



Eduardo dos Santos de Castro

**Projeto de Componentes Estruturais de uma
Aeronave de Aerodesign**

Projeto de Graduação

Projeto de Graduação apresentado ao Departamento de Engenharia Mecânica da PUC-Rio.

Orientador: Ivan F. M. Menezes

Rio de Janeiro
Junho de 2018

Agradecimentos

Em primeiro lugar gostaria de agradecer a Deus, origem e fonte da vida, que me deu inspiração para concluir meus objetivos, além de saúde e forças para superar as dificuldades.

Ao meu pai Mauricio da Silva de Castro, à minha mãe Maria Elisabeth dos Santos de Castro e à minha irmã Nathalia dos Santos de Castro, que sempre estiveram ao meu lado dando apoio e carinho.

Aos meus avós Sylvio de Castro e Wilma da Silva de Castro e à minha madrinha Marly da Silva de Castro, que me acompanharam de perto todos esses anos e me orientaram com bons conselhos, principalmente nos momentos difíceis da minha vida acadêmica.

Ao meu orientador Ivan F. M. Menezes, pelo suporte na realização deste trabalho.

Um agradecimento especial aos amigos da equipe AeroRio pela oportunidade de convivência e de aprendizado conjunto num segmento diferenciado e desafiador como o de aerodesign.

Resumo

Projeto de Componentes Estruturais de uma Aeronave de Aerodesign

O trabalho traz um guia técnico para o desenvolvimento do projeto estrutural de uma aeronave de aerodesign. Este guia é constituído de duas partes: a primeira aborda a teoria sobre o tema, baseada em referências bibliográficas e, a segunda apresenta o exemplo do projeto estrutural do modelo ESC001 idealizado para fins deste trabalho.

O guia técnico em questão é direcionado à equipe de Aerodesign do Centro Técnico Científico da PUC-RIO (CTC/PUC-RIO) e propõe uma forma dinâmica de aprendizado, com linguagem simples e eficaz que facilita o entendimento de cada etapa do projeto estrutural de uma aeronave de aerodesign. Com isso, pode acelerar a participação efetiva de novos integrantes, já que a equipe possui uma característica peculiar de renovação constante.

Palavras-chave

Aerodesign; cargas; estruturas.

Abstract

Design of structural components of an aerodesign aircraft

The work brings a technical guide for the Design of structural components of an aerodesign aircraft. This guide is made up of two parts: the first shows the theory on the subject, based on bibliographical references, and the second presents the example of the structural design of the ESC001 model devised for the purposes of this work.

The developed technical guide is directed to the Aerodesign team of the scientific Technical Center of PUC-RIO (CTC / PUC-RIO) and proposes a dynamic form of learning, with simple and effective language that facilitates the understanding of each stage of the structural design of a aerodesign aircraft. With this, it can accelerate the effective participation of new members, since the team has a self characteristic of constant renovation.

Keywords

Aerodesign; loads; structural.

Sumário

1	Introdução	9
1.1	Apresentação do problema	9
1.2	Proposta do trabalho	10
2	Guia Técnico para Elaboração do Projeto Estrutural de uma Aeronave de Aerodesign	12
2.1	Introdução	12
2.2	Definição dos componentes estruturais da aeronave	12
2.3	Diagrama Vxn	13
2.4	Análise das cargas atuantes dos componentes	15
2.5	Dimensionamento dos Componentes	22
3	Projeto Estrutural do Modelo ESC001	28
3.1	Definição dos componentes estruturais do modelo ESC001	29
3.2	Diagrama Vxn	32
3.3	Análise de cargas	33
3.4	Dimensionamento dos componentes	39
4	Conclusões Finais e Sugestões para Trabalhos Futuros	46
A	Programas desenvolvidos em MATLAB	48

Lista de figuras

2.1	Formatos de asas comuns no aerodesign	16
2.2	Exemplo de asa mista	17
2.3	Reações de apoio no trem de pouso em condição estática	20
2.4	Aeronave toca o solo com todas as rodas	20
2.5	Aeronave toca o solo apenas com o trem principal	20
2.6	Aeronave toca o solo com apenas um lado do trem principal	21
2.7	Cargas laterais no trem de pouso	21
2.8	Principais tipos de carregamentos	22
2.9	Viga uniforme	23
2.10	Viga sob tração	23
2.11	Viga sob compressão	24
2.12	Viga sob cisalhamento	25
2.13	Viga sob torção	25
2.14	Viga sob flexão	26
2.15	Viga sob flexão 2	26
2.16	Fixação feita com parafuso	27
3.1	Projeto aerodinâmico da aeronave	29
3.2	Modelo ESC001 desenhado em detalhes no SolidWorks	29
3.3	Ensaio do laminado de fibra de carbono	30
3.4	Esquema de laminação	32
3.5	Diagrama V_{α}	33
3.6	Distribuição de sustentação aproximada na asa	34
3.7	Carregamento da longarina da asa	34
3.8	Longarinas da asa	35
3.9	Carga distribuída na empenagem horizontal	37
3.10	Carga distribuída na empenagem vertical	37
3.11	Diagrama de forças na fuselagem	39
3.12	Tensão máxima no tubo de fibra de carbono da empenagem horizontal	42
3.13	Tensão máxima no tubo de fibra de carbono da empenagem vertical	42
3.14	Estrutura do trem de pouso	43
3.15	Análise de tensões no trem de pouso	43
3.16	Suporte do motor	44
3.17	fator de segurança no suporte do motor	45

Lista de tabelas

2.1	Fator de Carga	13
3.1	Propriedades mecânicas da fibra de carbono	31
3.2	Propriedades mecânicas do Divinycell	31
3.3	Velocidades de projeto da aeronave	32
3.4	Força nos parafusos da asa	35
3.5	Carga na longarina de ponta de asa	36
3.6	Carga na longarina do modulo central (semi-envergadura)	36
3.7	Carga na longarina da empenagem horizontal	36
3.8	Carga na longarina da empenagem vertical	37
3.9	Reações de apoio em solo	38
3.10	Carregamento lateral no trem de pouso	38
3.11	Carregamento do trem de pouso nas diversas situações de pouso	38
3.12	Cargas na fuselagem	39
3.13	Altura das longarinas da asa	41
3.14	Comprimento das camadas de fibra de carbono nas longarinas da asa	41
3.15	Comprimento das camadas de fibra de carbono da fuselagem	45

Lista de Símbolos

μ_g Fator de massa

ρ Densidade do ar [kg/m^3]

α Inclinação da curva de sustentação da asa

C_{lmax} Coeficiente máximo de sustentação da superfície aerodinâmica

\bar{c} Corda média aerodinâmica [m]

K_g Fator de rajada

L Força de sustentação (*Lift*) [N]

M Massa da aeronave [kg]

n Fator de carga

S_w Área da asa (vista superior) [m^2]

U_{de} Velocidade de rajada [m/s]

V Velocidade da aeronave [m/s]

V_a Velocidade de manobra [m/s]

V_s Velocidade de estol [m/s]

V_c Velocidade de cruzeiro [m/s]

V_d Velocidade de mergulho [m/s]

W Máxima massa de projeto para decolagem da aeronave [kg]

1

Introdução

1.1

Apresentação do problema

A SAE International e a SAE Brasil promovem competições de AeroDesign abertas a estudantes universitários de graduação em Engenharias ligadas à mobilidade com o objetivo, dentre outros, de dar uma oportunidade única de aprendizado através do desenvolvimento de um projeto aeronáutico multidisciplinar e desafiador em todas as suas etapas, desde a concepção, detalhamento do projeto, construção e testes, até colocá-lo efetivamente à prova diante de outros projetos congêneres.

A equipe de AeroDesign do Centro Técnico Científico da PUC-Rio (CTC/PUC-Rio) participa dessas competições e é formada por jovens entusiastas iniciando a longa jornada acadêmica, atraídos pela oportunidade de participar de um segmento diferenciado, desafiador e inovador.

A competição exige a elaboração de um relatório técnico envolvendo o projeto conceitual da aeronave com as respectivas especificações e as análises realizadas para idealizar o projeto da aeronave desenvolvida, o que requer certo conhecimento por parte da equipe.

Entretanto, os novos integrantes trazem consigo pouco ou nenhum conhecimento a respeito desse segmento, e, na maioria das vezes, participam somente durante os períodos de suas respectivas graduações, acarretando uma característica de constante renovação dos integrantes da equipe de AeroDesign da PUC-Rio.

Adicionalmente, a orientação das atividades dentro da equipe, apesar de todo esforço do professor responsável, em grande parte, são realizadas pelos mais antigos e de maneira informal, obrigando os novos integrantes a buscarem o conhecimento necessário de forma individual, gerando certa improdutividade no aprendizado e um retardo na participação efetiva das atividades da equipe. Cabe ressaltar que essa situação se complica quando há uma evasão significativa de integrantes experientes de uma determinada área do projeto.

1.2

Proposta do trabalho

1.2.1

Objetivo

Esse trabalho tem como objetivo desenvolver um guia técnico para o projeto estrutural de uma aeronave de aerodesign e exemplificá-lo com as análises e cálculos envolvidos no desenvolvimento do projeto estrutural do modelo ESC001, a partir de um projeto conceitual e cálculos aerodinâmicos pré-estabelecidos para um determinado modelo de aeronave.

1.2.2

Justificativa

A justificativa para o desenvolvimento desse trabalho baseia-se na experiência de quatro anos de participação na equipe de AeroDesign do Centro Técnico Científico da PUC-Rio (CTC/PUC-Rio), onde foi possível observar, no início dos estudos de campo e de laboratório, e ainda, em participações de competições de AeroDesign promovidas pela SAE International e a SAE Brasil, uma grande dificuldade no cumprimento e no entendimento das atividades relacionadas ao projeto de uma aeronave de aerodesign, por parte de novos integrantes da equipe. Sendo assim, com a elaboração do guia técnico, tais dificuldades podem ser minimizadas.

1.2.3

Metodologia

O trabalho é desenvolvido em duas partes e baseia-se em pesquisa de natureza aplicada, exploratória quanto aos objetivos e do ponto de vista dos procedimentos técnicos bibliográfica, bem como, em estudo de campo e de laboratório realizado através de observação participante.

Primeiramente, aborda-se a teoria sobre o tema dentro de um guia técnico. Em seguida, apresenta-se o exemplo do projeto estrutural do modelo ESC001 idealizado para fins deste trabalho e utiliza-se, em parte, da metodologia de projeto de uma aeronave de aerodesign sugerida por Rodrigues [1], que estabelece as seguintes etapas:

- Projeto conceitual;
- Cálculos de aerodinâmica;
- Cálculos de desempenho;
- Cálculos de estabilidade;

- Cálculo estrutural.

Rodrigues [1] expõe ainda que o primeiro ponto a ser realizado é o projeto conceitual, no qual deve ser definido o modelo da aeronave e as principais dimensões. Não há como se pensar no projeto de uma aeronave através do estudo isolado de cada uma das etapas citadas, pois muitas características de desempenho, estabilidade e estrutural da aeronave dependem diretamente do projeto aerodinâmico e vice-versa.

Desta forma, a fim de apresentar uma linguagem simplificada, esse trabalho propõe desenvolver o projeto estrutural de uma aeronave de aerodesign através do cumprimento das seguintes etapas:

- Definição dos componentes estruturais da aeronave;
- Diagrama $V_x n$;
- Análise das cargas atuantes dos componentes;
- Dimensionamento dos componentes.

2

Guia Técnico para Elaboração do Projeto Estrutural de uma Aeronave de Aerodesign

2.1

Introdução

Primeiramente é preciso entender que o projeto de uma aeronave de aerodesign é uma tarefa multidisciplinar, o que requer interação e coordenação entre as etapas do projeto para o sucesso do mesmo.

O projeto estrutural de uma aeronave de aerodesign pode ser dividido em quatro etapas básicas, são estas: definição dos componentes estruturais da aeronave; diagrama V_{xn} ; análise das cargas atuantes nos componentes e dimensionamento dos componentes.

Esse guia técnico aborda a parte teórica e se propõe a apresentar e detalhar cada uma das etapas de forma simples e com uma linguagem que facilite o aprendizado de iniciantes no segmento do aerodesign.

Os componentes estruturais considerados são:

- Longarina da asa;
- Longarinas das empenagens;
- Trem de Pouso;
- Suporte do motor;
- Fuselagem.

2.2

Definição dos componentes estruturais da aeronave

A primeira etapa do projeto estrutural de uma aeronave envolve desenhos e esquemas iniciais dos componentes estruturais. Nessa fase de projeto, o objetivo é definir os componentes estruturais responsáveis por suportar as cargas geradas durante a operação da aeronave.

O projeto estrutural tem início após o projeto aerodinâmico, onde são definidas as dimensões, formas e propriedades das seguintes superfícies aerodinâmicas que se deseja estruturar:

- Asa;
- Empenagem horizontal;

- Empenagem vertical.

