de pouso desenvolvido é apresentado na Fig. 55.

**Figura 55: Trem de pouso da aeronave do Projeto de 2021.**



**Fonte: Autoria própria.**

### 3.2.2 ARRANJO GEOMÉTRICO DO TREM DE POUSO

A Tabela 11 evidencia as medidas da configuração do trem de pouso (Parâmetros apresentados no capítulo 2.9) desenvolvida pela equipe Abutres Aerodesign para a aeronave do projeto de 2021.

**Tabela 11: Parâmetros geométricos do Trem de pouso.**

<b>Parâmetro</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
$H_f$	150,00	mm
$H_{cg}$	206,31	mm
Wheel Base	307,66	mm
Wheel Track	320,00	mm
$B_m$	20,25	mm
$B_n$	287,41	mm
$AB$	436,30	mm

**Fonte: Autoria própria.**

### 3.2.3 DISTRIBUIÇÃO DE CARGA

Para obtenção da distribuição da carga entre o componente principal e o secundário do trem de pouso é necessário o uso das equações de equilíbrio, onde o somatório de todas as forças na direção perpendicular ao solo deve ser igual zero, sendo assim, a distribuição das cargas no trem de pouso podem ser calculadas com as Equações 53 e 54:

$$F_n = \frac{B_m}{B} \cdot 100 = 6,58\% \quad (53)$$

$$F_m = \frac{B_n}{B} \cdot 100 = 93,42\% \quad (54)$$

Com o trem de pouso principal suportando 93,42% da carga e o secundário sendo responsável por resistir 6,58% do carregamento, pode-se afirmar que o trem de pouso projetado pela equipe Abutres Aerodesign está dentro dos limites apresentados por Sadraey (2013).

### 3.2.4 REQUISITO DE ROTAÇÃO DE DECOLAGEM

O trem de pouso da aeronave objeto de estudo deve ser capaz de rotacionar livremente por 8 graus ( $\alpha_{TO}$ ), sendo este o momento que aeronave perde contato com o solo, para garantir que a aeronave seja capaz de decolar sem que algum componente se choque com o solo.

Sendo assim, conforme apresentado no capítulo 2.9.1.5, na Eq. 55 é calculado  $\alpha_C$ :

$$\alpha_C = \tan^{-1} \left( \frac{H_f}{AB} \right) = 18,97^\circ \quad (55)$$

Como o limite geométrico para rotação ( $\alpha_C$ ) é maior que a rotação realizada pela aeronave na decolagem ( $\alpha_{TO}$ ), a aeronave não tocará o solo durante a operação.

### 3.2.5 ÂNGULOS DE CAPOTAMENTO

Para garantir a estabilidade da aeronave em solo, é necessário avaliar os ângulos de capotamento. Conforme estabelecido no capítulo 2.9.1.6, o requisito é que o menor ângulo de capotagem ( $\Phi_{ot}$ ) seja maior ou igual ao limite estabelecido de 25 graus.

Para obtenção do primeiro ângulo de capotamento apresentado na Fig. 35.a, como na Eq. 56:

$$\Phi_{ot} = \tan^{-1} \left( \frac{B_n \cdot \text{sen} \left( \tan^{-1} \left( \frac{T}{2 \cdot B} \right) \right)}{H_{cg}} \right) = 32,73^\circ \quad (56)$$

Já para o ângulo apresentado na Fig. 35.b, tem-se na Eq. 57 que:

$$\Phi_{ot} = \tan^{-1} \left( \frac{T}{2 \cdot H_{cg}} \right) = 37,79^\circ \quad (57)$$

Sendo assim, segundo a regra geral estabelecida por Sadraey (2013), o trem de pouso objeto de estudo está dentro dos limites de segurança para que a aeronave seja estável em solo.

### 3.3 CARGAS NO TREM DE POUSO

Conforme apresentado na seção 2.10, o trem de pouso e sua estrutura devem ser avaliados durante o pouso nivelado em três rodas, pouso em duas rodas do trem de pouso principal e pouso em uma das rodas do trem de pouso principal.

A Tabela 12 apresenta os resultados dos cálculos demonstrados na seção 2.10 para obter o carregamento nas rodas do trem de pouso em cada uma das situações em que a estrutura é submetida. Os valores das cargas são separados em componentes horizontal e vertical, sendo o valor da carga correspondente ao trem de pouso principal relativo a apenas uma das rodas.

**Tabela 12: Vetor de carga das situações de pouso avaliadas.**

	<b>Trem de pouso Principal</b>		<b>Bequilha</b>	
	Horizontal	Vertical	Horizontal	Vertical
<b>3 Rodas</b>	71,03	177,56	10,01	25,01
<b>2 Rodas</b>	76,03	190,07	0	0
<b>1 Roda</b>	152,06	380,14	0	0

**Fonte: Autoria própria.**

### 3.4 MATERIAIS UTILIZADOS

Os materiais para o projeto e construção da aeronave de 2021 foram selecionados visando atender os requisitos impostos pelo projeto, buscando alta eficiência estrutural com o objetivo de minimizar o peso vazio da aeronave.

Foram utilizados materiais isotrópicos e ortotrópicos na estrutura buscando balancear os ganhos e custos com a dificuldade acrescida pela manufatura de alguns materiais, e se atentando a que, nos materiais laminados, as propriedades são sensíveis ao processo de laminação e a orientação das fibras em relação ao esforço, além de outros fatores externos.

As propriedades dos materiais utilizados na asa da aeronave de 2021 são apresentadas nas Tabelas 13 e 14:

**Tabela 13: Propriedades dos materiais isotrópicos.**

<b>Material</b>	$E$ [GPa]	$G$ [GPa]	$\sigma_t$ [MPa]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\nu$ [-]
<b>Divinycell H45 GSP</b>	0,045	0,012	1,100	48,000	0,400

**Fonte: Autoria própria.**

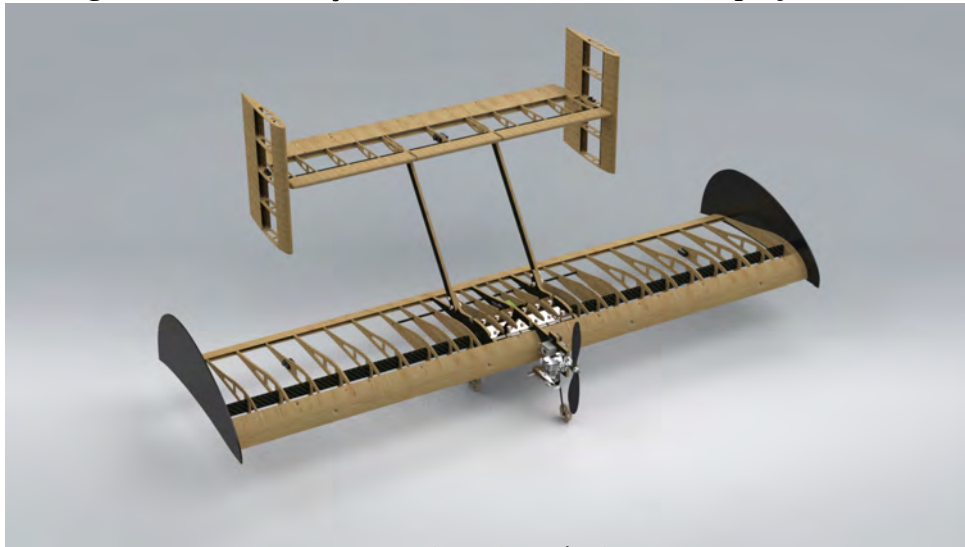
**Tabela 14: Propriedades dos materiais anisotrópicos.**

Material	Direção	$E$ [GPa]	$G$ [GPa]	$\sigma_c$ [MPa]	$\sigma_t$ [MPa]	$\tau$ [MPa]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]
Balsa 1A	Paralelo a Fibra	3,930	0,206	13,900	13,800	4,300	220,000
Balsa 1A	Normal a Fibra	3,930	0,206	13,900	13,800	4,300	220,000
Fibra de Carbono Bidirecional CBX400	Paralelo a Fibra	58,812	2,551	510,000	558,000	48,000	1510,000
Fibra de Carbono Bidirecional CBX400	Normal a Fibra	58,812	2,551	510,000	558,000	48,000	1510,000

**Fonte: Autoria própria.**

### 3.5 DETALHAMENTO ESTRUTURAL

A asa da aeronave projetada pela equipe Abutres Aerodesign, apresentada na Fig. 56, é composta majoritariamente por madeira balsa, fibra de carbono e espuma PVC rígida Divinycell.

**Figura 56: Renderização da estrutura da aeronave do projeto de 2021.**

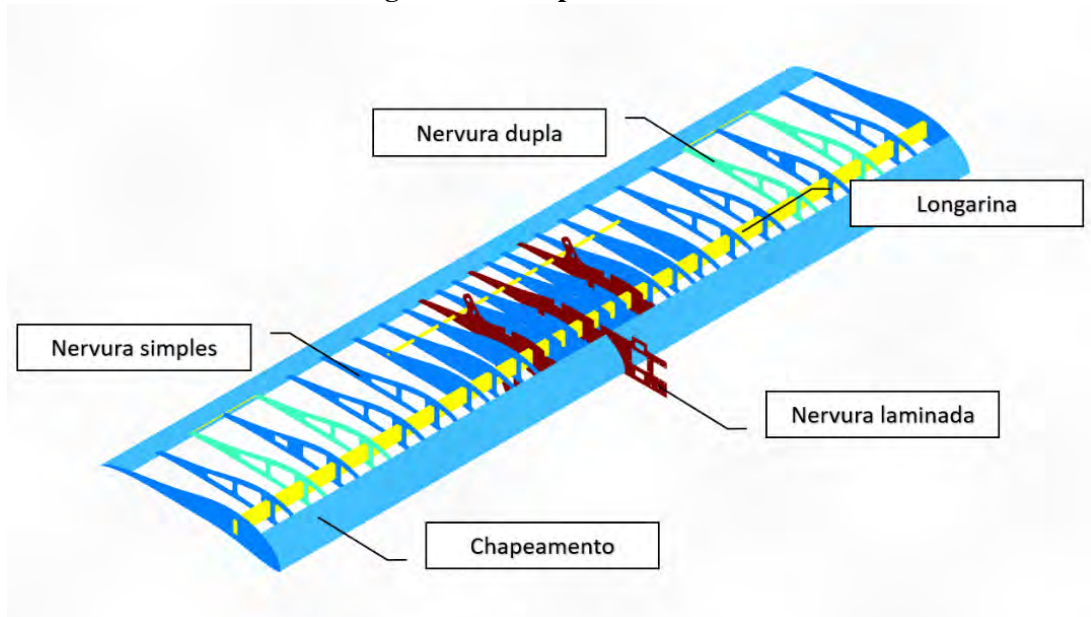
**Fonte: Autoria própria.**

A asa pode ser dividida em cinco componentes de acordo com a configuração dos materiais presentes em cada um, sendo eles:

1. Longarinas;
2. Nervuras simples;
3. Nervuras duplas;
4. Nervuras laminadas;
5. Chapeamento.

A Fig. 57 demonstra a distribuição dos componentes na asa:

**Figura 57: Componentes da asa.**



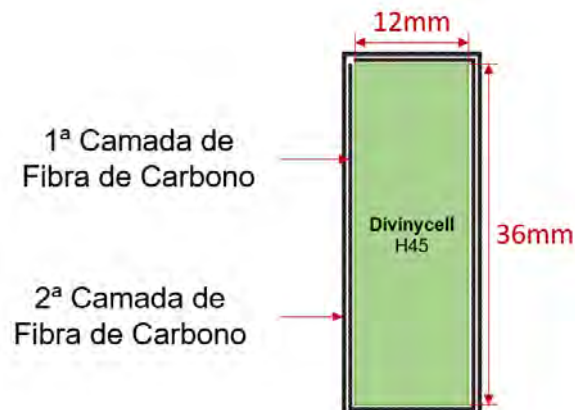
Fonte: Autoria própria.

### 3.5.1 LONGARINAS

#### 3.5.1.1 LONGARINA PRINCIPAL

A longarina principal da aeronave é composta por um laminado de fibra de carbono e um núcleo de espuma PVC rígida Divinycell. A longarina tem 2,1m de comprimento e o núcleo possui uma seção retangular de 36x12mm, que é revestida por duas camadas de laminado de fibra de carbono de 0,61mm cada. A Fig. 58 ilustra a disposição das camadas sobre o núcleo da longarina.

**Figura 58: Demonstração da seção transversal da Longarina principal.**



Fonte: Autoria própria.