Após definidas as formas e propriedades das superfícies aerodinâmicas, as características estruturais são estudadas, a fim de determinar a melhor maneira de suportar tais superfícies, de determinar a melhor forma de junção asa / fuselagem e de determinar a melhor forma de junção fuselagem / empenagens.

A principal estrutura que suporta as superfícies aerodinâmicas é denominada de longarina. Essa estrutura deve suportar as tensões de cisalhamento, flexão e torção provenientes das cargas aerodinâmicas geradas em voo.

Outro componente estrutural necessário para a operação da aeronave é o trem de pouso, este é responsável por resistir as tensões de compressão e flexão geradas durante os procedimentos de táxi (manobra da aeronave em solo), decolagem e aterrissagem da aeronave.

Finalmente, deve-se pensar no componente estrutural responsável por fixar o motor à aeronave. O suporte do motor deve resistir às tensões geradas pela tração e torção do motor.

Para facilitar, são feitos esboços e desenhos para melhor visualização do projeto. Dessa forma, torna-se mais fácil avaliar a viabilidade do projeto quanto às dificuldades de construção, de transporte e de operação da aeronave.

2.3

Diagrama Vxn

O diagrama Vxn é uma ferramenta gráfica utilizada para verificar as dimensões das cargas submetidas à estrutura da aeronave em voo. Para cada velocidade de voo admissível (V), um número é relacionado. Esse número representa o fator de carga limite (n) ao qual a aeronave pode ser submetida naquela velocidade. O fator de carga é a relação entre a força de sustentação e a força peso do avião. Assim, se o fator de carga for igual a 2, a força de sustentação gerada pelas asas corresponde ao dobro do peso do modelo.

O fator de carga limite, positivo e negativo, tem seus extremos definidos pelo projetista, porém a escolha desses valores está diretamente ligada ao modelo e função a qual a aeronave é destinada. Para as aeronaves em operação atualmente, Raymer [2] sugere a seguinte tabela para determinação de n:

Tabela 2.1: Fator de Carga

Modelo e aplicação	n_{pos}	n_{neg}
Pequeno porte	$2,5 \leq n \leq 3,8$	$-1 \leq n \leq -1,5$
Acrobático	6	-3
Transporte civil	$3 \leq n \leq 4$	$-1 \leq n \leq -2$
Caças militares	$6,5 \leq n \leq 9$	$-3 \leq n \leq -6$

2.3.1

Construção do diagrama Vxn

1. Cálculo das velocidades

- Velocidade de estol (V_s)

A velocidade de Estol é a menor velocidade de voo, onde a força de sustentação pode ser igual ao peso da aeronave. Qualquer velocidade abaixo configura situação de estol, isso é, é impossível manter a mesma altitude de voo. A velocidade de estol pode ser calculada de acordo com a Equação (2-1).

$$V_s = \sqrt{\frac{2Mg}{\rho S_w C l_{max}}} \quad (2-1)$$

- Velocidade de cruzeiro (V_c)

Segundo a norma JAR VLA [3] (requisito 335) a velocidade de cruzeiro pode ser determinada conforme a Equação (2-2), onde V_h é a velocidade máxima em voo reto e nivelado a nível do mar, obtida na leitura das curvas de tração ou potência da aeronave.

$$2,4 \sqrt{\frac{Mg}{S_w}} \leq V_c \leq 0,9V_h \quad (2-2)$$

Na prática, em geral, a velocidade mínima fica maior que a velocidade máxima seguindo a Equação (2-2), isso se deve provavelmente pela norma ser feita para uma categoria de aeronave muito diferente dos modelos de aerodesign, embora ainda assim seja a que mais se aproxima. Portanto adota-se então, como sugerido por Rodrigues [1], a velocidade de $0,9V_h$.

- Velocidade de manobra (V_m)

A velocidade de manobra é associada ao fator de carga limite positivo, assim sendo pode ser determinada pela (2-3).

$$V_a = \sqrt{n_{pos}} V_s \quad (2-3)$$

- Velocidade de mergulho (V_d)

A velocidade de mergulho é a máxima prevista em projeto, em casos extremos pode ser ultrapassada, porém sem garantia da integridade estrutural. Segundo a norma JAR-VLA [3] (requisito 335), tem-se que:

- Caso V_c seja mínimo:

$$V_m = 1,40V_c \quad (2-4)$$

- Caso V_c seja máximo:

$$V_m = 1,25V_c \quad (2-5)$$

Almejando aumentar o envelope de voo da aeronave adota-se a máxima velocidade, prevista pela Equação (2-5).

2. Diagrama Vxn de manobra

O diagrama Vxn de manobra é a curva do fator de carga limite, positivo e negativo, para uma determinada velocidade, levando em consideração os máximos valores estipulados em projeto para esse coeficiente. As curvas podem ser obtidas pela Equação (2-6).

$$n = \pm \frac{\rho S_w V^2 C_{l_{max}}}{2Mg} \quad (2-6)$$

3. Diagrama Vxn de rajada

A norma JAR VLA [3] (requisito 341) sugere as Equações (2-7), (2-8) e (2-9)

$$n = 1 + \frac{\rho_0 V_a K_g U_{de}}{\frac{Mg}{S_w}} \quad (2-7)$$

$$K_g = \frac{0,88\mu_g}{5,3 + \mu_g} \quad (2-8)$$

$$\mu_g = \frac{\frac{2M}{S_w}}{\rho \bar{C}a} \quad (2-9)$$

Ainda, de acordo com a norma JAR VLA [3] (requisito 333) adota-se para velocidade de cruzeiro uma velocidade de rajada U_{de} de 15,24m/s e para velocidade de mergulho 7,62m/s. Porém, pelo fato da aeronave de aerodesign não operar em altitudes muito elevadas, Rodrigues [1] sugere considerar velocidades de rajadas entre 2 m/s e 8 m/s.

2.4

Análise das cargas atuantes dos componentes

2.4.1

Carga na asa

Determinar o carregamento ao longo da envergadura da asa de forma precisa é um processo que envolve cálculos complexos e por muitas vezes é necessário ainda realizar simulações em programas CFD (*Computational Fluid Dynamics*) ou experimentos em túneis de vento. Rodrigues [1] sugere um método simplificado conhecido como aproximação de Schrenk.

Aproximação de Schrenk

Geralmente aplicado durante o projeto preliminar de uma aeronave com asa de baixo enflechamento e de moderado a alto alongamento, esse método é capaz de gerar resultados confiáveis e muito próximo ao real. Por essa razão, é largamente utilizado em projetos de aerodesign para validar as simulações feitas em programas CFD, visto que em muitos casos não se tem acesso a um túnel de vento para realizar alguns testes necessários ao projeto.

O método consiste basicamente numa média aritmética entre a distribuição de carga teórica da asa e uma distribuição de carga de uma asa elíptica, de mesma área projetada e envergadura. A distribuição de carga teórica considera apenas as propriedades 2D do perfil da superfície, ou seja, considera que o escoamento ocorre em duas direções apenas, o que não é verdade para uma asa 3D. No modelo real, em 3D, o escoamento ocorre nas 3 direções, modificando os coeficientes aerodinâmicos dos perfis em função da posição do mesmo na asa. Por esse motivo, devido à dificuldade de modelar o comportamento da asa em 3D, usa-se o método de aproximação de Schrenk.

- Distribuição de carga teórica da asa

Em geral as asas de aeronaves de aerodesign têm formatos retos ou trapezoidais, sendo ainda muito comum uma asa mista, com seção reta e trapezoidal.

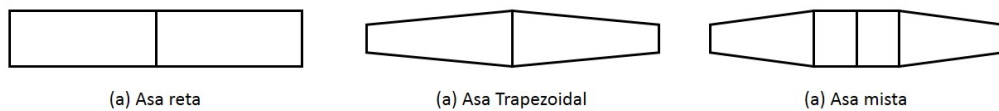


Figura 2.1: Formatos de asas comuns no aerodesign

Para exemplificar o método assume-se uma asa mista, com envergadura b , envergadura da parte reta b_r , corda de raiz igual a C_r , corda e ponta igual a C_p , conforme ilustrada na Figura 2.2. Essa asa foi projetada para decolar com uma massa máxima igual a W . Adota-se também que o máximo fator de manobra é igual a n_{pos} e um fator de segurança igual a FS .

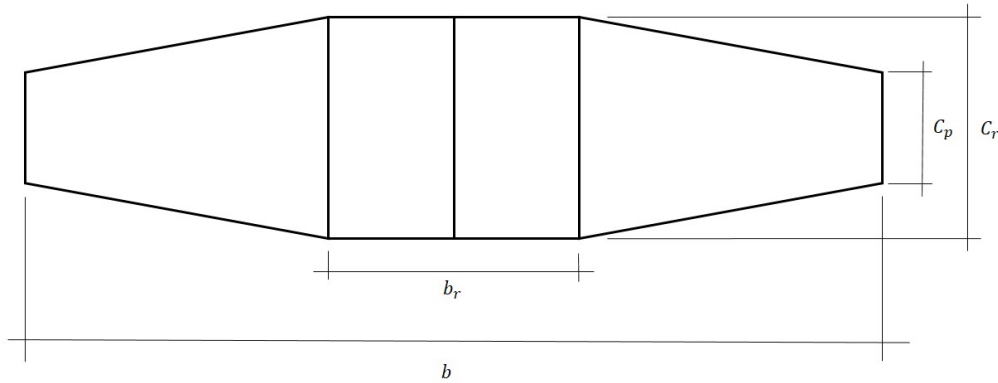


Figura 2.2: Exemplo de asa mista

Tem-se então que a máxima força de sustentação da asa de projeto L_{max} é igual a:

$$L_{max} = Wgn_{pos}FS \quad (2-10)$$

Analisando a Equação (2-11) pode-se perceber que a sustentação tem uma dependência diretamente proporcional com a área da asa.

$$L = \frac{\rho V^2 Cl S}{2} \quad (2-11)$$

Desta forma, para determinar a distribuição de carga ao longo da envergadura da asa, é necessário determinar a parcela de sustentação gerada por cada uma das partes, parte reta e parte trapezoidal. Como a sustentação está associada a área da seção, tem-se:

$$L_r = \frac{A_r}{A_r + A_t} L_{max} \quad (2-12)$$

$$L_t = \frac{A_t}{A_r + A_t} L_{max} \quad (2-13)$$

Um ponto importante de ser destacado é que as forças e sustentação L_r e L_t são referentes aos dois lados da asa. Como de costume, devido à simetria das cargas, o gráfico de sustentação distribuída é feito para a semi-envergadura da asa.

Novamente, a partir da Equação (2-11), só que reescrevendo a área da seção como $S = Cdb$, pode-se perceber que a força de sustentação é função direta da corda da seção. Dessa forma tem-se que a distribuição

de sustentação ao longo da asa reta é constante e que a distribuição de sustentação da asa trapezoidal varia com a variação da corda.

- Seção reta da asa

$$L_r(y) = \frac{L_r}{b_r} \quad (2-14)$$

- Seção trapezoidal da asa

É necessário que a força de sustentação no início da parte trapezoidal seja igual à força de sustentação ao final da parte reta. Para isso:

$$L_{ponta_de_asa} = \frac{2S_t}{b - b_r} - L_r \left(\frac{b_r}{2} \right) \quad (2-15)$$

$$C_1 = \frac{2 \left(S_{ponta_de_asa} - L_r \left(\frac{b_r}{2} \right) \right)}{b - b_r} \quad (2-16)$$

$$C_2 = S_{ponta_de_asa} - \frac{C_1 b}{2} \quad (2-17)$$

Então:

$$L_t(y) = C_1 y + C_2 \quad (2-18)$$

Finalmente é possível construir o gráfico de distribuição de sustentação teórica na asa. Para concluir a construção do gráfico de distribuição de sustentação é necessário apenas unir os resultados da parte reta com a parte trapezoidal.

$$L_{terica}(y) = [L_r, L_t] \quad (2-19)$$

- Distribuição de carga de uma asa elíptica

Para a asa elíptica a força máxima de sustentação é calculada pela Equação (2-10).

Assume-se que a circulação de ar ao longo da envergadura da asa pode ser calculada segunda a Equação (2-20).

$$\Gamma(y) = \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b} \right)^2} \quad (2-20)$$

Onde:

$$\Gamma_0 = \frac{4L_{max}}{\rho V b \pi} \quad (2-21)$$

Assim pode-se calcular a distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa com a Equação (2-22).

$$L_{elptica}(y) = \rho V \Gamma(y) \quad (2-22)$$

Feitas tais considerações, é possível calcular a aproximação da distribuição real de sustentação ao longo da envergadura da asa pela Equação (2-23).

$$L_{Schrenk} = \frac{L_{terica}(y) + L_{elptica}(y)}{2} \quad (2-23)$$

2.4.2

Carga nas empenagens

As empenagens ou conjunto de cauda são superfícies aerodinâmicas semelhantes à asa da aeronave. As diferenças estão nas dimensões entre as superfícies, bem como na geometria do perfil aerodinâmico utilizado. O princípio físico que dá origem às forças aerodinâmicas é o mesmo em ambas as superfícies, sendo possível determinar a distribuição da cargas ao longo das superfícies do conjunto de cauda através da aproximação de Schrenk, de modo semelhante ao método utilizado na asa.