### 3.5.1.2 LONGARINAS AUXILIARES

A asa conta com longarinas além da retangular principal da aeronave, como a longarina secundária tubular localizada no centro da asa e numa posição posterior a principal e as longarinas tubulares do aileron. A longarina central foi posicionada após ser identificado, durante as simulações, que a asa projetada necessitava de uma maior rigidez estrutural na região devido aos efeitos do fenômeno de flambagem. As longarinas tubulares do projeto de 2021 são tubos comerciais de fibra de carbono, onde não há a necessidade de manufatura pela equipe.

### 3.5.2 NERVURAS SIMPLES

As nervuras simples são a maioria na asa, e são fabricadas por meio de corte à laser em chapas de madeira balsa com 3mm de espessura.

### 3.5.3 NERVURAS DUPLAS

As nervuras duplas são a união de duas nervuras simples por cola, totalizando em um componente com 6mm de espessura. São posicionadas na região dos ailerons da asa para permitir um correto ajuste do revestimento durante o processo de entelagem da asa, além de proporcionar um tipo de berço para que o aileron seja alocado.

### 3.5.4 NERVURAS LAMINADAS

As nervuras laminadas correspondem às nervuras conjugadas ao trem de pouso e ao suporte do motor da aeronave. Devido a necessidade de prover a fixação para tais componentes, essas nervuras devem contar com um reforço estrutural para que consigam suportar os esforços solicitantes do trem de pouso e suporte do motor. As nervuras laminadas podem ser descritas como um sanduíche de madeira balsa e fibra de carbono, tendo o núcleo composto por três camadas de madeira balsa, e as camadas externas compostas por uma camada laminada de fibra de carbono em cada lateral do componente.

### 3.5.5 CHAPEAMENTO

O chapeamento da asa da aeronave projetada é composta apenas por madeira balsa de baixa espessura. Para a aeronave do projeto de 2021 foram utilizadas chapas de madeira balsa de 1,5mm de espessura.

Na manufatura do formato curvo dos bordos de ataque e fuga, a madeira deve ser levemente embebida em álcool até que se torne maleável, e então possa ser modelada na forma desejada. Após a obtenção da forma, deve-se aguardar que o processo natural de evaporação do álcool ocorra, devolvendo assim a rigidez da madeira balsa.

### 3.6 PROJETO DA ASA

Para o projeto em questão, optou-se por uma aeronave sem fuselagem, sendo assim, os componentes antes alocados na fuselagem, agora foram alocados na asa. A partir desta decisão a asa acumulou várias funções na aeronave, como alocação do suporte de carga, fixação do motor e fixação do trem de pouso.

A estrutura da asa desenvolvida é nervurada e tem formato retangular. Para a longarina principal foram estudados os perfis circular e retangular como possível escolha para sua construção. O perfil retangular apresentou menor massa e possui melhor aspectos construtivos, como maior confiabilidade na fixação das nervuras.

A longarina principal foi posicionada no CA de forma a reduzir o momento torsor e obter maior seção transversal dada a espessura do perfil local. A longarina principal é composta por um núcleo de Divinycell H45 laminado com fibra de carbono.

Além disto, devido a geometria da asa em questão, visando o aumento da rigidez torsional, fez-se necessário a adição de uma longarina secundária com perfil circular. Algumas nervuras também são partes de outros componentes estruturais da aeronave, como o trem de pouso, *tail boom* e suporte de motor, e são compostas por madeira balsa laminada com fibra de carbono.

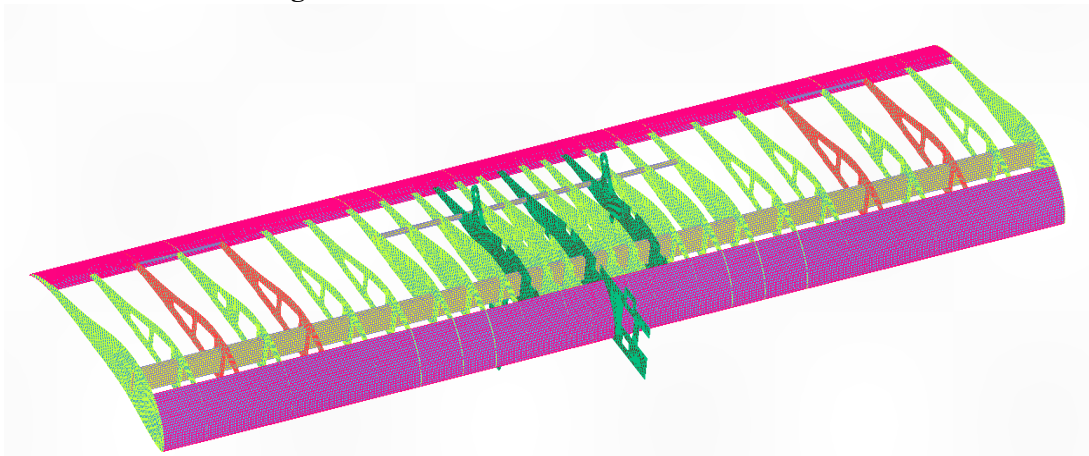
Para os ailerons foram utilizados tubos comerciais de fibra de carbono como longarina, para a fixação da asa e para que fosse possível o movimento foi escolhida a fixação por meio de fita filamentosa.

O posicionamento das nervuras foi feito de modo a ser compatível com os componentes que nela seriam alocados (suporte de carga e servo-motores), e a nervura do trem de pouso foi posicionada de acordo com os critérios de estabilidade discutidos anteriormente. Além disto, verificou-se a flambagem de painéis para os chapeamentos, onde foi necessário alocar algumas nervuras em pontos críticos de modo a evitar a instabilidade estrutural. Para o alívio de peso na estrutura da asa, foi feita a remoção de material em partes das nervuras, tal ação foi posteriormente validada nas análises estáticas e de flambagem.

### 3.6.1 MODELO MEF

Para a modelagem da asa, utilizou-se elementos de placa CQUAD4 nas regiões de parede fina (bordo de ataque e de fuga, nervuras e camadas de fibra da longarina) onde a balsa e a fibra de carbono foram tratadas como materiais ortotrópicos 2D. Já a região do núcleo da longarina foi modelada com elementos CTETRA, onde o Divinycell foi tratado como material isotrópico. A modelagem da junção entre as diferentes malhas foi feita através da coincidência entre nós. A Fig. 59 apresenta o modelo da asa em elementos finitos.

**Figura 59: Modelo da asa em elementos finitos.**

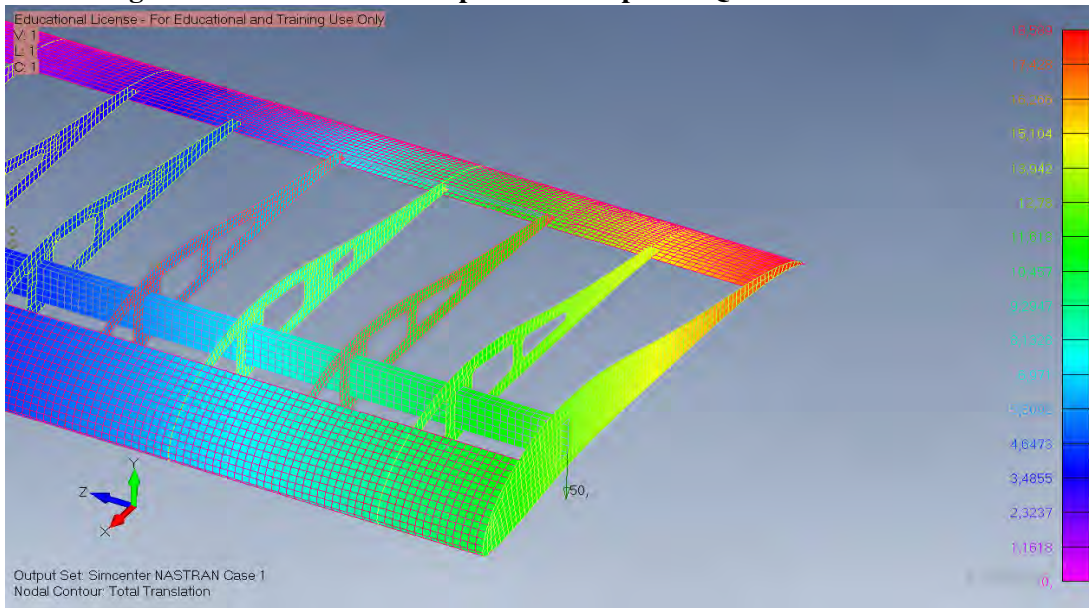


**Fonte: Autoria própria.**

#### 3.6.1.1 VERIFICAÇÃO DA MALHA POR TESTE DE CONVERGÊNCIA

Para verificação da malha obtida, realizou-se um simples teste de convergência para comparação de malhas CQUAD4 do tamanho de 8 milímetros e 5 milímetros respectivamente. O teste foi realizado aplicando-se uma força de 50 N na extremidade da asa para averiguar-se o deslocamento máximo obtido. Para o tamanho de 8 milímetros, com 38006 elementos, obteve-se um deslocamento máximo de 18,813 mm na ponta da asa, conforme Fig. 60.

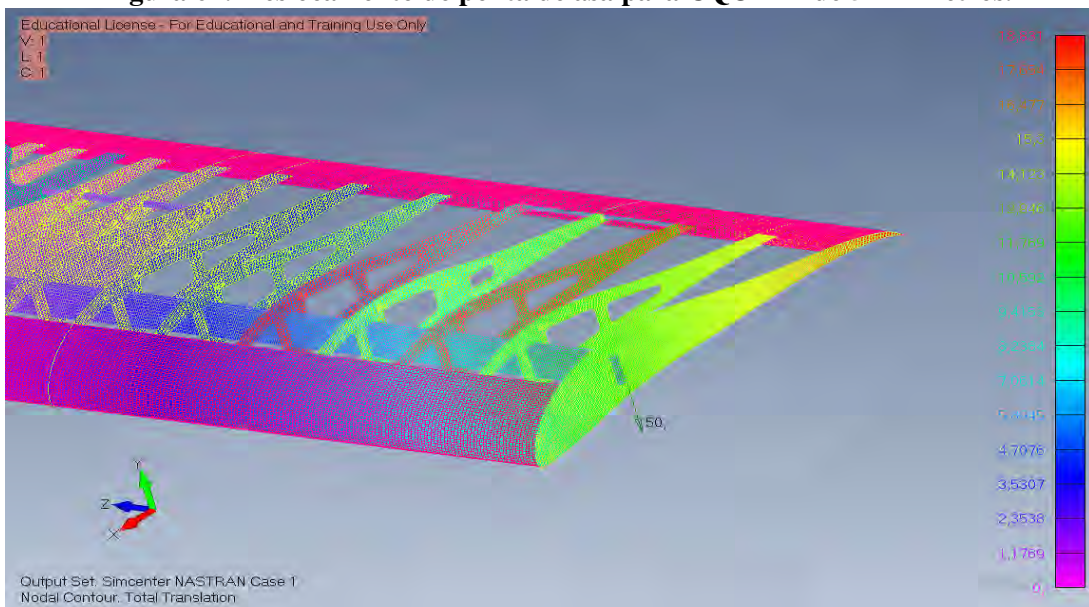
**Figura 60: Deslocamento de ponta de asa para CQUAD4 de 8 milímetros.**



**Fonte: Autoria própria.**

Já para a malha de 5 milímetros, apresentada na Fig. 61, com 94188 elementos, obteve-se um deslocamento máximo de 18,589 mm.

**Figura 61: Deslocamento de ponta de asa para CQUAD4 de 5 milímetros.**



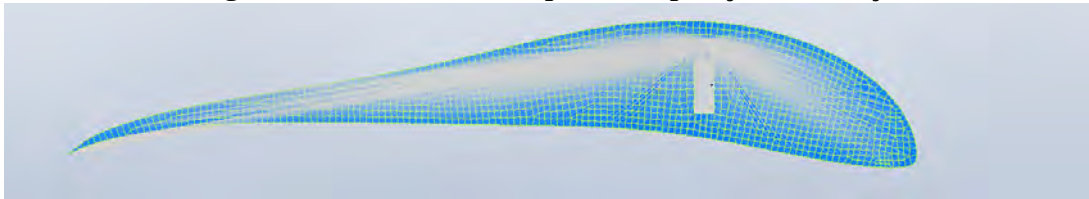
**Fonte: Autoria própria.**

O critério de aceitação definido pela equipe foi de 5% de diferença no deslocamento máximo obtido entre uma malha e outra. Obteve-se uma diferença de 1,3% do deslocamento entre ambas as malhas, portanto, considerou-se a malha adequada para simulação.

### 3.6.2 CONDIÇÕES DE CONTORNO

Os esforços foram aplicados diretamente nas nervuras nos nós dependentes dos elementos rígidos (RBE3), como apresentado na Fig. 62. O nó dependente é localizado no CA da asa, local onde os esforços se concentram, e é responsável por interpolar todos os esforços para os nós independentes da nervura.

**Figura 62: Elemento RBE3 para interpolação de esforços.**

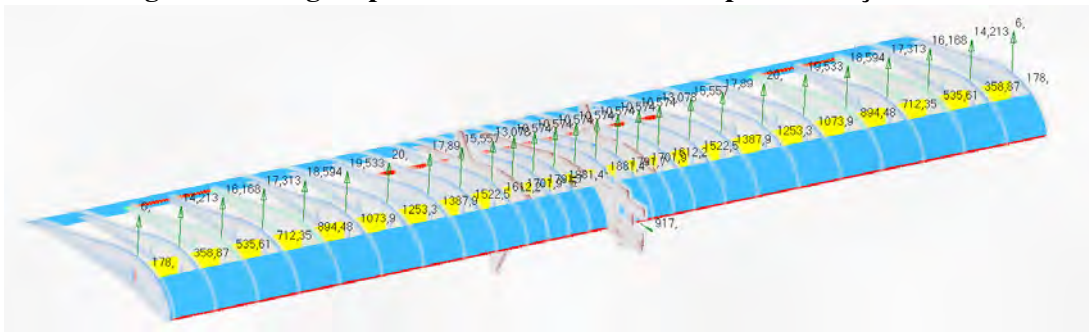


**Fonte: Autoria própria.**

Além das cargas devido ao voo, aplicou-se também as cargas oriundas do suporte de carga e tração do motor, também interpoladas utilizando-se o elemento RBE3.

As cargas atuantes nas estruturas foram aplicadas conforme a situação crítica encontrada por todo o envelope de voo, verificado para a condição de rajada durante a velocidade de cruzeiro. A Fig. 63 apresenta as cargas aplicadas na estrutura da asa para condição de voo.

**Figura 63: Cargas aplicadas na estrutura da asa para condição de voo.**

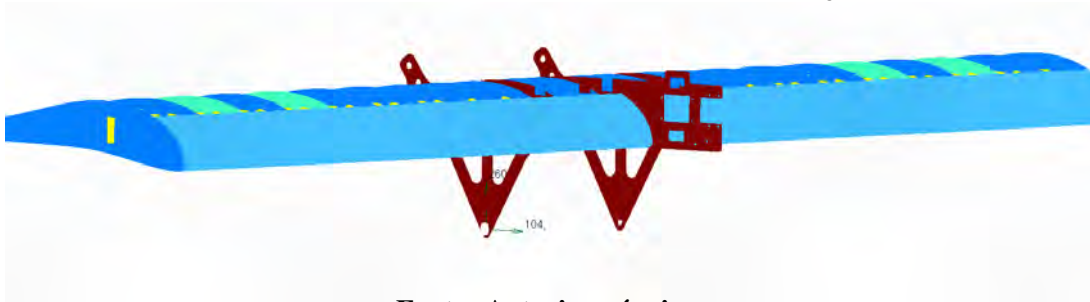


**Fonte: Autoria própria.**

Para a análise estrutural da asa durante o pouso da aeronave, utilizou-se também um elemento rígido RBE3 na região do encaixe da roda na nervura do trem de pouso. Tal análise se faz necessária pelo fato da aeronave ter o trem de pouso principal e bequilha alocados diretamente em nervuras da asa, portanto, todos os esforços advindos destes componentes podem trazer danos estruturais à asa.

Para a validação de pouso, considerou-se as três diferentes situações: pouso com 1 roda do trem principal, pouso com 2 rodas do trem principal, e pouso em 3 rodas. A Fig. 64 apresenta as cargas aplicadas para uma das situações.

**Figura 64: Carga aplicada na estrutura da asa em condição de pouso.**



**Fonte: Autoria própria.**

### 3.6.3 VALIDAÇÃO DA ESTRUTURA

Como critério de validação da estrutura, para os materiais ortotrópicos (Fibra de carbono e madeira balsa), utilizou-se o critério de falha de Hoffmann, obtido através de análises estáticas. Além das análises estáticas, também se levou como critério de aceitação para a estrutura a não ocorrência de flambagem durante todas as situações críticas levantadas anteriormente. Vale salientar-se que tal análise também foi utilizada na definição do espaçamento de nervuras, onde buscou-se evitar a ocorrência de falha por flambagem de painéis na região do bordo de ataque e bordo de fuga.

## 4 RESULTADOS

Através do procedimento definido na metodologia, foi realizado uma análise estrutural dos principais componentes da asa para averiguar a confiabilidade estrutural. No modelo MEF, fez-se análises estáticas e de flambagem visando averiguar as deformações, ocorrência de flambagem e análise de falha pelos critérios definidos para cada material que compõe toda a estrutura da asa, durante as condições críticas de carregamentos em voo e pouso da aeronave.

O critério de falha de Tsai-Wu traz a necessidade da obtenção do parâmetro  $F_{12}$  experimentalmente, o que para o momento era impossível para a equipe. Portanto, o critério de Hoffman foi escolhido devido à avaliação da integridade estrutural dos materiais ortotrópicos e anisotrópicos.

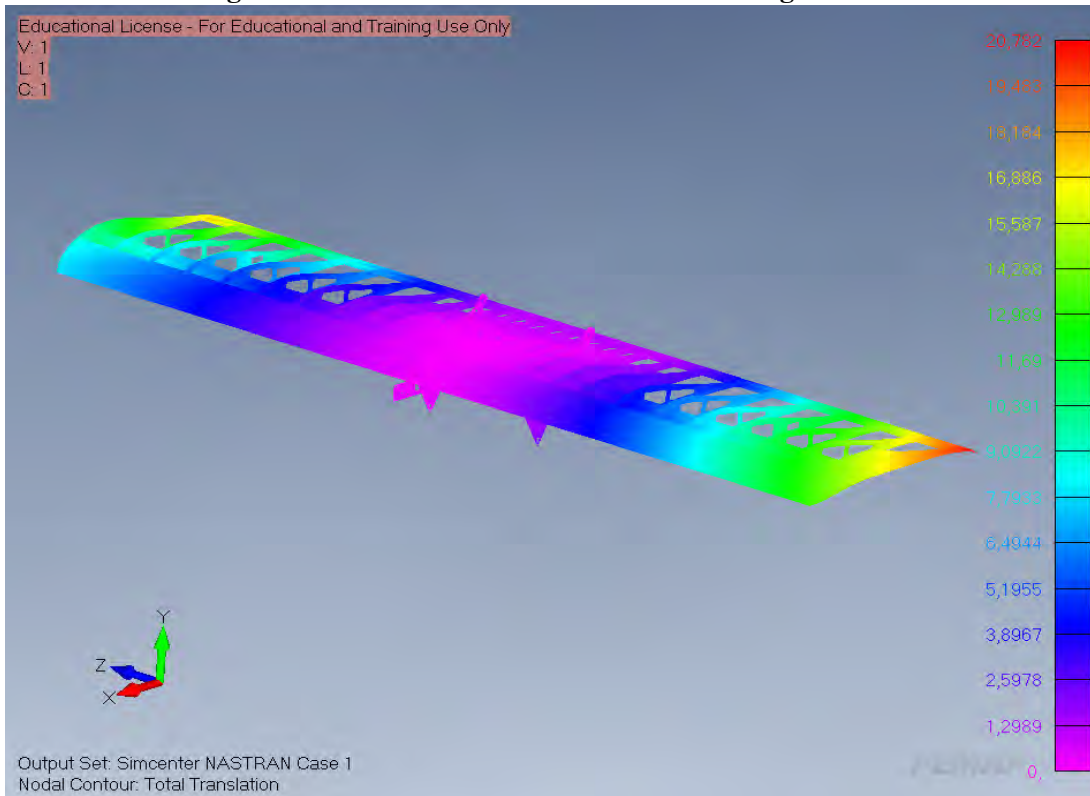
Como critério de aceitação para todos os componentes, conforme descrito na FAR-PART 23 (2002), definiu-se um valor de fator de segurança mínimo para aprovação de 1,5.

### 4.1 ANÁLISE DE CARGAS EM VOO

A Fig. 65 mostra a deformação total gerada pelo carregamento crítico definido no diagrama  $V-n$ .

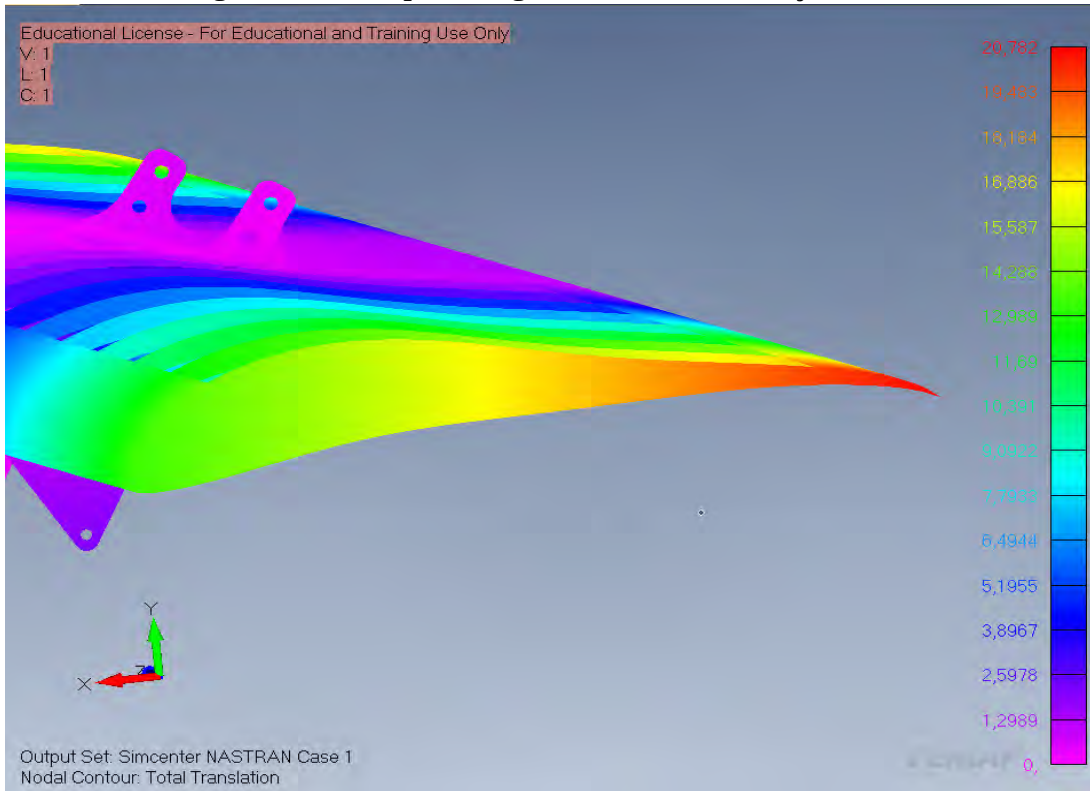
A maior deformação percebida ocorre no bordo de fuga da asa, com uma deflexão total de 20,782 mm. Tal valor foi avaliado com outros projetos de Aerodesign realizados por outras equipes. Em trabalhos correlatos analisados, Oliveira (2020) faz a análise de deflexão em uma asa retangular com 49 cm de corda e envergadura de 2,2 m, dimensões muito próximas à asa analisada neste projeto, resultando em uma deflexão máxima de 40,11 mm. Portanto, tal valor se apresenta adequado para a asa em questão. A Fig. 66 destaca a região de maior deformação na asa.