Entretanto na aplicação do método de aproximação de Schrenk para o conjunto de cauda, faz-se necessário conhecer a força máxima que a superfície é capaz de gerar dentro do envelope de voo. Estas informações são *outputs* dos grupos de aerodinâmica e estabilidade e controle. A partir da capacidade da superfície de gerar força é feita a distribuição de sustentação ao longo de sua envergadura.

Os demais procedimentos do método de aproximação de Schrenk são iguais ao apresentado na Seção 2.4.1.

2.4.3

Trem de pouso

O trem de pouso é solicitado nos procedimentos de táxi, decolagem e aterrissagem, sendo que durante a aterrissagem as cargas aplicadas são máximas, devido ao impacto das rodas com o solo. Portanto, é necessário projetar a estrutura desse componente para as cargas de aterrissagem.

O pouso de uma aeronave está sujeito a vários fatores que podem influenciar na intensidade das cargas aplicadas sobre a estrutura do trem de pouso, tais como: aptidão do piloto; condições meteorológicas; condições da aeronave; pista de pouso; entre outros. Assim, devido à complexidade na modelagem desse carregamento, o projetista usa como base a norma JAR-VLA [3] (requisito 477).

Inicialmente são calculadas as reações de apoio das rodas para uma situação de aeronave no solo, parada e nivelada.

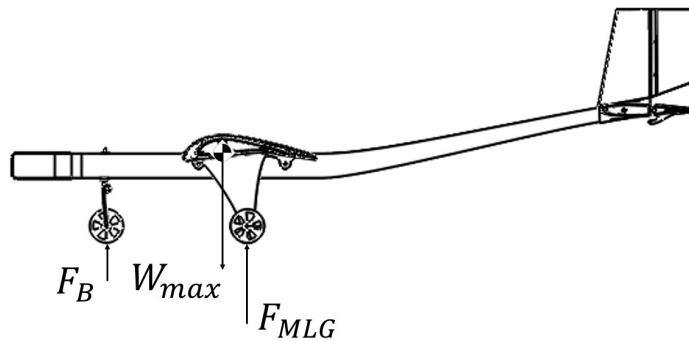


Figura 2.3: Reações de apoio no trem de pouso em condição estática

No momento da aterrissagem, a norma prevê três situações possíveis. Na primeira, a aeronave toca o solo com todas as rodas; na segunda, considera-se que apenas as rodas do trem de pouso principal tocaram o solo; e na terceira, assume-se que apenas um dos lados do trem de pouso principal toca o solo.

Para cada uma das situações previstas aconselha-se, para o cálculo das reações de impacto, um fator de carga de inércia mínimo de 2,62, conforme JAR-VLA [3] (requisito 473). Porém, tratando-se de uma aeronave de aerodesign, onde as situações de aterrissagem são mais controladas e a operação não apresenta grande risco, o fator de carga de inércia adotado na prática é 1,5.

- Aeronave toca o solo com todas as rodas:

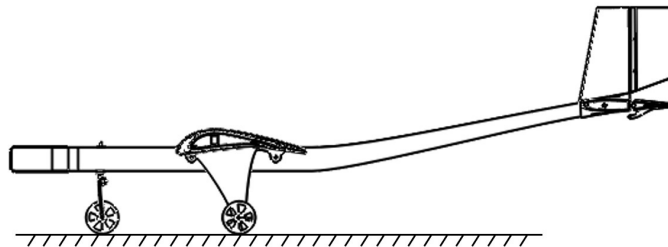


Figura 2.4: Aeronave toca o solo com todas as rodas

- Aeronave toca o solo apenas com o trem principal:

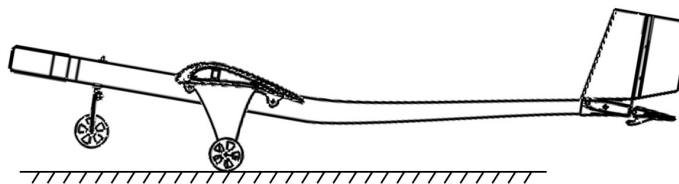


Figura 2.5: Aeronave toca o solo apenas com o trem principal

- Aeronave toca o solo com apenas um lado do trem principal:

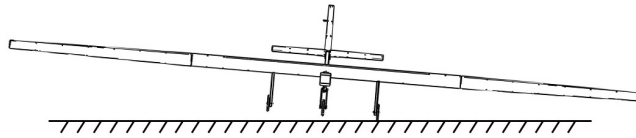


Figura 2.6: Aeronave toca o solo com apenas um lado do trem principal

O método utilizado para determinar as cargas laterais de projeto (Figura 2.7) também pode ser encontrado na norma JAR-VLA [3] (requisito 485).

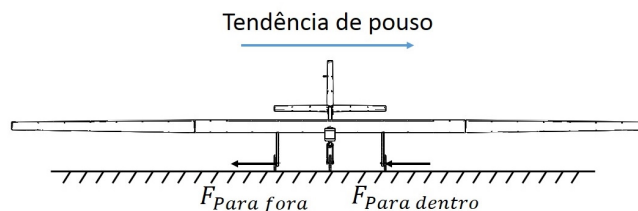


Figura 2.7: Cargas laterais no trem de pouso

2.4.4

Suporte do motor

Este componente é responsável por fixar o motor à aeronave e está sujeito às cargas de operação do motor, ou seja, forças de tração e forças de torção. As cargas de tração e torção aplicadas no suporte são medidas em testes de bancada, estas dependem exclusivamente do conjunto motor-hélice.

2.4.5

Fuselagem

De maneira geral a fuselagem é responsável por unir e dar suporte a todos os componentes citados até o momento e sua estrutura está sujeita à ação das forças geradas nesses componentes. Dependendo da configuração da aeronave e do posicionamento das cargas, as forças aplicadas à fuselagem podem variar de diversas maneiras. Logo, não existe uma forma geral para determinar as cargas aplicadas à estrutura da fuselagem, isso vai depender da configuração do modelo.

2.5

Dimensionamento dos Componentes

Nessa fase do projeto são estudadas as tensões geradas nos componentes estruturais da aeronave, a fim de definir as dimensões básicas de projeto. Para realizar o estudo das tensões é indispensável conhecer os locais e a intensidade das forças aplicadas nos elementos estruturais da aeronave durante sua operação, conforme exposto na Seção 2.4.

Os diversos componentes de uma aeronave estão sujeitos a cinco principais tipos de carregamento, caracterizados por: tração, compressão, cisalhamento, torção e flexão.

- Tração: Ocorre na presença de forças normais à superfície com tendência de aumentar o comprimento do componente;
- Compressão: ocorre na presença de forças normais à superfície, com tendência de reduzir o comprimento do componente;
- Cisalhamento: ocorre na presença de forças transversais à superfície, com a tendência de cortar o componente;
- Torção: ocorre na presença de um momento de torção, com tendência de torcer o componente
- Flexão: ocorre na presença de um momento de flexão com, a tendência de fletir o componente.

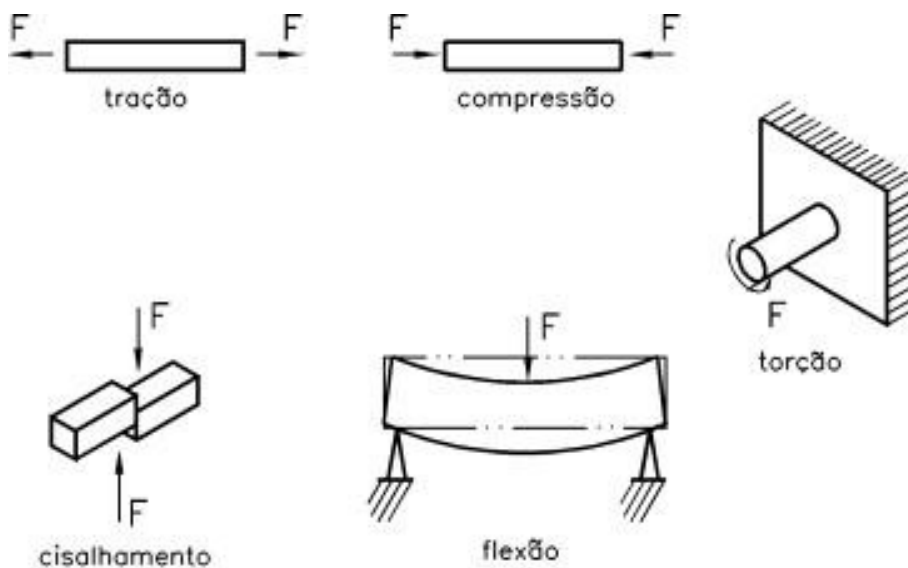


Figura 2.8: Principais tipos de carregamentos

2.5.1

Análise de tensões

Com objetivo de exemplificar o estudo e análise das tensões em um corpo, considera-se uma viga uniforme, maciça, de seção circular com diâmetro D e comprimento l_0 , conforme ilustrada na Figura 2.9.

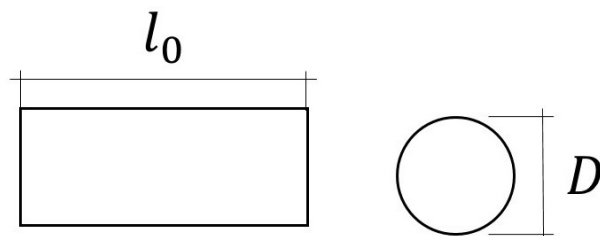


Figura 2.9: Viga uniforme

Tração

Inicialmente, esse corpo é carregado com uma força trativa de intensidade F (Figura 2.10), o que gera uma tensão de tração no corpo. A intensidade dessa tensão é igual a razão entre a força e a área transversal (A) do corpo.



Figura 2.10: Viga sob tração

$$\sigma_t = \frac{F}{A} \quad (2-24)$$

O corpo sofre uma deformação causada pela força de tração. Dependendo da intensidade dessa força a deformação pode ser elástica ou plástica. Deformações elásticas são aquelas que ao retirar o carregamento do corpo o mesmo retorna as dimensões iniciais, enquanto que as deformações plásticas são permanentes. Assumindo que o corpo trabalha no regime elástico, é possível relacionar a tensão no material com o aumento do comprimento do corpo, aplicando-se a lei de Hooke.

$$\sigma_t = E\epsilon \quad (2-25)$$

Onde:

$$\epsilon = \frac{l - l_0}{l_0} \quad (2-26)$$

Sendo E , uma propriedade do material denominada módulo de elasticidade, que pode ser medida através de um ensaio de tração e l o comprimento final do corpo quando tracionado pela força F .

Compressão

Invertendo o sentido da força F , como na Figura 2.11, a característica do carregamento muda. Nesse caso, o corpo encontra-se carregado de forma compressiva, gerando tensões de compressão no material. A intensidade da tensão pode ser calculada de forma similar à tensão de tração, porém, por convenção, atribui-se um sinal negativo à força de compressão.

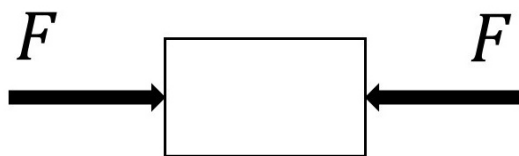


Figura 2.11: Viga sob compressão

$$\sigma_c = \frac{-F}{A} \quad (2-27)$$

É possível relacionar a deformação por compressão de forma igual a deformação por tração. A diferença é que pelo fato da tensão ser negativa, característica de um carregamento compressivo, será encontrado um valor de l menor que l_0 , ou seja, o comprimento do corpo diminuiu. Para ambos os casos, o módulo de elasticidade permanece o mesmo, pois este é uma característica do material.

Cisalhamento

A tensão de cisalhamento é causada por forças paralelas a uma seção do corpo (forças de cisalhamento), isto é, com a tendência de cortar o corpo (Figura 2.12). A tensão de cisalhamento pode ser calculada pela Equação 2-28.

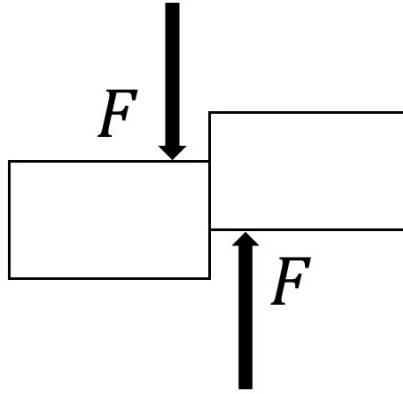


Figura 2.12: Viga sob cisalhamento

$$\tau_{xy} = \frac{F}{A} \quad (2-28)$$

Torção

Considera-se um torque aplicado no corpo de intensidade T (Figura 2.13). Nesse caso, o corpo sofre uma deformação de torção, onde as seções transversais do corpo tendem a girar entre si. Assim, são geradas no corpo, tensões de cisalhamento. A tensão de cisalhamento por torção não é homogênea, varia com o raio do cilindro e depende do momento de inércia polar da seção (I_z). A tensão de cisalhamento é calculada através da Equação 2-29.

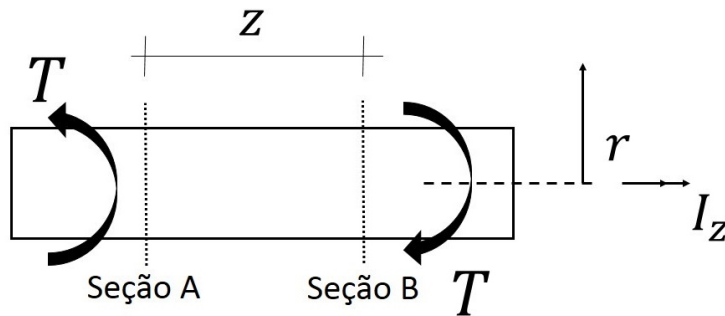


Figura 2.13: Viga sob torção

$$\tau_{xy} = \frac{Tr}{I_z} \quad (2-29)$$

O ângulo de deformação entre as seções do corpo que gira entre si pode ser calculado através da Equação 2-30. O parâmetro z é a distância entre as seções e G representa o módulo de elasticidade ao cisalhamento do material.

$$\phi(z) = \frac{Tz}{GI_z} \quad (2-30)$$

Flexão

Considera-se um momento fletor aplicado no corpo de intensidade M (Figura 2.15). Nessa situação o carregamento provoca uma curvatura no corpo e são geradas tensões de tração e compressão. Na parte interna da curvatura do corpo há uma redução do comprimento, o que configura uma situação de compressão, enquanto que a parte externa da curvatura do corpo há um aumento de comprimento, o que configura uma situação de tração. A tensão varia com a altura h e pode ser calculada através da Equação 2-31.

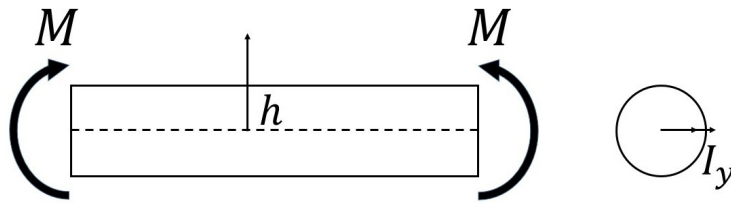


Figura 2.14: Viga sob flexão

$$\sigma_f = \frac{Mh}{I_y} \quad (2-31)$$

Para o cálculo da máxima deflexão no corpo utiliza-se a Equação 2-32 e para o cálculo do ângulo máximo de deflexão utiliza-se a Equação 2-33.

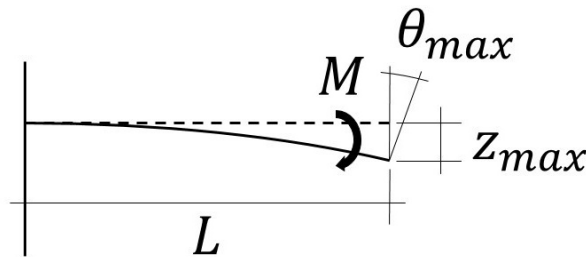


Figura 2.15: Viga sob flexão 2

$$Z_{max} = \frac{-ML^2}{2EI_y} \quad (2-32)$$

$$\sigma_f = \frac{-ML}{EI_y} \quad (2-33)$$

2.5.2

Análise de tensões nas regiões dos parafusos

A união dos componentes no aerodesign é geralmente feita por um processo de colagem com adesivo especial, porém, nas conexões que se deseja montar/desmontar ou que estão sujeitas a cargas de alta intensidade são

utilizados parafusos. Essas regiões demandam um estudo das tensões geradas nos parafusos e nos furos das peças que se deseja unir.

De forma geral, os parafusos utilizados no aerodesign não sofrem com a ação de cargas de tração, o carregamento atua no sentido de cisalhar o material. Para o dimensionamento dos parafusos as tensões de cisalhamento podem ser calculadas através da Equação 2-28.

Deve-se também analisar as tensões de esmagamento e cisalhamento nos furos, pois as peças podem ser danificadas pelos parafusos. No caso da Figura 2.16 o cálculo da tensão de esmagamento pode ser feito através da Equação 2-34 e o cálculo da tensão de cisalhamento através de Equações 2-35.

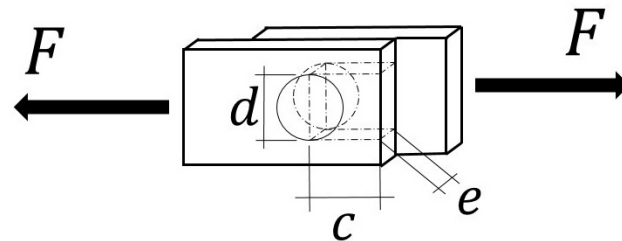


Figura 2.16: Fixação feita com parafuso

$$\sigma_{\text{esmagamento}} = \frac{F}{A} = \frac{F}{ed} \quad (2-34)$$

$$\tau = \frac{F}{A} = \frac{F}{ec} \quad (2-35)$$

2.5.3

Tensão admissível dos materiais

Para garantir a integridade estrutural de um componente, que sofre influência de um carregamento, é preciso calcular as tensões geradas no corpo e compara-las com a tensão admissível do material com o qual o componente é construído, sendo que, as tensões geradas no componentes devem ser inferiores a tensão admissível do material.

3

Projeto Estrutural do Modelo ESC001

Esta seção é dedicada a apresentação do projeto estrutural do modelo ESC001 e tem como objetivo exemplificar a teoria apresentada na Seção 2. O modelo ESC001, idealizado para fins deste trabalho, teve como base o projeto aerodinâmico desenvolvido pela equipe AeroRio no ano de 2017 (Figura 3.1) com as seguintes alterações no projeto conceitual da aeronave:

- Carga paga transportada dentro da asa:

A carga paga representa toda e qualquer carga que não influencia na operação da aeronave. A fim de diminuir a área frontal projetada da aeronave e consequentemente melhorar o desempenho aerodinâmico da mesma, diminuindo o arrasto, optou-se por transportar a carga dentro da asa. Essa alternativa proporciona outros benefícios do ponto de vista estrutural, pois distribuindo a carga ao longo da envergadura da asa o peso próprio da mesma se contrapõe às forças de sustentação, diminuindo assim as tensões na longarina da asa.

- Trem de pouso principal fixo na longarina da asa:

O trem de pouso é responsável pela desaceleração vertical da aeronave no momento da aterrissagem e as forças de impacto com o solo são transmitidas a partir de sua estrutura para as demais partes da aeronave. Considerando o fluxo de forças até as demais partes da aeronave, é desejado que o elemento de maior massa, a carga paga da aeronave, esteja o mais próximo possível do trem de pouso principal, a fim de evitar a transmissão de cargas elevadas a outros componentes e partes. Por este motivo optou-se por fixar o trem de pouso na longarina da asa onde a carga paga é transportada.

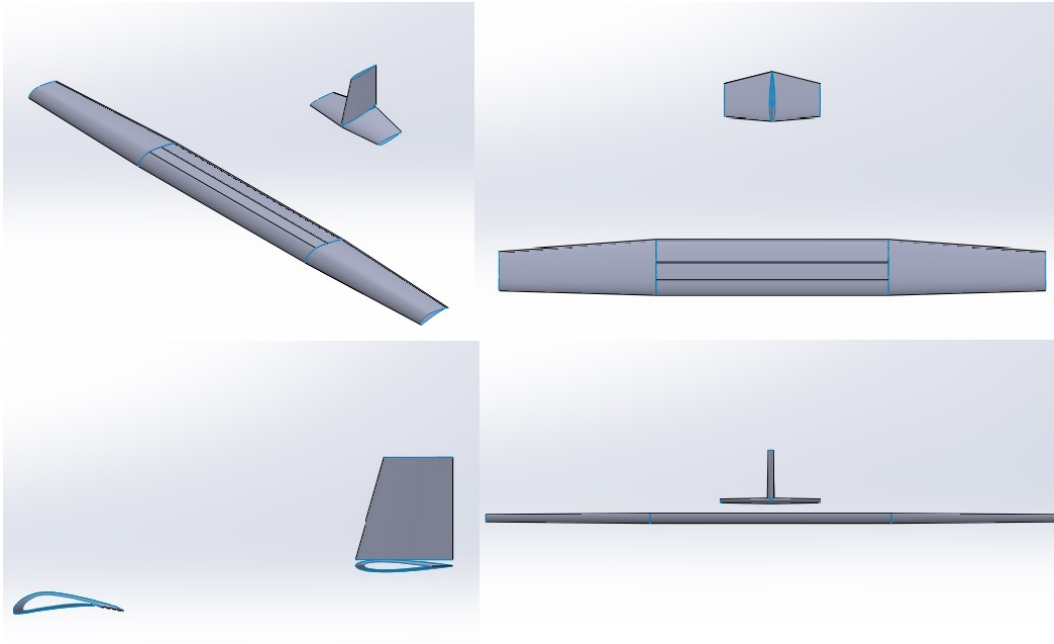


Figura 3.1: Projeto aerodinâmico da aeronave

3.1

Definição dos componentes estruturais do modelo ESC001

A partir das superfícies aerodinâmicas ilustradas na Figura 3.1 e das alterações no projeto conceitual da aeronave, mencionadas anteriormente, deu-se início a primeira etapa do projeto estrutural com a elaboração de esboços com diferentes configurações para os elementos estruturais.

A fim de facilitar a visualização da configuração escolhida foi feito um desenho 3D do modelo ESC001 no Solidworks [4] (Figura 3.2) com todo detalhamento possível.

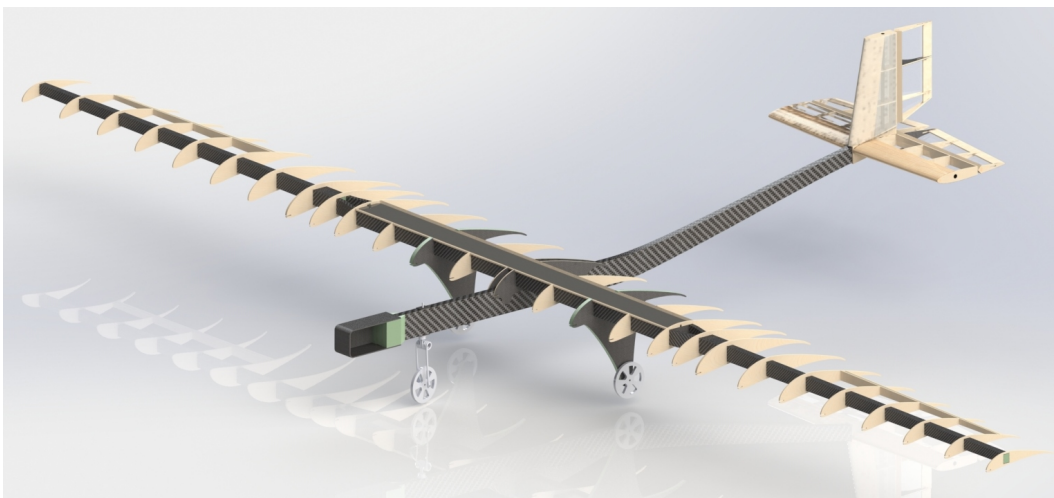


Figura 3.2: Modelo ESC001 desenhado em detalhes no SolidWorks

Dessa forma, foi possível avaliar a viabilidade do projeto quanto às dificuldades de construção, de transporte e de operação da aeronave, onde decidiu-se dividir a asa em três partes: um módulo central e duas pontas de asa.

3.1.1

Materiais utilizados na construção da aeronave

Visando aumentar a eficiência estrutural da aeronave os componentes estruturais são laminados de fibra de carbono. As peças são fabricadas pelo método *vacuum bagging*, que utiliza o vácuo para compactar o laminado. As propriedades mecânicas dos materiais escolhidos para construção do modelo ESC001 foram medidas através de testes de tração, compressão e cisalhamento realizados pela equipe AeroRio. Considerou-se a fibra de carbono como material ortotrópico na realização dos testes. Todos os procedimentos foram realizados respeitando a norma ASMT-D3039/D3039M-08. A Figura 3.3 mostra um corpo de prova sendo submetido ao ensaio de tração.