**Figura 65: Deslocamentos na asa devido às cargas de voo.**



**Fonte: Autoria própria.**

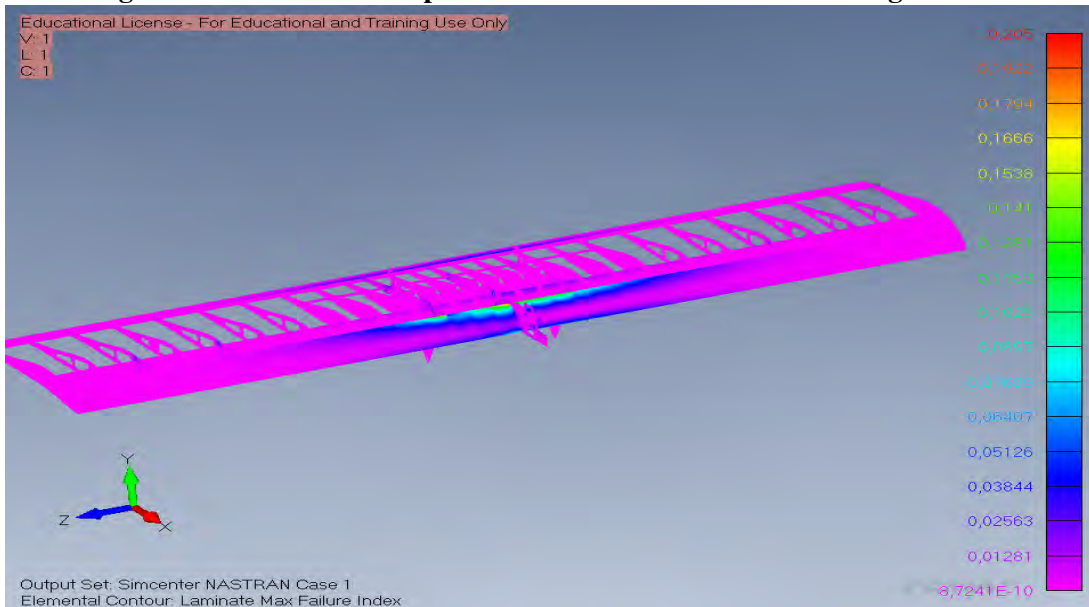
**Figura 66: Destaque da região de maior deformação da asa.**



**Fonte: Autoria própria.**

Para averiguar a integridade estrutural dos componentes, utilizou-se o critério de Hoffman. O maior índice de falha obtido por toda a estrutura da asa foi de 0,205, resultando assim uma margem de segurança de 3,87. O índice de falha ao longo da estrutura é apresentado na Fig. 67.

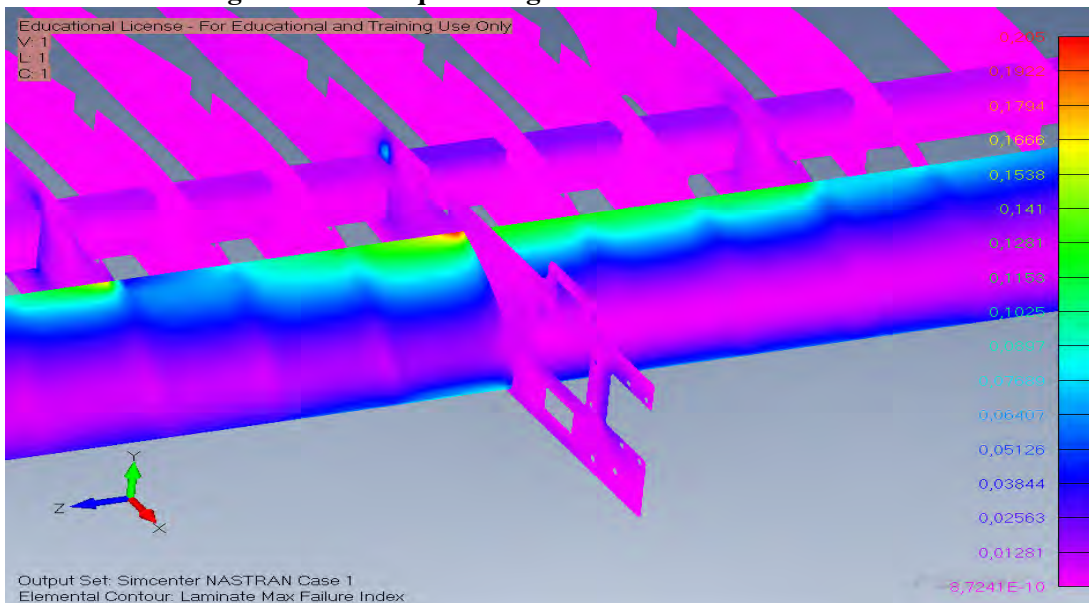
**Figura 67: Índice de falha pelo critério de Hoffman na asa - Cargas de voo.**



Fonte: Autoria própria.

A região com maior índice de falha observado foi no bordo de ataque, na região de contato com a nervura central, sendo esta, destacada na Fig. 68.

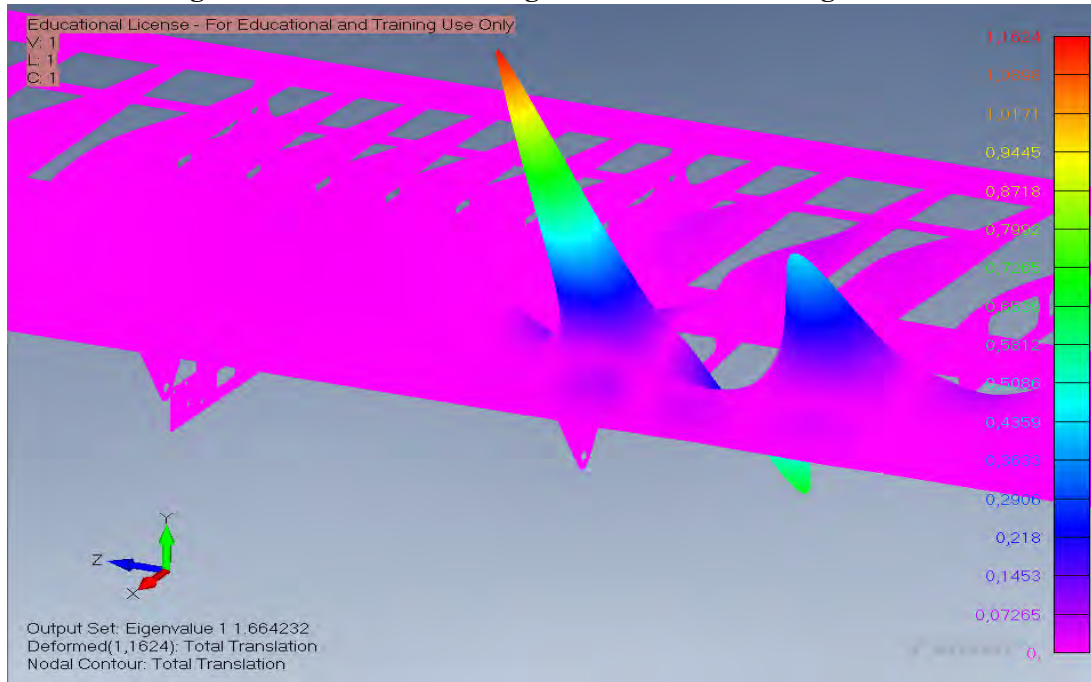
**Figura 68: Destaque da região com maior índice de falha.**



Fonte: Autoria própria.

Para a análise de flambagem, obteve-se um autovalor de 1,66, indicando, conforme a Eq. 52, que a falha só ocorre para 166% da carga aplicada, obtendo um fator de segurança de 1,66. A região crítica analisada é o bordo de ataque, conforme apresentado na Fig. 69.

**Figura 69: Análise de flambagem na asa devido à cargas de voo.**



**Fonte: Autoria própria.**

Portanto, a análise para a condição de carga crítica durante a condição de voo traz uma margem de segurança de 0,66, sendo considerada aprovada de acordo com os critérios estabelecidos pela equipe.

## 4.2 CARGAS ORIUNDAS DO POUSO DA AERONAVE

Além da análise feita para os esforços oriundos das cargas aplicadas na aeronave durante o voo, para a avaliação estrutural da asa, faz-se necessário também o levantamento de cargas advindas do pouso da aeronave. A aeronave em questão foi projetada sem uma fuselagem, portanto, a asa acumula outras funções além da geração de sustentação para voo, como por exemplo, a alocação de uma nervura utilizada como trem de pouso, apresentada na Fig. 70.

Para a avaliação estrutural da aeronave para este caso, serão avaliadas três situações distintas de pouso, sendo elas o pouso em três rodas, duas rodas do trem principal e uma roda do trem principal. Em todos os casos, será feita a avaliação pela análise de flambagem e averiguação de falha pelo critério de Hoffman. Para que a estrutura seja considerada aprovada, faz-se necessário a obtenção de um fator de segurança mínimo de 1,5.

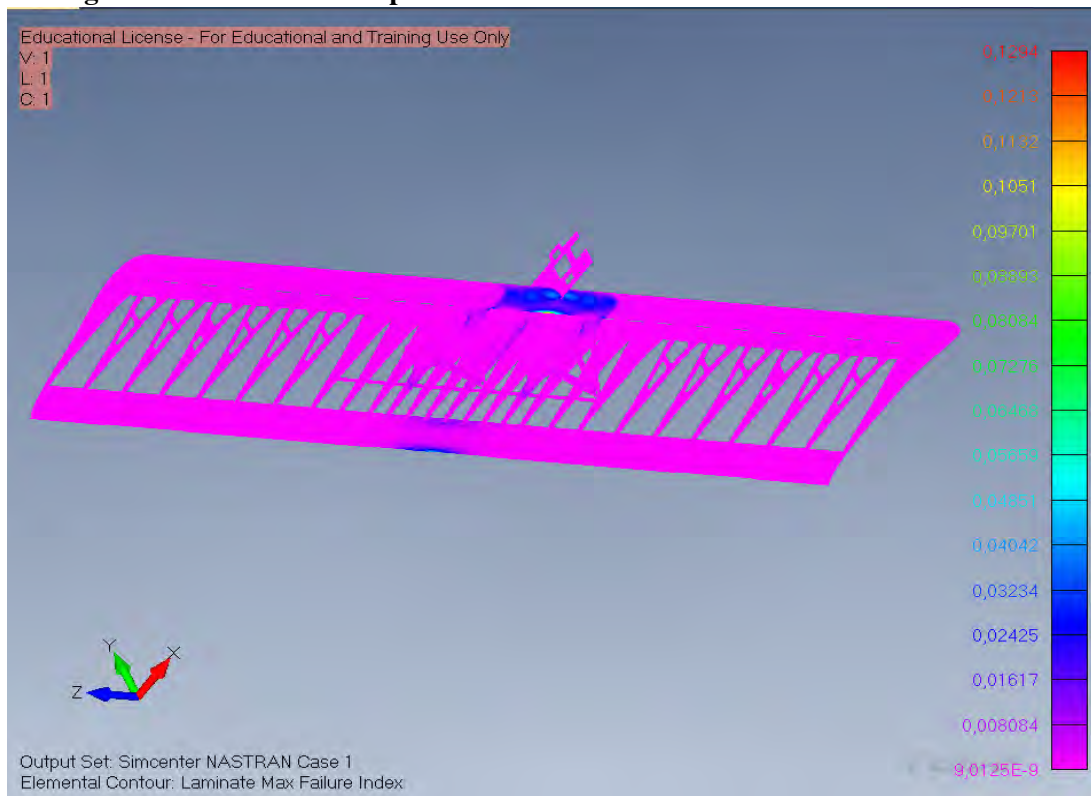
**Figura 70: Nervura da asa conjugada a estrutura do Trem de pouso principal.**



**Fonte: Autoria própria.**

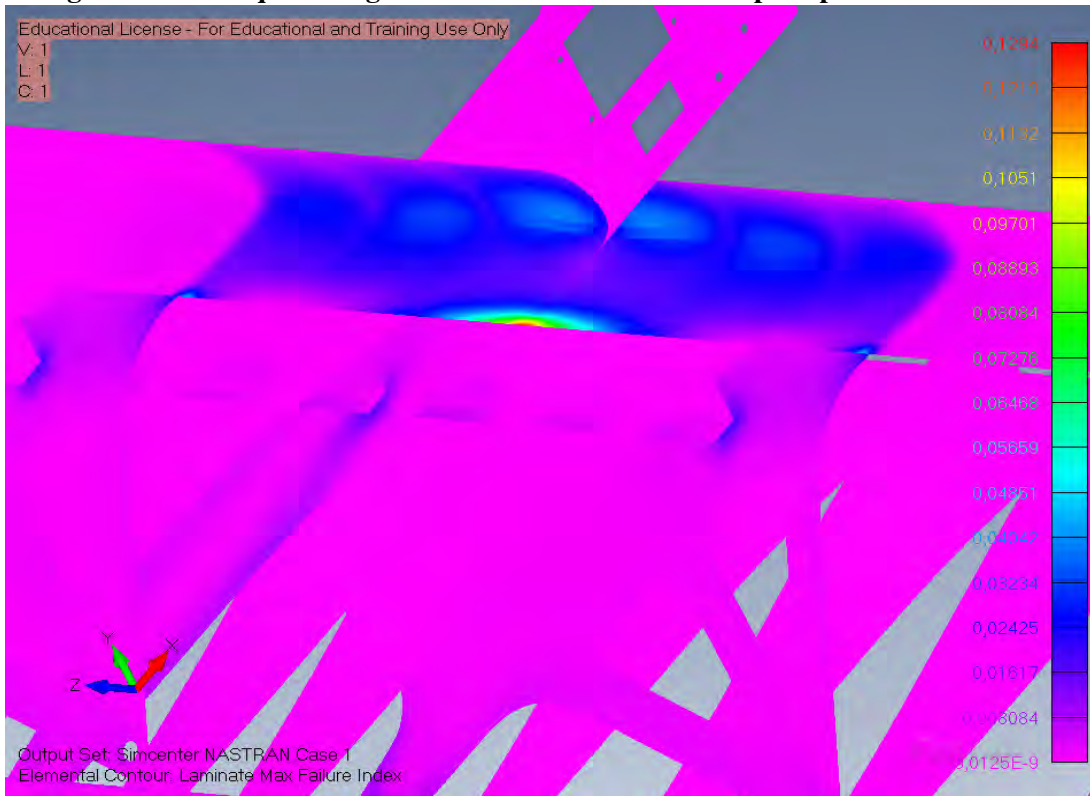
As Figuras 71 e 73 mostram o índice de falha e autovalor para análise de flambagem respectivamente, para a situação de pouso em três rodas. A região com maior índice de falha é a de contato entre a nervura central e o chapeamento, com uma margem de segurança de 6,72. A falha por flambagem ocorre para 452% da carga aplicada. A Fig. 72 destaca a região com maior índice de falha para o pouso em três rodas.