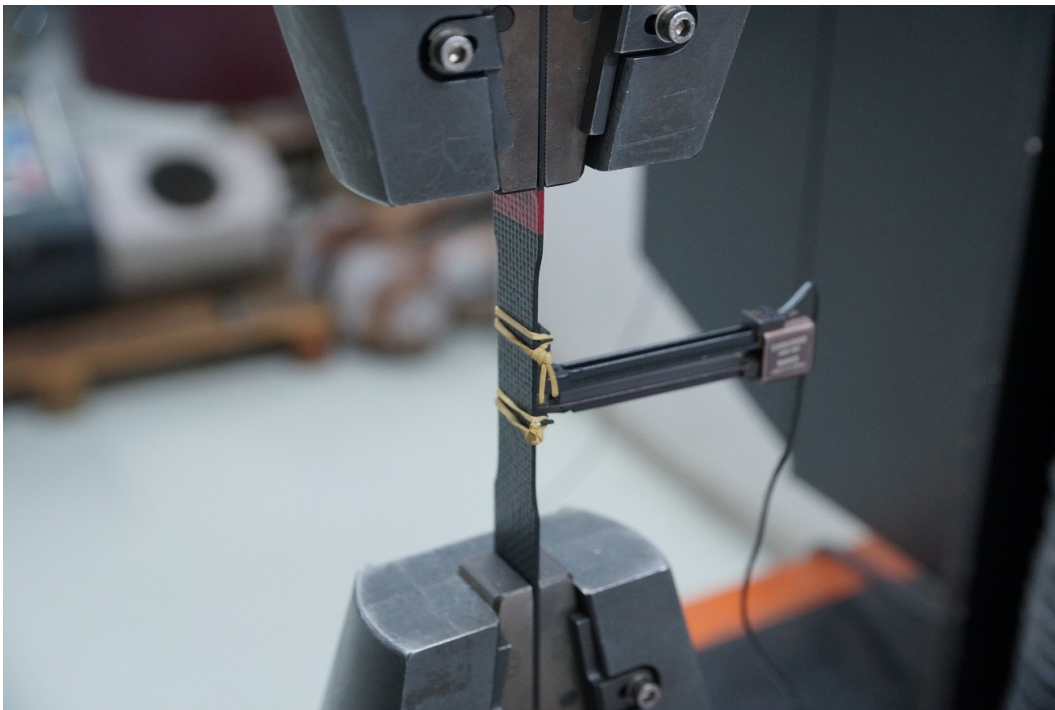


Figura 3.3: Ensaio do laminado de fibra de carbono

A Tabela 3.1 apresenta as propriedades mecânicas obtidas em ensaios para o laminado de carbono.

Tabela 3.1: Propriedades mecânicas da fibra de carbono

Tensão de ruptura a tração[MPa]	621
Tensão de ruptura a compressão[MPa]	430
Módulo de elasticidade 0°[GPa]	69
Módulo de elasticidade 90°[GPa]	69
Tensão de cisalhamento máxima[MPa]	90
Módulo de cisalhamento no plano[GPa]	11

Utilizou-se também as madeiras balsa e *plywood*, para construção de perfis da asa e estruturas secundárias de alinhamento. As longarinas da asa e fuselagem possuem núcleo de espuma de PVC de alta densidade $45\text{kg}/\text{m}^3$, melhorando a construção e desempenho da estrutura com pouco aumento de peso. Os dados da Tabela 3.2 foram fornecidos pelo fabricante [5].

Tabela 3.2: Propriedades mecânicas do Divinycell

	Divinycell H45	Divinycell H80
Tensão de ruptura à tração[MPa]	1,4	2,5
Módulo de elasticidade[MPa]	55	95
Tensão de ruptura à compressão[MPa]	0,6	1,4
Resistência ao cisalhamento[MPa]	0,56	1,15
Módulo de cisalhamento[MPa]	15	27

As longarinas da asa e da fuselagem foram construídas a partir de um núcleo de espuma Divinycell H45 laminada com fibra de carbono. O processo foi feito em duas etapas onde um lado do núcleo de espuma é primeiramente laminado com a fibra de carbono em forma de “c”, seguido de uma segunda laminação no outro lado também com a fibra de carbono em “c”. Esse processo possibilita o dobro do acúmulo de camadas de fibra de carbono nas regiões superior e inferior da peça, regiões com as maiores tensões. A Figura 3.4 ilustra uma seção de uma longarina laminada com duas camadas de fibra de cada lado, pode-se perceber que as laterais possuem apenas suas camadas em cada lado, enquanto que as partes superior e inferior possuem quatro camadas.

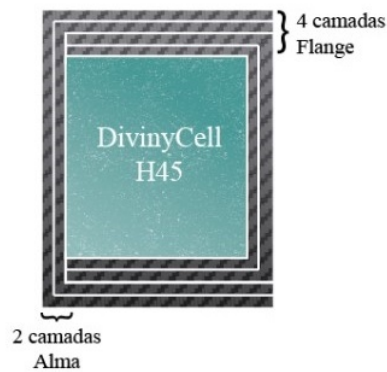


Figura 3.4: Esquema de laminação

3.2 Diagrama Vxn

Utilizou-se para a construção do diagrama Vxn e determinação das velocidades de projeto as recomendações da norma JAR-VLA [3] juntamente com as observações feitas na Seção 2.3 do presente trabalho. Um programa em MATLAB foi desenvolvido para realizar os cálculos necessários para se obter as velocidades de projeto e o diagrama Vxn – Esse programa encontra-se disponível no Anexo A. Os resultados obtidos estão disponíveis na Tabela 3.3, para as velocidades de projeto, e na Figura 3.5, para o diagrama Vxn.

Tabela 3.3: Velocidades de projeto da aeronave

Categorias	Estol	Cruzeiro	Manobra	Mergulho
Velocidades [m/s]	12,8	20,7	20,2	32,2

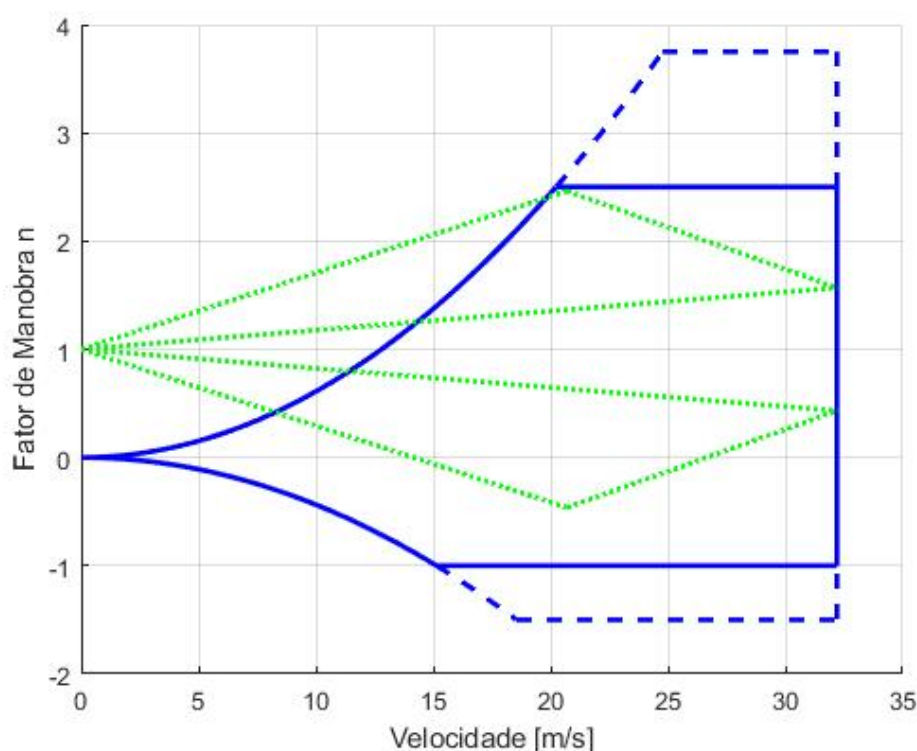


Figura 3.5: Diagrama Vxn

3.3

Análise de cargas

3.3.1

Longarina da asa

A distribuição das forças aerodinâmicas atuantes na asa ao longo de sua envergadura foi determinada através do método de aproximação de Schrenk, sugerida por Rodrigues [1] conforme comentado na Seção 2.4. O programa “carregamento_asa.m”, desenvolvido em MATLAB, foi responsável por realizar os cálculos necessários a fim de determinar as forças de sustentação ao longo da envergadura da aeronave – Esse programa encontra-se disponível no Anexo A. O programa gerou o gráfico da Figura 3.6, onde é ilustrada a distribuição de sustentação aproximada na semi-envergadura da asa juntamente com as distribuições elíptica e teóricas.

As forças aerodinâmicas geradas pela superfície da asa são transferidas para a longarina da asa através das nervuras, ou seja, a carga é aplicada na longarina de forma pontual por cada uma das nervuras. Para determinar a carga transferida por cada nervura o programa “asa_cargas_nervuras.m” foi desenvolvido – Esse programa encontra-se disponível no Anexo A. A Figura 3.7 contém o gráfico do carregamento na longarina da asa.

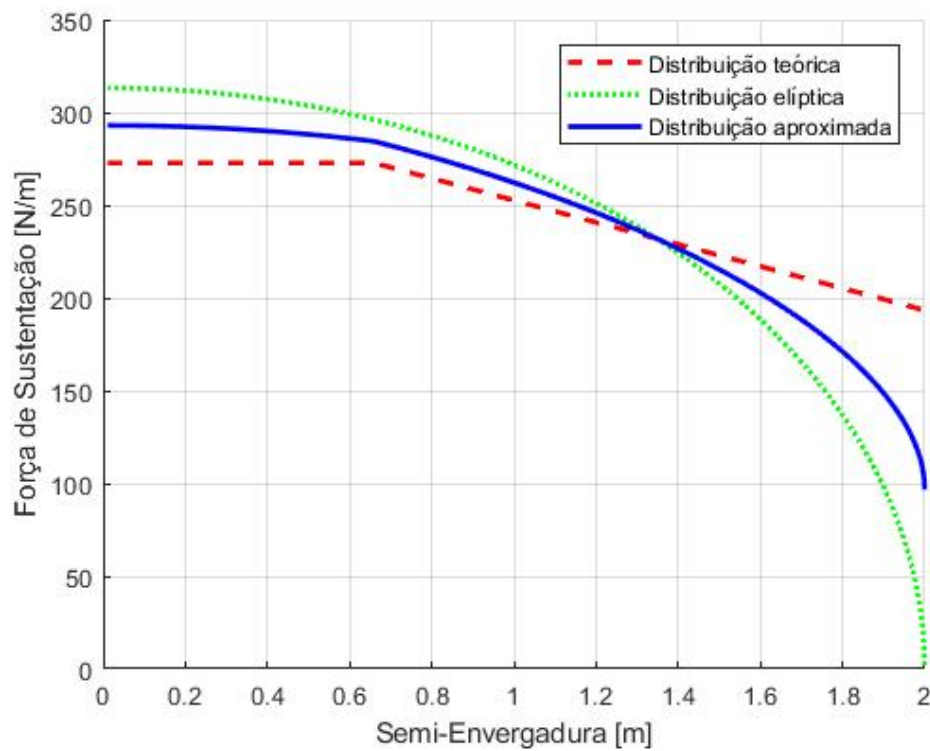


Figura 3.6: Distribuição de sustentação aproximada na asa

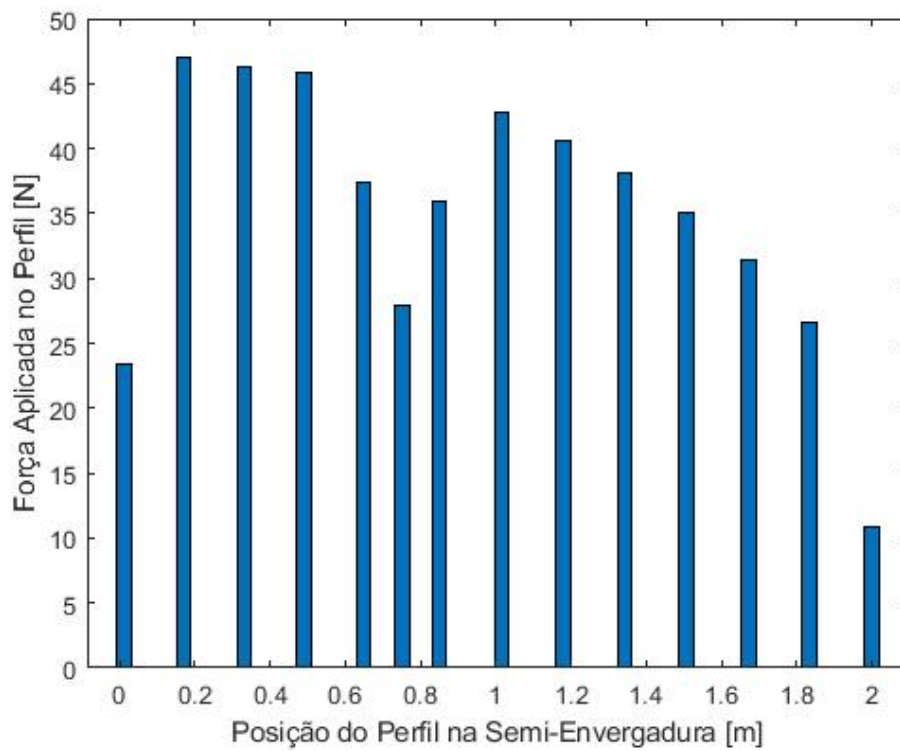


Figura 3.7: Carregamento da longarina da asa

A asa foi projetada com três seções: um módulo central e duas pontas de asa. O módulo central é construído com duas longarinas enquanto que as pontas de asa por apenas uma. A conexão das partes é feita por dois parafusos que as atravessam lateralmente conforme mostrado na Figura 3.8.

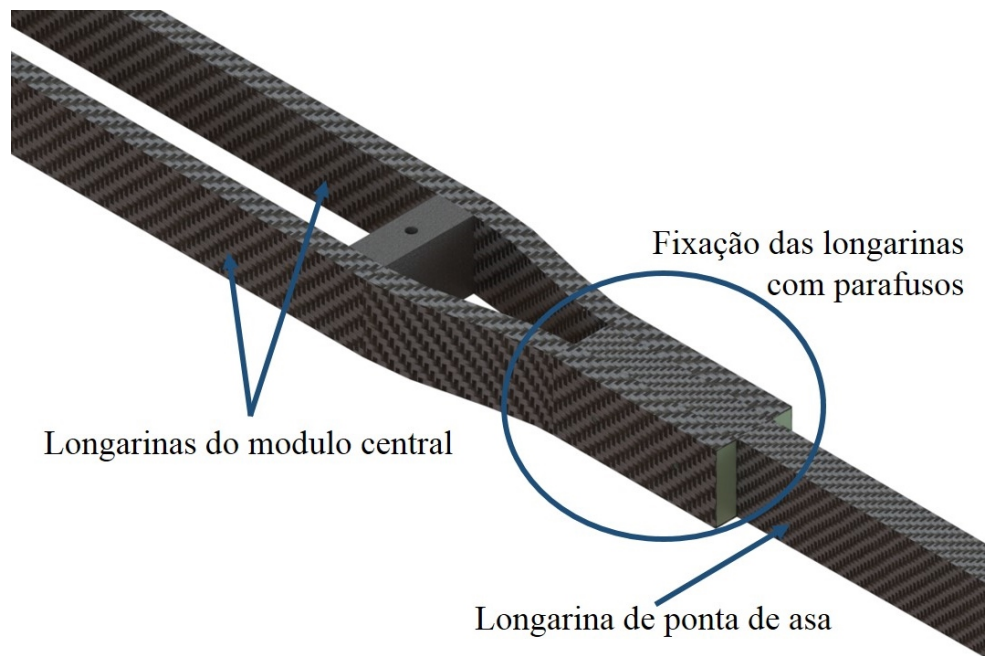


Figura 3.8: Longarinas da asa

Foram determinados para cada longarina os pontos e a intensidade das forças aplicadas. Assumiu-se que a carga na nervura, onde a asa é partida, está dividida igualmente entre as longarinas do módulo central e de ponta de asa.

A influência dos parafusos na estrutura também foi considerada e os resultados obtidos estão na tabela 3.4. A Tabela 3.5 contém os dados de carregamento na longarina de ponta de asa e a Tabela 3.6 contém os dados de carregamento de cada longarina do módulo central. A referência para a posição dos pontos de aplicação das forças nas longarinas foram: a seção da longarina mais próxima a fuselagem, no caso da ponta de asa e a seção média da longarina, no caso do módulo central.

Tabela 3.4: Força nos parafusos da asa

	Parafuso 1	Parafuso 2
Força [N]	2646,7	2890,2

3.3.2

Longarina das empenagens

Para determinar a distribuição das cargas aerodinâmicas sobre as superfícies do conjunto de cauda, o método de aproximação de Scherenk foi utilizado

Tabela 3.5: Carga na longarina de ponta de asa

Posição [m]	Força [N]
0,025	2646,7
0,075	-2890,2
0,100	36,0
0,265	42,8
0,429	40,6
0,593	38,1
0,757	35,1
0,921	31,4
1,085	26,6
1,250	10,9

Tabela 3.6: Carga na longarina do modulo central (semi-envergadura)

Posição [m]	Força [N]
0,012	11,7
0,170	23,5
0,331	23,2
0,490	22,9
0,648	18,7
0,751	14,0
0,775	-1323,4
0,825	1445,1
0,850	9,0

de forma semelhante a asa. Os programas “carregamento_emp_hor.m” e “carregamento_emp_ver.m” foram desenvolvidos e estão disponíveis no Anexo A. Os gráficos de carregamento sobre as superfícies são ilustrados nas Figuras 3.9 e 3.10.

As forças aerodinâmicas geradas pelas superfícies das empenagens também são transferidas através das nervuras para as longarinas das empenagens. Os programas “emp_hor_cargas_nervuras.m” e “emp_ver_cargas_nervuras.m”, foram desenvolvidos em MATLAB para determinar essas cargas. Os resultados seguem nas Tabelas 3.7 e 3.8.

Tabela 3.7: Carga na longarina da empenagem horizontal

Posição [m]	Força [N]
0,015	15,8
0,127	30,4
0,238	25,2
0,350	9,6

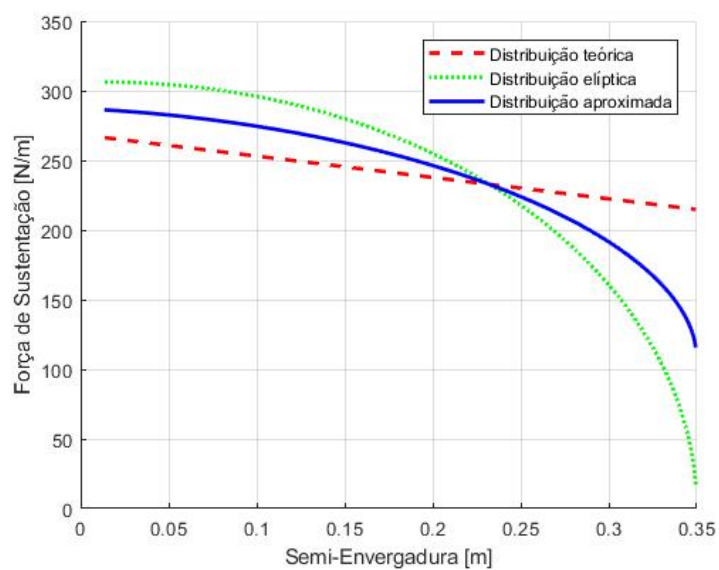


Figura 3.9: Carga distribuída na empenagem horizontal

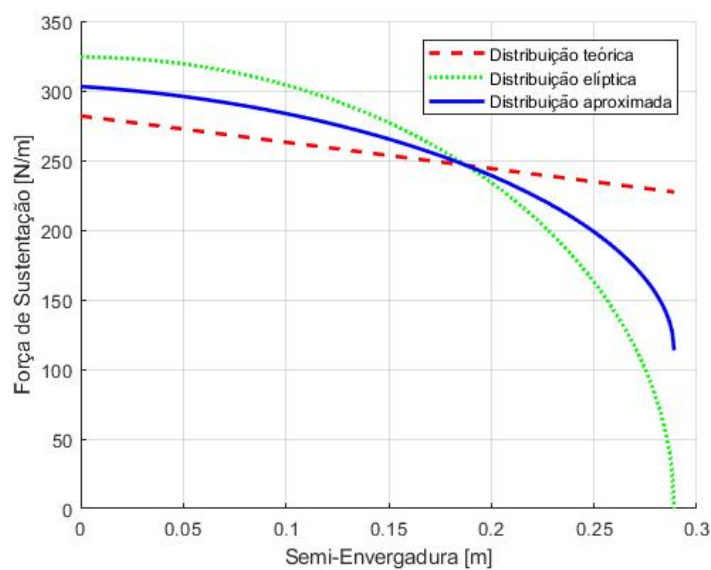


Figura 3.10: Carga distribuída na empenagem vertical

Tabela 3.8: Carga na longarina da empenagem vertical

Posição [m]	Força [N]
0,023	10,1
0,097	31,7
0,190	22,8
0,350	9,1

3.3.3

Trem de pouso

As cargas aplicadas a estrutura do trem de pouso foram calculadas com base nos itens listados na Seção 2.4.3. Assim sendo, foram obtidas as cargas

para as situações de: aeronave parada em solo; aterrissagem com todas as rodas tocando o solo simultaneamente; aterrissagem com apenas as rodas do trem de pouso principal tocando o solo; e apenas uma das rodas do trem de pouso principal tocando o solo. Os resultados obtidos estão dispostos nas Tabelas 3.9, 3.10 e 3.11.

Tabela 3.9: Reações de apoio em solo

	Carga [N]	Carga [%]
Trem de pouso principal	322,3	82,35
Bequilha	69,1	17,65

Tabela 3.10: Carregamento lateral no trem de pouso

Para dentro [N]	130,5
Para fora [N]	86,1

Tabela 3.11: Carregamento do trem de pouso nas diversas situações de pouso

Todas as rodas tocam o solo simultaneamente		
	Vertical [N]	Horizontal [N] (para trás)
Cada roda do trem de pouso principal	241,7	60,4
Bequilha	103,6	25,9
Apenas as rodas do trem de pouso tocam o solo		
	Vertical [N]	Horizontal [N] (para trás)
Cada roda do trem de pouso principal	293,6	73,4
Apenas uma das rodas do trem de pouso principal toca o solo		
	Vertical [N]	Horizontal [N] (para trás)
Uma roda do trem de pouso principal	587,1	146,8

3.3.4

Suporte do motor

O carregamento do suporte do motor foi medido através de testes de bancada com o conjunto motor-hélices. Com a configuração adotada, estimou-se um empuxo máximo de 71 N e um torque de 20 N.m.

3.3.5 Fuselagem

A relação entre componente e carga aplicada na fuselagem está disponível na Tabela 3.12. Os pontos de aplicação das cargas são ilustrados na Figura 3.11.

Tabela 3.12: Cargas na fuselagem

Parafusos de fixação da asa na fuselagem [N]	P1 = 44,8 P2 = 159,0 P3 = 16,8
Empenagem horizontal [N]	161,9
Empenagem vertical [N]	147,2
Momento da empenagem vertical [N.m]	29,4
Empuxo do motor [N]	71,0
Torque do motor [N.m]	20,0
Bequilha [N]	69,1

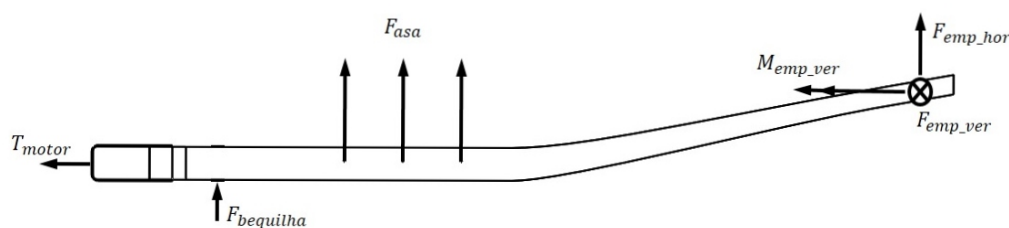


Figura 3.11: Diagrama de forças na fuselagem

3.4 Dimensionamento dos componentes

Os principais componentes estruturais desenvolvidos para o modelo ESC001 foram construídos com materiais compósitos, espuma Divinycell laminada com fibra de carbono, o que confere a essas estruturas características ortotrópicas. Entretanto, a fim de simplificar as análises de tensões, os materiais foram considerados isotrópicos e assumiu-se que as propriedades mecânicas correspondem ao menor limite de escoamento encontrado nos testes.

Foram desenvolvidos, programas em MATLAB responsáveis por realizar os cálculos necessários para dimensionar as longrinas da asa, conjunto de cauda e fuselagem da aeronave. Todos esses programas estão disponíveis no Anexo A.

3.4.1

Longarinas da asa

Projetou-se uma asa tradicional, "nervurada", com perfis em plywood de 3mm de espessura. O modulo central possui duas longarinas construídas com espuma Divinycell H45, de 12 mm de espessura, laminadas com fibra de carbono, enquanto que as ponta de asa possuem apenas uma longarina, também construída com espuma Divinycell H45, porém com espessura de 20 mm, laminada com fibra de carbono.

Além das longarinas e nervuras a asa possui outros componentes secundários que são responsáveis por alinhar as nervuras facilitando a construção e aumentando a rigidez da asa. Porém para efeito de cálculos estruturais os componentes secundários foram desconsiderados, deixando assim a função de resistir aos esforços gerados pelas forças aerodinâmicas por conta exclusiva das longarinas.

Os programas responsáveis por dimensionar as longarinas do modulo central e da ponta de asa são, respectivamente, "asa_dim_mod_cen.m" e "asa_dim_pont_asa.m". Os pontos de aplicação e a intensidade das cargas são informados aos programas juntamente com as dimensões do núcleo de espuma, que foram determinadas de forma a não comprometer a integridade estrutural das nervuras.