**Figura 71: Índice de falha pelo critério de Hoffman na asa - Pouso em três rodas.**



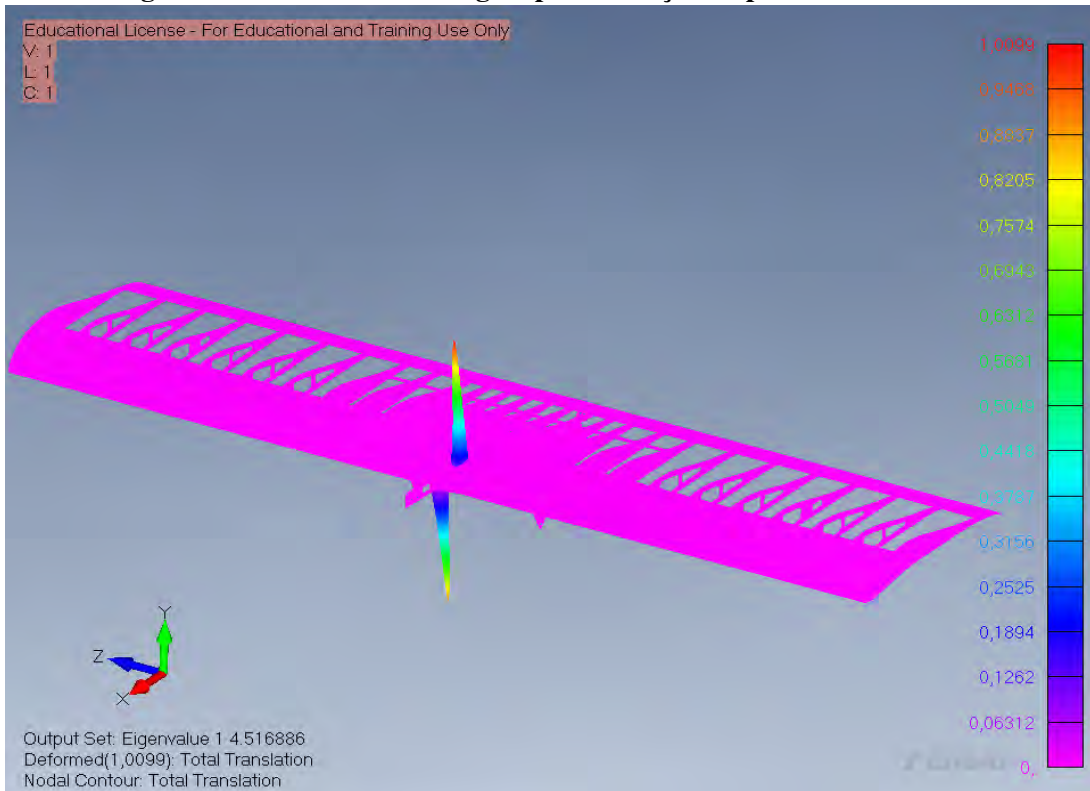
**Fonte: Autoria própria.**

**Figura 72: Destaque da região com maior índice de falha para pouso em três rodas.**



Fonte: Autoria própria.

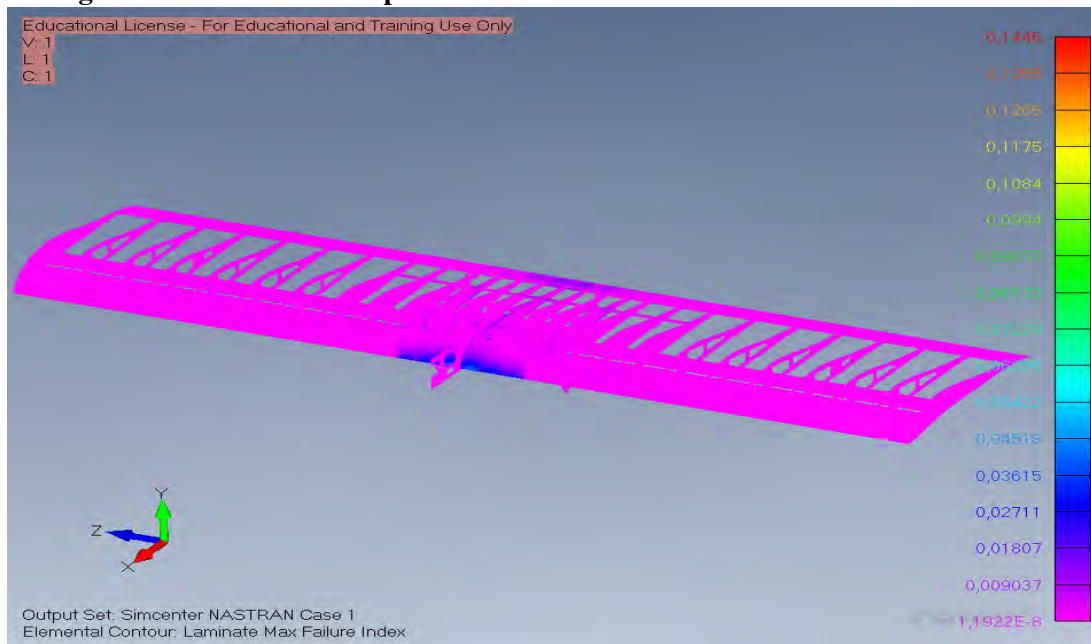
**Figura 73: Análise de flambagem para situação de pouso em três rodas.**



Fonte: Autoria própria.

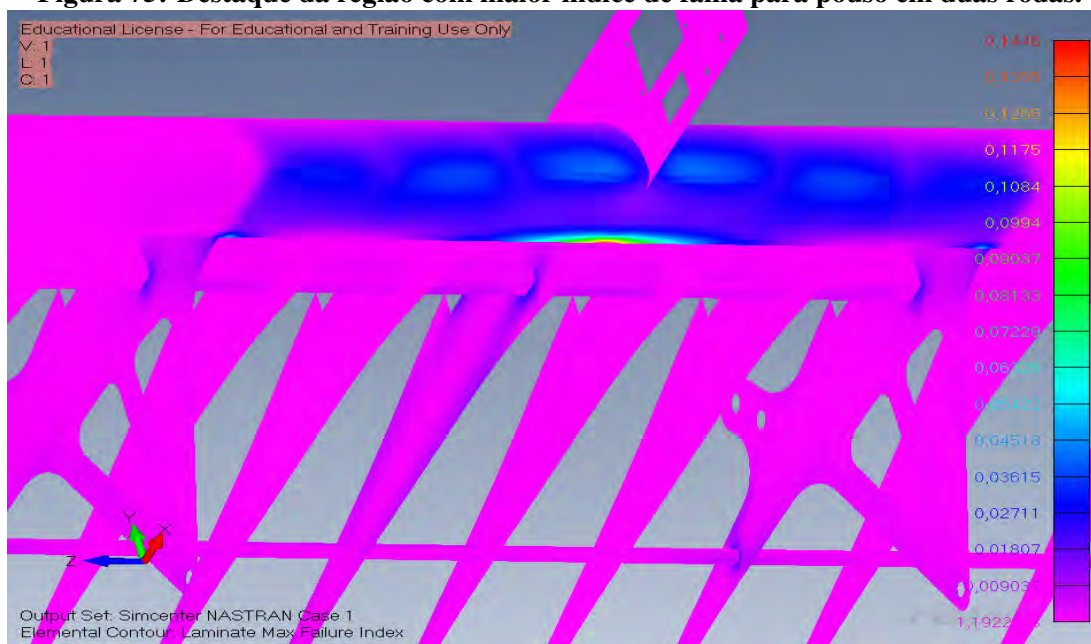
As Figuras 74 e 76 mostram o índice de falha e autovalor para análise de flambagem respectivamente, para a situação de pouso em duas rodas do trem principal. Observa-se que a região mais solicitada é a de contato entre o chapeamento e a nervura central com uma margem de segurança de 5,916. Já a flambagem ocorre apenas para 425% da carga aplicada. A Fig. 75 destaca a região com maior índice de falha para o pouso em duas rodas do trem de pouso principal.

**Figura 74: Índice de falha pelo critério de Hoffman na asa - Pouso em duas rodas.**



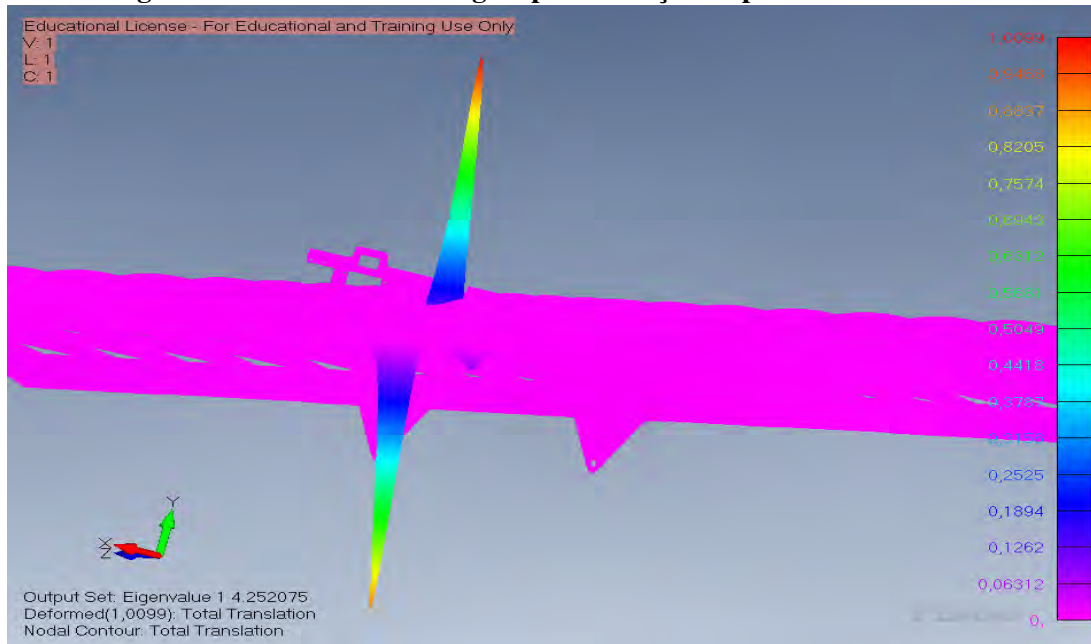
Fonte: Autoria própria.

**Figura 75: Destaque da região com maior índice de falha para pouso em duas rodas.**



Fonte: Autoria própria.

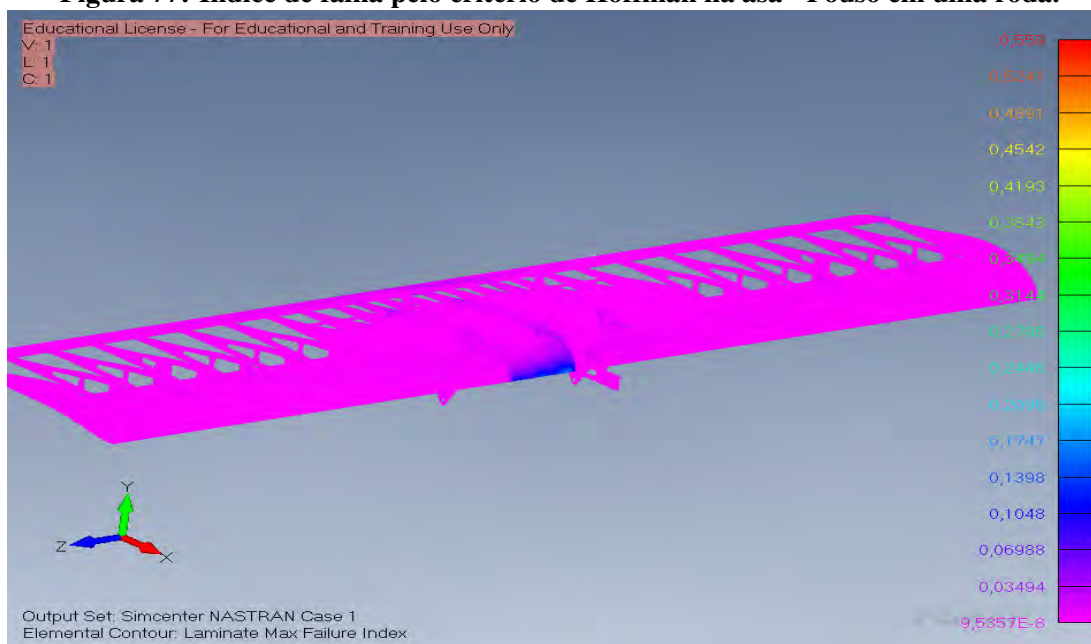
**Figura 76: Análise de flambagem para situação de pouso em duas rodas.**



**Fonte: Autoria própria.**

Para a última situação, o pouso por uma roda do trem de pouso principal, as Figuras 77 e 79 mostram o índice de falha e autovalor para análise de flambagem respectivamente. A margem de segurança obtida pelo critério de Hoffman deste caso foi de 0,79, na região de contato entre o chapeamento e a nervura do trem de pouso principal. Já a flambagem ocorre apenas para 247 % da carga aplicada. A Fig. 78 destaca a região com maior índice de falha para o pouso em uma roda do trem de pouso principal.

**Figura 77: Índice de falha pelo critério de Hoffman na asa - Pouso em uma roda.**



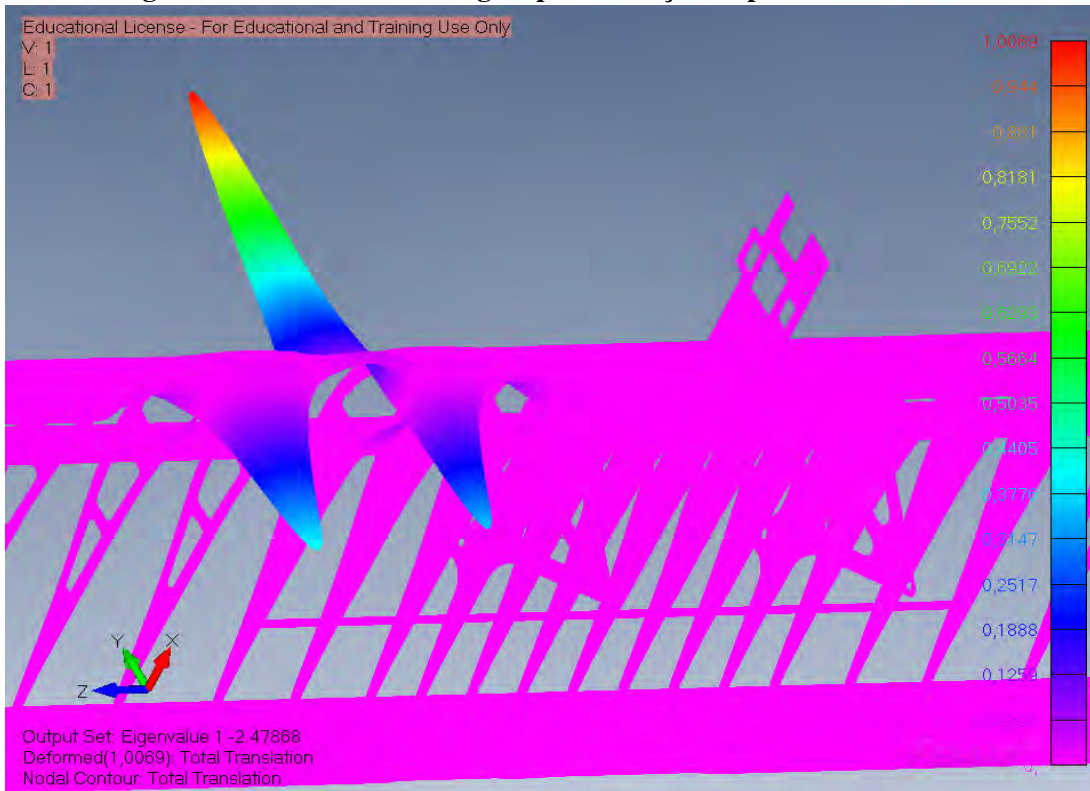
**Fonte: Autoria própria.**

**Figura 78: Destaque da região com maior índice de falha para pouso em uma roda.**



**Fonte: Autoria própria.**

**Figura 79: Análise de flambagem para situação de pouso em uma roda.**



**Fonte: Autoria própria.**

### 4.3 ANÁLISE DE RESULTADOS

Portanto, o menor fator de segurança encontrado por toda a análise foi de 1,66, sendo este para o caso de flambagem devido às cargas oriundas da condição de voo.

As Tabelas 15 e 16 resumem todas as margens de segurança levantadas para as análises estáticas e de flambagem respectivamente.

**Tabela 15: Margem de segurança para as situações analisadas - Critério de Hoffman.**

<b>Análise</b>	<b>Margem de Segurança</b>
Voo	3,87
Pouso em 3 rodas	6,72
Pouso em 2 rodas	5,92
Pouso em 1 roda	0,79

**Fonte: Autoria própria.**

**Tabela 16: Margem de segurança para análises de flambagem.**

<b>Análise</b>	<b>Margem de Segurança</b>
Voo	0,66
Pouso em 3 rodas	3,52
Pouso em 2 rodas	3,25
Pouso em 1 roda	1,48

**Fonte: Autoria própria.**

## 5 CONSIDERAÇÕES FINAIS

A bibliografia disponível para o projeto de aeronaves voltadas para o Aerodesign continua limitada e, portanto, este trabalho visa contribuir com o desenvolvimento de futuros projetos da Equipe Abutres Aerodesign e de outras equipes que participam da competição SAE Aerodesign.

O projeto deixa evidente a importância de se levantar corretamente todas as cargas para o dimensionamento e análise estrutural da asa, porém, tal metodologia deve se estender para todos os componentes estruturais de uma aeronave.

O uso do método de elementos finitos possibilita a criação de uma aeronave mais competitiva e segura, visto que é possível realizar otimizações em diversos componentes, além de possibilitar averiguar àqueles que não satisfazem os critérios mínimos de aceitação propostos por normas ou literaturas acerca do tema.

Os resultados da análise mostram que, durante a análise estrutural, não apenas a análise estática deve ser levada em consideração, mas também deve ser feito o uso de análises de flambagem, visto que diversos componentes que compõem a aeronave tendem a falhar desta forma.

Além disso, o estudo mostra que durante a validação dos materiais compósitos e madeira balsa, os critérios de falhas tradicionais utilizados para materiais isotrópicos podem se mostrar inadequados para materiais ortotrópicos, portanto, deve-se avaliar corretamente qual critério de falha é adequado para o material escolhido.

Por fim, os autores recomendam um estudo mais detalhado para a caracterização dos materiais ortotrópicos, ficando como sugestão o levantamento correto das propriedades de cada material a ser utilizado para otimização dos componentes estruturais. Recomenda-se também o levantamento dos dados de velocidade de vento para velocidade de rajada e velocidade de cruzeiro na cidade de São José dos Campos, à fim de se utilizar dados mais precisos e obter um diagrama de rajada mais condizente com a competição. Para a otimização dos fatores de cargas utilizados, é possível a utilização de um simulador de seis graus de liberdade, à fim de simular a aeronave durante toda sua missão para o levantamento de fatores de cargas mais precisos.

## REFERÊNCIAS

- ABUTRES AERODESIGN. Estruturas e ensaios estruturais. Cornélio Procópio - PR : UTFPR, 2021.
- ALVES FILHO, s. A. **Elementos Finitos: A Base da Tecnologia CAE**. 6. ed. [S.l.]: São Paulo: Érica, 2013.
- ANDERSON JR., J. D. **Introduction to flight**. 3. ed. [S.l.]: McGraw-Hill, 1989.
- COSTA, L. G. M. O. Projeto aerodinâmico de um avião de treinamento primário e acrobático. Rio de Janeiro - RJ : UFRJ, 2013.
- E-composites. **CBX400 Datasheet**. 2021. Disponível em: <[urlhttp://www.marinecomposites.com.br/wp-content/uploads/datasheets/tecido\\_de\\_carbono\\_cbx400.pdf](http://www.marinecomposites.com.br/wp-content/uploads/datasheets/tecido_de_carbono_cbx400.pdf)>.
- E-composites. **Divinycell H45 Datasheet**. 2021. Disponível em: <[urlhttp://www-marinecomposites.com.br/wp-content/uploads/datasheets/divinycell\\_h45.pdf](http://www.marinecomposites.com.br/wp-content/uploads/datasheets/divinycell_h45.pdf)>.
- FAR-PART 23. **Part 23: Airworthiness Standards: Acrobat Category Airplanes**. [S.l.: s.n.], 2002.
- FEMAP, S. **Element Library Reference**. [S.l.]: Siemens: Digital Industries Software, 2021.
- FISH, T. B. J. **Um Primeiro Curso em Elementos Finitos**. 1. ed. [S.l.]: Rio de Janeiro : LTC, 2009.
- HIBBELER, R. C. **Resistência dos Materiais**. 7. ed. [S.l.]: São Paulo : Pearson Prentice Hall, 2010.
- HIBBELER, R. C. **Estática: Mecânica para Engenharia**. 12. ed. [S.l.]: São Paulo : Pearson Prentice Hall, 2011.
- ISCOLD, P. H. **Introdução às Cargas nas Aeronaves**. 1. ed. [S.l.]: Belo Horizonte: UFMG, 2002.
- JAR-VLA. **Airworthiness standards: Light airplanes**. [S.l.: s.n.], 2004.
- MASCIA, R. A. S. N. T. Análise de critérios de resistência aplicados à madeira. Vitória - ES : UFES, 2012.
- MEGSON, T. **Aircraft Structures for engineering students**. 4. ed. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2007.
- NIU, M. C.-Y. **Airframe Structural Design: Practical Design Information and Data on Aircraft Structures**. 2. ed. [S.l.]: Adaso Adastra Engineering Center, 1999.

NMG Composites Co., Ltd. **Balsa Wood Block Density 220 kg/m<sup>3</sup>**. MatWeb: Material Property Data, 2021. Disponível em: <\urlhttps://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?matguid=55eb0f1985a043c185fa834aafc8c5f5&ckck=>.

OLIVEIRA, J. R. S. de. Análise estrutural do conjunto asa-fuselagem de uma aeronave de aerodesign. Joinville - SC : UFSC, 2020.

RAO, S. S. **The Finite Element Method in Engineering**. 5. ed. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2010.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. 2. ed. [S.l.]: Washington - DC : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE - com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: AeroDesign: Aerodinâmica e Desempenho**. 1. ed. [S.l.]: Salto - SP: Edição do Autor, 2014.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE - com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: AeroDesign: Estabilidade e Estruturas**. 1. ed. [S.l.]: Salto - SP: Edição do Autor, 2014.

ROSA, E. da. **Introdução ao Projeto Aeronáutico: Uma contribuição à Competição SAE Aerodesign**. 1. ed. [S.l.]: Florianópolis : UFSC/GRANTE, 2006.

SADRAEY, M. H. **Aircraft Design: A Systems Engineering Approach**. 1. ed. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2013.

SADRAEY, M. H. **Aircraft Performance: An Engineering Approach**. 1. ed. [S.l.]: CRC Press, 2016.

TORENBEEK, H. W. E. **Flight Physics: Essentials of Aeronautical Disciplines and Technology, with Historical Notes**. 1. ed. [S.l.]: Springer, 2009.

WHITE, F. M. **Mecânica dos Fluidos**. 6. ed. [S.l.]: McGraw-Hill, 2011.