Com posse desses dados os programas assumem que todo núcleo é reforçado com uma camada de fibra de carbono de cada lado. Em seguida, partindo de uma seção transversal na ponta da longarina, as tensões na fibra de carbono e na espuma são calculadas e comparadas com os limites de escoamento dos materiais. Caso as tensões estejam abaixo das tensões máximas dos materiais, o algoritmo procede para a análise de outra seção da asa, mais próxima ao centro. Caso as tensões estejam iguais ou acima das tensões limites dos materiais, adiciona-se mais uma camada de fibra de carbono a partir desse ponto e então verifica-se novamente as tensões nos materiais e o procedimento é repetido ao longo da longarina.

Na Tabela 3.13 estão as dimensões do núcleo de espuma utilizado para a construção da longarina. No modulo central a altura do núcleo de espuma é constante, e nas pontas de asa a altura muda ao longo do comprimento da longarina de forma contínua e sua curva de diedro acompanha a da asa.

Em algumas seções das longarinas apenas uma camada de carbono é necessária, entretanto optou-se por reforçar essas seções com uma camada adicional de fibra de carbono devido a dificuldade em obter qualidade na laminação com apenas uma camada de fibra de carbono. As dimensões do núcleo de espuma não sofreram alterações. Foram definidos os tamanhos das

Tabela 3.13: Altura das longarinas da asa

Altura da seção [mm]	
Modulo central	40
Ponta de asa interna	40
Ponta de asa externa	20

camadas utilizadas no processo e disponibilizadas na Tabela 3.14.

Tabela 3.14: Comprimento das camadas de fibra de carbono nas longarinas da asa

Modulo central [m]	
Camada 1	1,70
Camada 2	1,70
Camada 3	0,22
Ponta de asa [m]	
Camada 1	1,25
Camada 2	1,25

3.4.2

Longarinas das empenagens

As longarinas do conjunto de cauda são tubos de fibra de carbono encontrados comercialmente com seção transversal de diversos formatos e dimensões. Foi escolhido um tubo vazado de seção circular e para definir as dimensões internas e externas do tubo foram desenvolvidos os programas "emp_hor_dim.m" e "emp_ver_dim.m" em MATLAB, que foram responsáveis por analisar as tensões nos respectivos tubos. São entradas dos programas os pontos de aplicação e intensidade das cargas, bem como os diâmetros internos e externos dos tubos. Os resultados apontaram para um tubo com 8 mm de diâmetro externo e 6 mm de diâmetro interno para ambas empenagens. Esses tubos apresentaram excelente resultados conforme ilustrados nas Figuras 3.12 e 3.13.

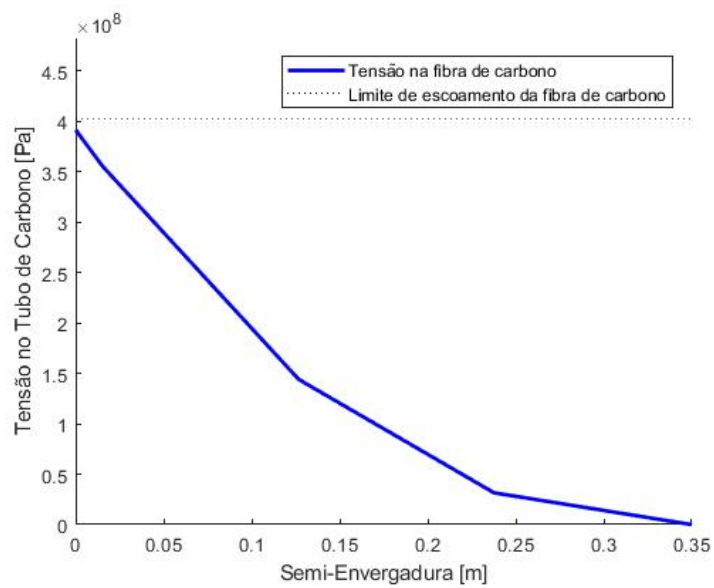


Figura 3.12: Tensão máxima no tubo de fibra de carbono da empenagem horizontal

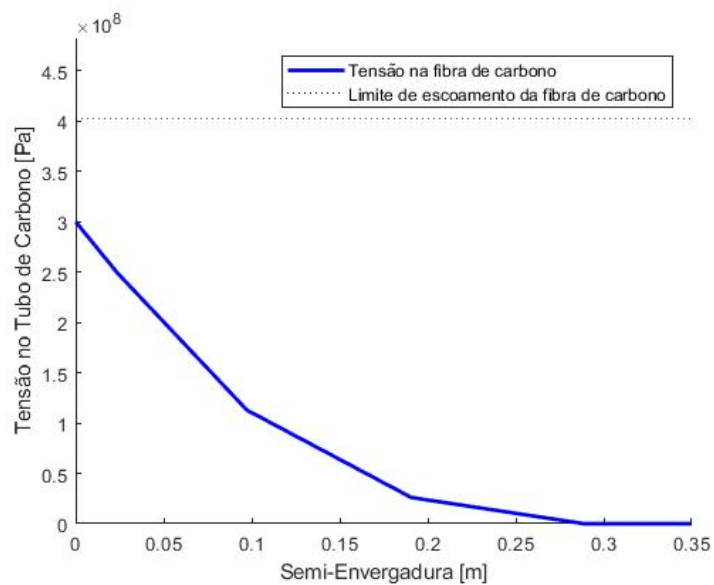


Figura 3.13: Tensão máxima no tubo de fibra de carbono da empenagem vertical

3.4.3

Trem de pouso

O trem de pouso foi construído com espuma Divinycell H45, de 12 mm de espessura, reforçada com fibra de carbono (Figura 3.14). A escolha do número de camadas de fibra de carbono foi feita com base em simulações de elementos finitos, realizadas a partir do software SolidWorks (Figura 3.15).

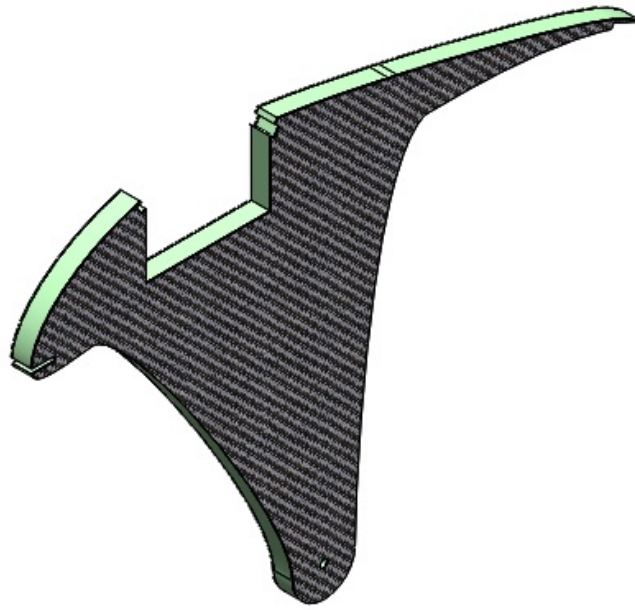


Figura 3.14: Estrutura do trem de pouso

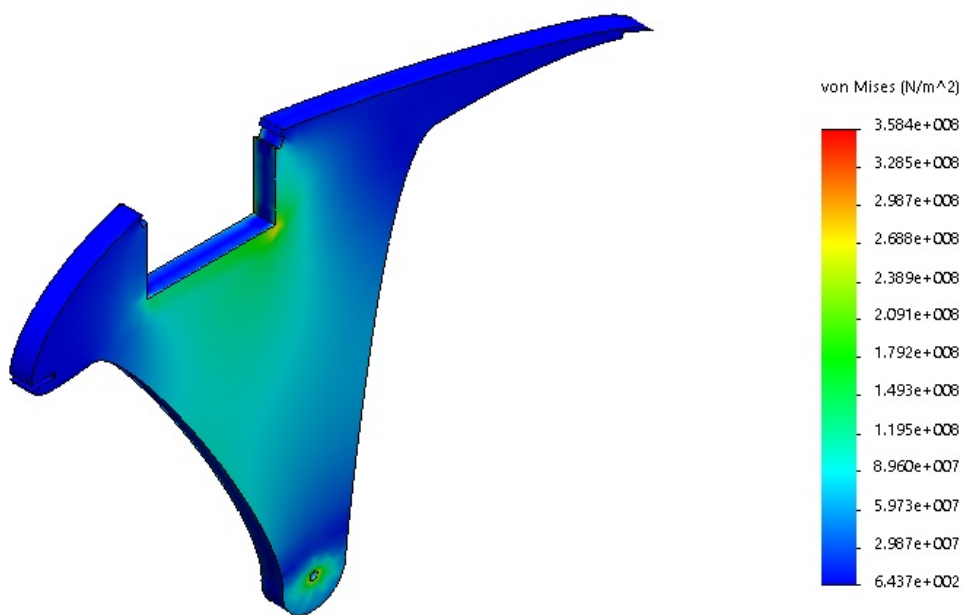


Figura 3.15: Análise de tensões no trem de pouso

Para a realização da simulação foi considerado o carregamento máximo avaliado pelo estudo de cargas com o trem de pouso reforçado de três camadas de fibra de carbono, de cada lado. Dessa forma foi possível obter um fator de segurança mínimo de 1,7, o que foi considerado satisfatório.

3.4.4

Suporte do motor

A fixação do suporte de motor na fuselagem foi feita através da colagem das áreas em azul (Figura 3.16). Para garantir que a peça não solte, calculou-se a tensão de cisalhamento exercida no adesivo utilizado, o AR 345.

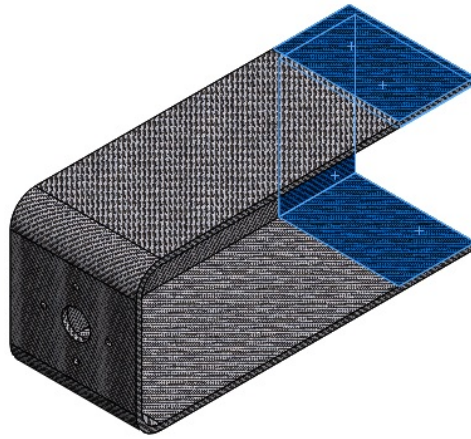


Figura 3.16: Suporte do motor

A tensão de cisalhamento atuante no adesivo é gerada pela força F_{motor} do motor sobre a área de cola. Sendo a área $3,64 \times 10^{-3} \text{ m}^2$, e a força máxima do motor de aproximadamente 71 N, encontrou-se a tensão 0,0195 MPa, que é menor que o limite de resistência ao cisalhamento, de 26 MPa.

Devido à complexidade do carregamento, avaliou-se a resistência do suporte através de simulação de elementos finitos. A largura foi definida em 63 mm, e a distância entre superfícies coladas foi de 40 mm para possibilitar o encaixe na fuselagem e a acomodação do motor. Sua espessura é de 3 mm, comportando 12 camadas do laminado de carbono.

Da leitura dos resultados obtidos nas simulações por elementos finitos (Figura 3.17) o fator de segurança mínimo deste componente foi alto, porém por experiência adquirida em campo e dado as condições de vibrações não previstas que esta peça pode sofrer, preferiu-se manter a confiabilidade em função do alívio de peso.

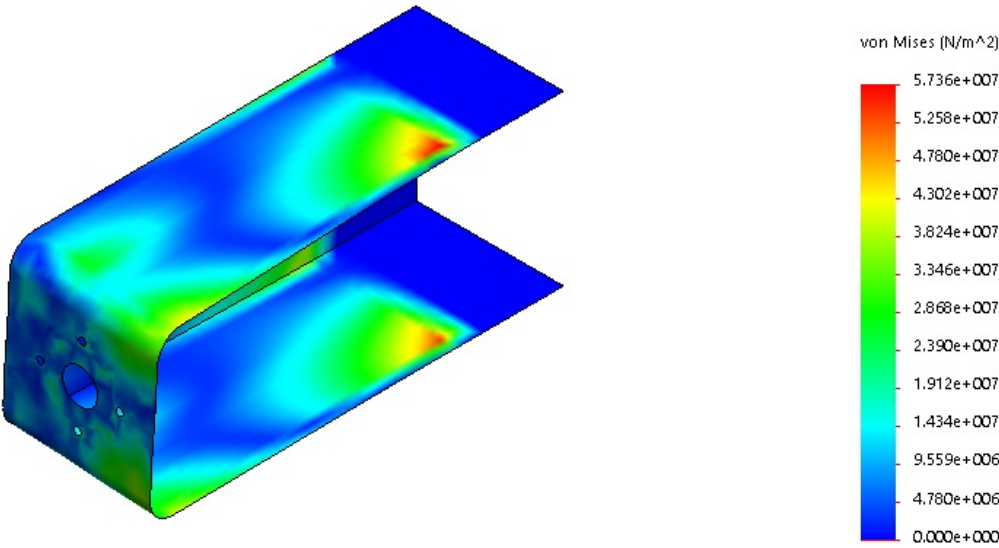


Figura 3.17: fator de segurança no suporte do motor

3.4.5
Fuselagem

Possui estrutura primária composta por uma seção fina de fibra de carbono com um núcleo de espuma Divinycell H45. As dimensões foram escolhidas para viabilizar o encaixe dos componentes. A dimensão da largura foi escolhida em 20 mm para possibilitar o melhor encaixe dos componentes e fixação do conjunto de cauda.