## ANEXO A – ALGORITMO MATLAB (DIAGRAMA $V - n$ )

```

1 %% Diagrama V-n combinado
2 clear all
3 clc
4 %% Diagrama V-n de Manobra
5 %% Entradas
6 clmax =2.66; %Coeficiente de sustentação máximo [ - ]
7 clmin =-0.8874828; %Coeficiente de sustentação mínimo [ - ]
8 c = 0.55; %Corda aerodinâmica média da asa [m]
9 a = 4.25; %Inclinação da curva de sustentação [rad^-1]
10 MTOW = 15.5; %Massa de decolagem da aeronave [kg]
11 g = 9.81; %Aceleração da gravidade [m/s^2]
12 rho = 1.156; %Densidade do ar [kg/m^3]
13 rho_sea = 1.225; %Densidade do ar ao nível do mar [kg/m^3]
14 S = 1.15; %Area da asa [m^2]
15 vmax = 21.6; %Velocidade máxima [m/s]
16 vcru = 19.32; %Velocidade de cruzeiro [m/s]
17 vd = 27; %Velocidade de mergulho [m/s]
18 vestol = 9.69; %Velocidade de estol [m/s]
19 vman = 14.67; %Velocidade de manobra [m/s]
20 vraj_cru = 7.62; %Velocidade de rajada para velocidade de cruzeiro [m/s]
21 vraj_mer = 2; %Velocidade de rajada para velocidade de mergulho [m/s]
22 %% Calculos
23 W= MTOW*g; %Peso aeronave [N]
24 nmax = rho*(vman^2)*S*clmax/(2*W); %Fator de carga máximo [ - ]
25 nmin = -0.4*nmax %Fator de carga mínimo [ - ]
26 nult_pos = 1.5*nmax; %Fator de carga último positivo [ - ]
27 nult_neg = 1.5*nmin; %Fator de carga último negativo [ - ]
28 ug = 2*(MTOW/S)/(rho*c*a); %Razão de massa [ - ]
29 kg = (0.88*ug)/(5.3+ug); %Fator de alívio de rajada [ - ]
30 ve = sqrt((2*W*nmin)/(rho*S*(-clmax))); %Velocidade fator de carga negativo [m/s]
31 vf = sqrt((2*W*nult_pos)/(rho*S*(clmax))); %Velocidade no ponto F [m/s]
32 vi = sqrt((2*W*nult_neg)/(rho*S*(-clmax))); %Velocidade no ponto I [m/s]
33 %% Vetores auxiliares Região Segura
34 %CURVA AB
35 vab= [0:0.001:vman];
36 nab_vet = rho*(vab.^2)*S*clmax/(2*W);
37 %CURVA BC
38 vbc = [vman:0.001:vd];
39 nbc_vet = repelem(nmax,numel(vbc));
40 %CURVA CD
41 ncd_vet = [nmax:-0.001:nmin];
42 vcd = repelem(vd,numel(ncd_vet));
43 %CURVA DE
44 ved = [vd:-0.001:ve];
45 ned_vet = repelem(nmin, numel(ved));
46 %CURVA AE
47 vae = [0:0.001:ve];
48 nae_vet= -rho*(vae.^2)*S*clmax/(2*W);
49
50 %% Vetores auxiliares região de deformação permanente
51 %CURVA BF
52 vbf = [vman:0.01:vf];
53 nbf_vet = rho*(vbf.^2)*S*clmax/(2*W);
54 %CURVA FG
55 vfg = [vf:0.01:vd];
56 nfg_vet = repelem(nult_pos, numel(vfg));
57 %CURVA GC
58 ngc_vet = [nult_pos:-0.01:nmax];

```

```

59 vgc =repelem(vd, numel(ngc_vet));
60 %CURVA AI
61 vai = [ve:0.01:vi];
62 nai_vet = rho*(vai.^2)*S*(-clmax)/(2*W);
63 %CURVA IH
64 vih = [vi:0.01:vd];
65 nih_vet = repelem(nult_neg, numel(vih));
66 %CURVA HD
67 nhd_vet = [nult_neg:0.01:nmin];
68 vhd = repelem(vd,numel(nhd_vet));
69
70 %% Vetores auxiliares para Diagrama de rajada
71 %Rajada devida velocidade de cruzeiro
72 vcru_vet = [0,vcru];
73 ncru_pos = 1+((kg*vraj_cru.*vcru_vet*a*rho*S)/(2*W));
74 ncru_neg = 1-((kg*vraj_cru.*vcru_vet*a*rho*S)/(2*W));
75 %Rajada devida velocidade de manobra
76 vmer_vet = [0,vd];
77 nmer_pos = 1+((kg*vraj_mer.*vmer_vet*a*rho*S)/(2*W));
78 nmer_neg = 1-((kg*vraj_mer.*vmer_vet*a*rho*S)/(2*W));
79 %Vetores auxiliares
80 vj_vet = [vcru,vd];
81 nj_vet = [max(ncru_pos), max(nmer_pos)];
82 nk_vet = [min(ncru_neg), min(nmer_neg)];
83 %% Gráficos Diagrama de Manobra
84 plot(vab,nab_vet,'b');
85 hold on
86 grid on
87 plot(vbc,nbc_vet,'b');
88 plot(vcd,ncd_vet,'b');
89 plot(ved,ned_vet,'b');
90 plot(vae,nae_vet,'b');
91 plot(vbf,nbf_vet,'--r');
92 plot(vfg,nfg_vet,'--r');
93 plot(vgc,ngc_vet,'--r');
94 plot(vai,nai_vet,'--r');
95 plot(vih,nih_vet,'--r');
96 plot(vhd,nhd_vet,'--r');
97 plot(vcru_vet,ncru_pos,'-.k');
98 plot(vmer_vet,nmer_pos,'-.k');
99 plot(vcru_vet,ncru_neg,'-.k');
100 plot(vmer_vet,nmer_neg,'-.k');
101 plot(vj_vet,nj_vet,'-.k');
102 plot(vj_vet,nk_vet,'-.k');
103 xlabel('Velocidade (m/s)')
104 ylabel('Fator de carga')

```

## ANEXO B – ALGORITMO MATLAB (SCHRENK/ESFORÇOS INTERNOS)

```

1 %% Cálculo de distribuição de sustentação
2 clc
3 clear all
4 close all
5
6 %% INPUTS PARA A ROTINA
7
8 b = 2.1; % [m] ENVERGADURA TOTAL DA ASA
9 c = 0.55; % [m] CORDA DA ASA
10 m = 15.5; % [kg] MASSA
11 p = 1.225; % [kg/m^3] DENSIDADE DO AR
12 v = 14.67; % [m/s] VELOCIDADE DE MANOBRA
13 n_max = 2.5718; % [-] FATOR DE CARGA MAXIMO POSITIVO
14 g = 9.81; % [m/s^2] ACELERAÇÃO DA GRAVIDADE
15 cm = -0.045; % [-] -0.045 COEFICIENTE DE MOMENTO MÁXIMO
16 ii = 5*10^-4; % [-] 5*10^-4 ITERAÇÃO
17 n_pol = 25; % [-] GRAU DO POLINÔMIO PARA APROXIMAÇÃO
18
19 s_rt = b*c; % [m^2] AREA DA PARTE RETANGULAR
20 s_el = pi*b*c; % [m^2] AREA DA ASA ELIPTICA
21
22 L = n_max*m*g; % [N] SUSTENTAÇÃO TOTAL
23
24 q = (p*v^2)/2; % PRESSÃO DINÂMICA
25
26 pos_nervuras = [-1.0485 -0.94925 -0.8485 -0.75 -0.6515 -0.55 -0.45 -0.35 -0.275 -0.2 -0.150 -0.1 -0.05 0 0.05 0.1 0.150 0.2
27 0.275 0.35 0.45 0.55 0.6515 0.75 0.8485 0.94925 1.0485 ]
28
29 %% VETOR DE POSIÇÃO DA ENVERGADURA DA ASA
30 x = -b/2:ii:b/2 ;
31
32 %% CALCULO DA SUSTENTAÇÃO PARA ASA ELÍPTICA
33
34 L_x_el = ((4*L)/(b*pi))*sqrt(1-((2*x)/(b)).^2);
35
36 %% CALCULO DA SUSTENTAÇÃO PARA ASA RETANGULAR (POSITIVA E NEGATIVA)
37
38 L_x_rt(1:size(x,2)) = L/b;
39
40 %% CALCULO PARA A APROXIMAÇÃO DE SCHRENK
41
42 L_x_sc = (L_x_rt+L_x_el)/2;
43
44 %% PLOT DOS RESULTADOS GRÁFICOS OBTIDOS (SCHRENK)
45
46 figure('Name','Aproximação de Schrenk','NumberTitle','off');
47 hold on
48 plot(x,L_x_el,'blue');
49 plot(x,L_x_rt,'green');
50 plot(x,L_x_sc,'red');
51 legend('Asa Elíptica','Asa Mista','Aproximação de Schrenk');
52 title('Aproximação de Schrenk');
53 xlabel('Posição na Envergadura (m)');
54 ylabel('Força de Sustentação (N/m)');
55 axis([-1.1*b/2 1.1*b/2 0 250]);
56 grid on;
57 hold off;

```

```

58 %% APROXIMAÇÃO POLINOMIAL PARA A CURVA DE SCHRENK
59
60 LOAD = polyfit(x,L_x_sc,n_pol);
61
62 %% PLOT DOS RESULTADOS GRÁFICOS OBTIDOS (APROXIMAÇÃO POLINOMIAL)
63
64 figure('Name','Aproximação Polinomial','NumberTitle','off');
65 hold on
66 plot(x,L_x_sc,'blue');
67 plot(x,polyval(Load,x),'red');
68 legend('Aproximação de Schrenk','Aproximação Polinomial');
69 title('Aproximação Polinomial');
70 xlabel('Posição na Envergadura (m)');
71 ylabel('Força de Sustentação (N/m)');
72 axis([-1.1*b/2 1.1*b/2 0 250]);
73 grid on;
74 hold off;
75
76 %% CALCULO DOS ESFORÇOS INTERNOS
77
78 fres = polyint(Load); % INTEGRA A FORÇA DE SUSTENTAÇÃO
79 FRES = diff(polyval(fres,[0 b/2])); % APLICA O INTERVALO DE INTEGRAÇÃO
80
81 AAA = Load; % VARIÁVEL AUXILIAR PARA CÁLCULO
82 AAA(n_pol+2) = 0; % MULTIPLICA A FUNÇÃO POR X
83 BBB = polyint(AAA); % INTEGRA A FUNÇÃO ACIMA
84 CCC = diff(polyval(BBB,[0 b/2])/diff(polyval(fres,[0 b/2])); % LOCALIZAÇÃO DO CENTRÓIDE DA FORÇA
85 C1 = FRES; % CONSTANTE DE INTEGRAÇÃO PARA A CORTANTE
86 C2 = FRES*CCC; % CONSTANTE DE INTEGRAÇÃO PARA O MOMENTO FLETOR
87
88 SHEAR = polyint(Load,-C1); % CÁLCULO DO ESFORÇO CORTANTE NA ENVERGADURA
89 BEND = polyint(SHEAR,C2); % CÁLCULO DO MOMENTO FLETOR NA ENVERGADURA
90
91 %% PLOT DOS RESULTADOS GRÁFICOS OBTIDOS (ESFORÇOS INTERNOS)
92
93 figure('Name','Esforços Internos','NumberTitle','off');
94 hold on
95
96 x_zero = x(x>=0);
97
98 subplot(1,3,1);
99 plot(x_zero,polyval(Load,x_zero),'blue');
100 title('Distribuição de Sustentação');
101 ylabel('Distribuição de Carga (N/m)');
102 xlabel('Posição relativa da envergadura (m)');
103 grid on;
104 axis([-0.1*b/2 1.1*b/2 -250 250]);
105
106
107 subplot(1,3,2);
108 plot(x_zero,polyval(SHEAR,x_zero),'blue');
109 title('Esforço Cortante');
110 ylabel('Esforço Cortante (N)');
111 xlabel('Posição relativa da envergadura (m)');
112 grid on;
113 axis([-0.1*b/2 1.1*b/2 -250 250]);
114
115
116 subplot(1,3,3);
117 plot(x_zero,polyval(BEND,x_zero),'blue');
118 title('Momento Fletor');
119 ylabel('Momento Fletor (N.m)');
120 xlabel('Posição relativa da envergadura (m)');
121 grid on;
122 axis([-0.1*b/2 1.1*b/2 -250 250]);
123
124 hold off;
125
126
127 %% DEFINIÇÃO DAS CARGAS PONTUAIS NAS NERVURAS
128
129 dados = [x; polyval(Load,x)];
130 save('dados_dist.txt','dados','-ascii');

```

```

131 %% LEITURA DO ARQUIVO "dados_dist.txt"
132
133 arquivo = fopen('dados_dist.txt', 'r');
134 data = fscanf(arquivo, '%f %f', [2 Inf]);
135 fclose(arquivo);
136
137 %% DEFININDO AS CARGAS EM CADA NERVURA
138
139 num_nervuras = numel(pos_nervuras);
140 f_nervuras = zeros(1, num_nervuras);
141 delta_b = data(1,2) - data(1,1);
142 aux1 = 1;
143
144 for i = 2:num_nervuras
145     d = pos_nervuras(i) - pos_nervuras(i-1);
146     aux2 = numel(find(data(1,:) <= pos_nervuras(i)));
147     F_aux = data(2, aux1:aux2) * delta_b;
148     M_aux = F_aux .* (data(1, aux1:aux2) - data(1,aux1));
149     f_nervuras(i) = (sum(M_aux) / d);
150     f_nervuras(i-1) = f_nervuras(i-1) + (sum(F_aux) - f_nervuras(i));
151     aux1 = aux2 + 1;
152 end
153
154 %% PLOT DOS RESULTADOS GRÁFICOS OBTIDOS (CARGAS PONTUAIS NAS NERVURAS)
155
156 figure('Name','Cargas Pontuais nas Nervuras','NumberTitle','off');
157 hold on;
158 bar(pos_nervuras, f_nervuras, 0.4);
159 title('Carga Aplicada em Cada Nervura');
160 xlabel('Posicionamento da Nervura na Asa [m]');
161 ylabel('Força Aplicada na Nervura [N]');
162 grid on;
163 axis([-1.1*b/2 1.1*b/2 -5 30]);
164 hold off;
165
166 %% CALCULO DAS CORDAS NA RAIZ E PONTA DE CADA REGIÃO (INICIO CALCULO DO MOMENTO TORSOR)
167
168 t_pos_nervuras = pos_nervuras(pos_nervuras>=0);
169 c1(1,1) = c;
170
171 %% CALCULO DA AREA E CORDA MEDIA DE CADA REGIÃO
172 corda_media = c;
173
174 for i=1:1:(size(t_pos_nervuras,2)-1)
175     si(1,i) = (t_pos_nervuras(1,i+1)-t_pos_nervuras(1,i))*corda_media;
176 end
177
178 %% CALCULO DO MOMENTO TORSOR
179 t_nervuras = cm.*si*corda_media*q;
180
181 %% PLOT DOS RESULTADOS GRÁFICOS OBTIDOS (MOMENTO TORSOR)
182
183 t_nervuras_plot = zeros(1,size(t_nervuras,2));
184 for i=1:1:size(t_nervuras,2)
185     t_nervuras_plot(1,i) = sum(t_nervuras(1,(i:size(t_nervuras,2))));
186 end
187
188 t_nervuras_plot(1,i+1) = 0;
189
190 figure('Name','Momento Torsor na Asa','NumberTitle','off');
191 hold on;
192 plot(t_pos_nervuras, t_nervuras_plot, 'd-', 'MarkerEdgeColor', 'black', 'MarkerFaceColor', 'black');
193 title('Momento Torsor na Asa');
194 xlabel('Posicionamento da Nervura na Asa [m]');
195 ylabel('Momento Torsor [N.m]');
196 grid on;
197 axis([-0.1*b/2 1.1*b/2 -2 2]);
198 hold off;

```

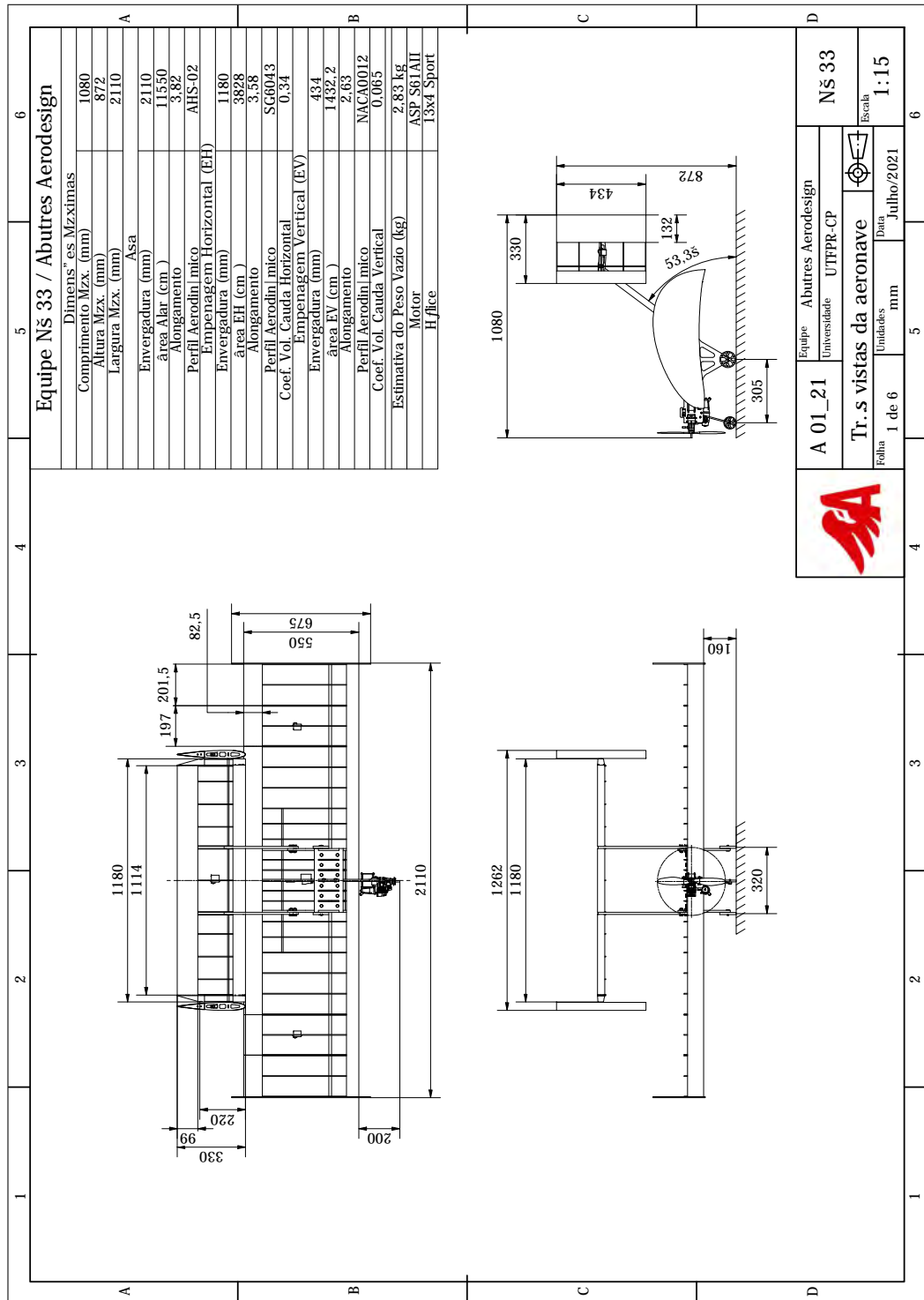
## ANEXO C – ALGORITMO MATLAB (CARGAS NO TREM DE POUSO)

```

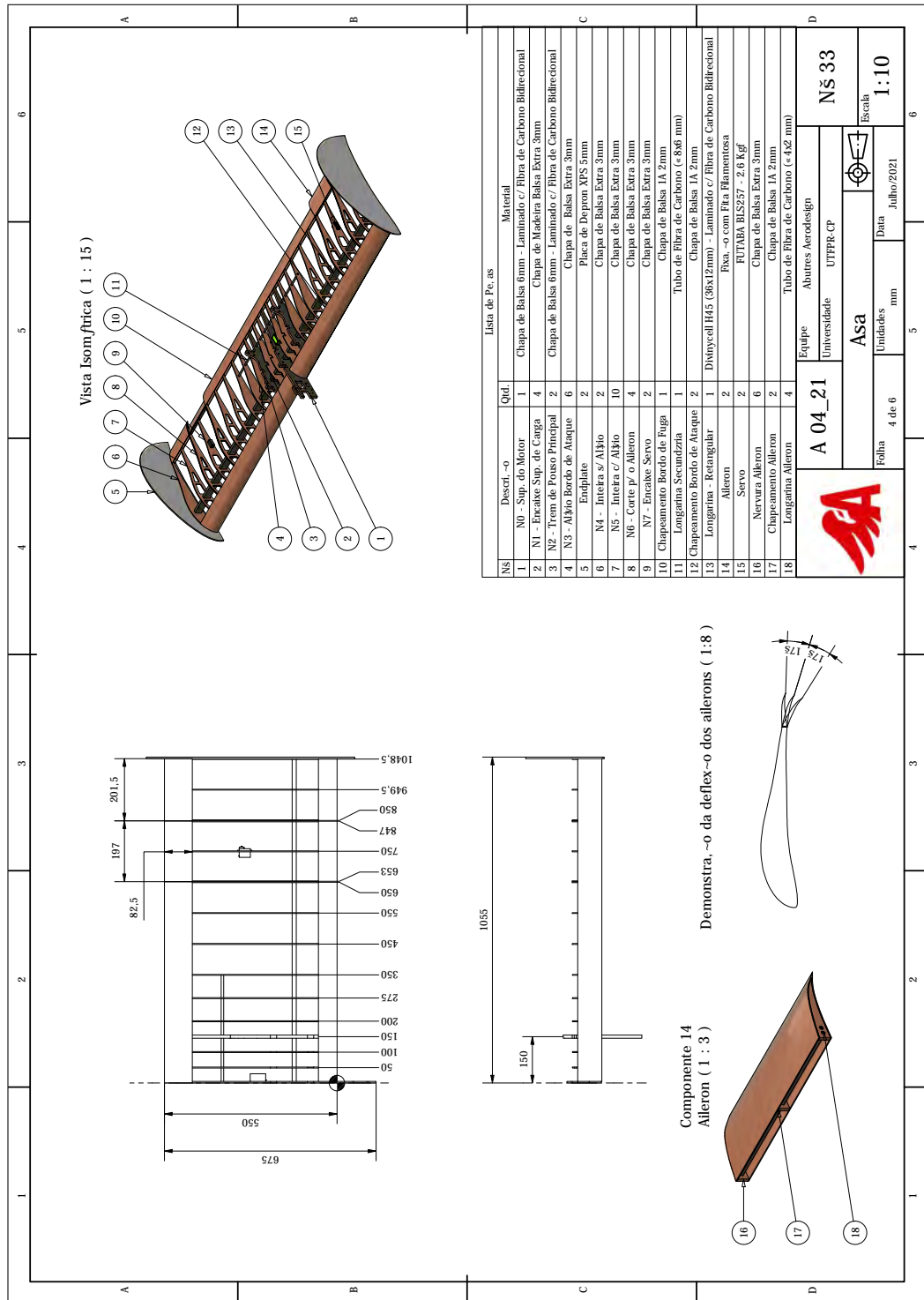
1  %% CALCULO DAS CARGAS NO TREM DE POUSO %%
2  %1 - POUSO EM UMA RODA, 2- POUSO EM DUAS RODAS, 3 - POUSO EM TRÊS RODAS %
3  %FA: Força atuante [N]
4  %FV: Força vertical no trem principal [N]
5  %FH: Força horizontal no trem principal [N]
6  %g: Aceleração da gravidade [m/s^2]
7  %Pc: Carga total aplicada [kg]
8  %Fc: Fator de carga
9  clear all
10 clc
11 %% DADOS DE ENTRADA
12 g = 9.81;
13 Pc = 15.5 ;
14 Fc = 2.5;
15 FA = g*Pc*Fc;
16 %% POUSO CRÍTICO - UMA RODA DO TREM PRINCIPAL
17 FV_1 = FA;
18 FH_1 = 0.4*FA;
19 %% SITUAÇÃO 2 - POUSO COM DUAS RODAS DO TREM PRINCIPAL
20 FV_2 = FA*0.5;
21 FH_2 = FA*0.2;
22 %% SITUAÇÃO 3 - POUSO COM 3 RODAS
23 FV_3 = FA*0.9342*0.5;
24 FH_3 = FV_3*0.4;
25 FV_B = FA*0.0658; %Força vertical na bequilha
26 FH_B = 0.4*FV_B; %Força horizontal na bequilha
27 %% MATRIZES PARA RELATÓRIO DE RESULTADOS
28 situac = {'POUSO EM UMA RODA'; 'POUSO EM DUAS RODAS'; 'POUSO EM TRÊS RODAS'};
29 FVB = [0; 0; FV_B];
30 FHB = [0; 0; FH_B];
31 FVP = [FV_1; FV_2; FV_3]; %Em cada roda
32 FHP = [FH_1; FH_2; FH_3]; %Em cada roda
33 T = table(situac,FHB,FVB,FHP,FVP);
34 T.Properties.VariableNames([1 2 3 4 5]) = {'Situacao' 'HORIZONTAL_BEQUILHA' 'VERTICAL_BEQUILHA' 'HORIZONTAL_PRINCIPAL' '
    VERTICAL_PRINCIPAL'};
35 T
36 writetable(T,'myData.csv','Delimiter',';', 'QuoteStrings',true)
37 type 'myData.csv'

```

ANEXO D – PLANTA - 3 VISTAS (FORMATO AERONÁUTICO)



ANEXO E - PLANTA - DETALHAMENTO ESTRUTURAL DA ASA



ANEXO F - PLANTA - COMPARTIMENTO DE CARGA E TREM DE POUSO