Os devidos carregamentos foram considerados no programa "fuselagem_dim.m" e os resultados representam os comprimentos das camadas de fibras de carbono necessárias para reforçar o núcleo de espuma. Os resultados estão disponíveis na Tabela 3.15

Tabela 3.15: Comprimento das camadas de fibra de carbono da fuselagem

Camada 1 [m]	1,773
Camada 2 [m]	1,773

4

Conclusões Finais e Sugestões para Trabalhos Futuros

O aluno ou o profissional, no começo de qualquer atividade, procura o melhor caminho e a melhor orientação no sentido de atingir os objetivos desejados, entretanto, essa procura inicial não é fácil.

Considerando que direcionar um aluno ou um profissional também não é tarefa fácil, requer preparo e a utilização de referências bibliográficas que, por vezes, apresenta conteúdo aprofundado para iniciantes, é de grande utilidade o desenvolvimento de material de orientação com enfoque prático.

Desta forma, o guia técnico aqui desenvolvido pode funcionar como uma ferramenta de consulta prática para auxiliar os novos integrantes da equipe de Aerodesign do Centro Técnico científico da PUC-RIO (CTC/PUC-RIO), direcionando e facilitando o aprendizado sobre a etapa do projeto estrutural de uma aeronave de aerodesign.

Sugere-se, para futuros trabalhos, o desenvolvimento de outros guias técnicos que possam abranger as demais etapas do projeto de uma aeronave de aerodesign, que são:

- Cálculos aerodinâmicos;
- Cálculos de desempenho;
- Cálculos de estabilidade;
- Projeto elétrico.

Finalmente, sugere-se também o aperfeiçoamento do guia técnico apresentado neste trabalho.

Referências Bibliográficas

- [1] RODRIGUES, Luiz E.M. *Fundamentos da Engenharia Aeronáutica*. IFSP, 2009.
- [2] Daniel RAYMER. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
- [3] JAR-VLA standard, Joint Aviation Requirements-Very Light Aeroplanes. Civil Aviation Authority, England, 1990.
- [4] Dassault Systemes Solidworks. 2017.
- [5] Divinycell h technical data. Technical report, Barracuda Composites.

A

Programas desenvolvidos em MATLAB

```
1  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2  %
3  %   Projeto dos Componentes Estruturais de uma Aeronave de ...
   Aerodesign
4  %
5  %                               Diagrama Vxn
6  %
7  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
8  %
9  %
10 %
11
12 clear all;
13 close all;
14 clc      ;
15
16 %% Parmetros necessarios
17
18 MTOW = 26.6 ; % Mximo peso de decolagem da aeronave [kg].
19 S = 1.37    ; % rea da asa [m^2].
20 CMA = 0.378 ; % Corda media aerodinmica [m].
21 C_lmax_p = 2.1 ; % Cl maximo positivo da asa.
22 C_lmax_n = -1.5; % Cl maximo negativo da asa.
23 v_max = 23   ; % Velocidade maxima voo reto e nivelado ...
   n vel do mar [m/s].
24 rho_ar = 1.108 ; % Densidade do Ar [kg/m^3].
25 g = 9.81      ; % Aceleracao da gravidade [m/s^2].
26 a = 4.2972    ; % Inclinao da curva de Cl por radiano ...
   [Cl/rad].
27
28 % Parmetros indicados por Rodrigues:
29 v_rajada_cruzeiro = 8; % Velocidade de rajada do vento com ...
   a aeronave em velocidade de cruzeiro [m/s].
30 v_rajada_mergulho = 2; % Velocidade de rajada do vento com ...
   a aeronave em velocidade de mergulho [m/s].
31
32 %% Fator de Carga Limite ultimo , Positivo e Negativo
33
34 n_lim_p = 2.5 ;
35 n_ult_p = 1.5*n_lim_p ;
```

```

36 n_lim_n = -0.4*n_lim_p;
37 n_ult_n = 1.5*n_lim_n ;
38
39 %% C lculo das Velocidades
40
41 v_estol      = sqrt((2*g*MTOW)/(rho_ar*S*C_lmax_p));
42 v_cruzeiro   = 0.9*v_max ;
43 v_mergulho   = 1.4*v_max ;
44 v_manobra    = v_estol*sqrt(n_lim_p) ;
45
46 %% Diagrama de Manobra
47
48 % Fator de carga positivo:
49 v_aux_AB     = 0:0.01:v_manobra ;
50 n_pos_AB     = (rho_ar*v_aux_AB.^2*S*C_lmax_p)/(2*g*MTOW) ;
51 v_aux_BC     = v_aux_AB(end):0.01:v_mergulho ;
52 n_pos_BC     = repmat(n_lim_p, size(v_aux_BC)) ;
53 v_n_ult_p    = sqrt((2*g*MTOW*n_ult_p)/(rho_ar*S*C_lmax_p));
54 v_aux_BF     = v_aux_AB(end):0.01:v_n_ult_p ;
55 n_pos_BF     = (rho_ar*v_aux_BF.^2*S*C_lmax_p)/(2*g*MTOW) ;
56 v_aux_FG     = v_aux_BF(end):0.01:v_mergulho ;
57 n_pos_FG     = repmat(n_ult_p, size(v_aux_FG)) ;
58
59 % Fator de carga negativo:
60 v_n_lim_n    = sqrt((2*g*MTOW*n_lim_n)/(rho_ar*S*C_lmax_n));
61 v_aux_AE     = 0:0.01:v_n_lim_n ;
62 n_neg_AE     = (rho_ar*v_aux_AE.^2*S*C_lmax_n)/(2*g*MTOW) ;
63 v_aux_ED     = v_aux_AE(end):0.01:v_mergulho ;
64 n_neg_ED     = repmat(n_lim_n, size(v_aux_ED)) ;
65 v_n_ult_n    = sqrt((2*g*MTOW*n_ult_n)/(rho_ar*S*C_lmax_n));
66 v_aux_EI     = v_aux_AE(end):0.01:v_n_ult_n ;
67 n_neg_EI     = (rho_ar*v_aux_EI.^2*S*C_lmax_n)/(2*g*MTOW) ;
68 v_aux_IH     = v_aux_EI(end):0.01:v_mergulho ;
69 n_neg_IH     = repmat(n_ult_n, size(v_aux_IH)) ;
70
71 % Final do gr fico velocidade de mergulho
72 vet_vel_aux1 = [v_mergulho v_mergulho] ;
73 n_pos_GC     = [n_pos_FG(end), n_pos_BC(end)];
74 n_CD         = [n_pos_BC(end), n_neg_ED(end)];
75 n_neg_HD     = [n_neg_IH(end), n_neg_ED(end)];
76
77
78 %% Diagrama de Rajada
79
80 v_aux_cruzeiro = 0:0.01:v_cruzeiro ;
81 v_aux_mergulho = 0:0.01:v_mergulho ;
82 mi = (2*(MTOW/S))/(rho_ar*CMA*a) ;

```

```

83 K_g = (0.88*mi)/(5.3+mi) ;
84
85 aux = 2*(g*(MTOW)/S);
86 n_rajada_cruzeiro_p = 1 + ...
    (v_aux_cruzeiro.*rho_ar*a*K_g*v_rajada_cruzeiro)./aux;
87 n_rajada_mergulho_p = 1 + ...
    (v_aux_mergulho.*rho_ar*a*K_g*v_rajada_mergulho)./aux;
88 n_rajada_cruzeiro_n = 1 - ...
    (v_aux_cruzeiro.*rho_ar*a*K_g*v_rajada_cruzeiro)./aux;
89 n_rajada_mergulho_n = 1 - ...
    (v_aux_mergulho.*rho_ar*a*K_g*v_rajada_mergulho)./aux;
90
91 vet_vel_aux2 = [v_cruzeiro v_mergulho] ...
    ;
92 n_rajada_cru_mer_p = [n_rajada_cruzeiro_p(end) ...
    n_rajada_mergulho_p(end)];
93 n_rajada_cru_mer_n = [n_rajada_cruzeiro_n(end) ...
    n_rajada_mergulho_n(end)];
94
95 %% Plot do Gráfico
96
97 figure;
98 hold on;
99 plot(v_aux_AB, n_pos_AB, 'b', 'LineWidth', 2) ;
100 plot(v_aux_BC, n_pos_BC, 'b', 'LineWidth', 2) ;
101 plot(v_aux_BF, n_pos_BF, 'b--', 'LineWidth', 2) ;
102 plot(v_aux_FG, n_pos_FG, 'b--', 'LineWidth', 2) ;
103 plot(v_aux_AE, n_neg_AE, 'b', 'LineWidth', 2) ;
104 plot(v_aux_ED, n_neg_ED, 'b', 'LineWidth', 2) ;
105 plot(v_aux_EI, n_neg_EI, 'b--', 'LineWidth', 2) ;
106 plot(v_aux_IH, n_neg_IH, 'b--', 'LineWidth', 2) ;
107 plot(vet_vel_aux1, n_pos_GC, 'b--', 'LineWidth', 2);
108 plot(vet_vel_aux1, n_CD, 'b', 'LineWidth', 2) ;
109 plot(vet_vel_aux1, n_neg_HD, 'b--', 'LineWidth', 2);
110
111 plot(v_aux_cruzeiro, n_rajada_cruzeiro_p, 'g:', ...
    'LineWidth', 2);
112 plot(v_aux_mergulho, n_rajada_mergulho_p, 'g:', ...
    'LineWidth', 2);
113 plot(v_aux_cruzeiro, n_rajada_cruzeiro_n, 'g:', ...
    'LineWidth', 2);
114 plot(v_aux_mergulho, n_rajada_mergulho_n, 'g:', ...
    'LineWidth', 2);
115 plot(vet_vel_aux2, n_rajada_cru_mer_p, 'g:', 'LineWidth', ...
    2) ;
116 plot(vet_vel_aux2, n_rajada_cru_mer_n, 'g:', 'LineWidth', ...
    2) ;

```

```

117
118 %title('Diagrama Vxn')          ;
119 xlabel('Velocidade [m/s]')      ;
120 ylabel('Fator de Manobra n');
121 grid on                          ;

```

```

1  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2  %
3  % Projeto dos Componentes Estruturais de uma Aeronave de ...
4  %   Aerodesign
5  %
6  %   Aproxima o de Schrenk na Asa
7  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
8  %
9  %
10 %
11
12 clear all;
13 close all;
14 clc      ;
15
16
17
18 %% Parmetros necessarios
19
20 b_asa = 4          ; % Envergadura da asa [m].
21 b_reta = 1.320     ; % Envergadura da parte reta [m].
22 b_f_0 = 0.022      ; % Envergadura da parte central sem ...
23   perfil [m] (Sustenta o Zero).
24 Cr = 0.395         ; % Corda da raiz [m].
25 Cp = 0.28          ; % Corda de ponta de asa [m].
26 C_lmax_p = 2.1     ; % Cl máximo positivo da asa.
27 W_max = 26.6       ; % Máximo peso de decolagem da ...
28   aeronave [kg].
29 g = 9.81           ; % Aceleração da gravidade [m/s^2].
30 rho_ar = 1.108     ; % Densidade do Ar [kg/m^3].
31 v_mergulho = 28.75; % Máxima velocidade de projeto [m/s] ...
32   (Velocidade de mergulho).
33 fs = 1.5           ; % Fator de segurança.
34 n_max = 2.5         ; % Fator de manobra.
35
36 % Tipo de asa
37
38 reta = 0           ; % Asa reta, corda constante. Caso ...
39   positivo, igual a 1.

```

```

36 trapezoidal = 0; % Asa trapezoidal, corda com varia o ...
    constante. Caso positivo, igual a 1.
37 mista = 1      ; % Asa reta, corda constante. Caso ...
    positivo, igual a 1.
38
39
40
41 %% For a M xima de Sustenta o
42
43 f_sus = W_max*g*fs*n_max;
44
45
46
47 %% Distribui o El ptica de Sustenta o (Asa El ptica ...
    de Mesma rea e Envergadura)
48
49 % Circula o no ponto m dio da asa
50 Gamma_0 = (4 * f_sus) / (rho_ar * v_mergulho * (b_asa - ...
    b_f_0) * pi);
51
52 % Forma el ptica de sustenta o
53 vet_b = b_f_0/2:0.001:b_asa/2 ...
                                     ;
54 Gamma_b = Gamma_0 .* sqrt(1 - ((vet_b - b_f_0/2).^2./(b_asa ...
    - b_f_0)).^2);
55 sus_eliptica = Gamma_b.*(rho_ar * v_mergulho) ...
                                     ;
56
57
58
59 %% Distribui o Torica de Sustenta o
60
61 % Estimativa de carregamento na parte reta e na parte ...
    trapezoidal
62 if (reta == 1)
63     sus_aux = f_sus / (b_asa - b_f_0);
64     sus_reta = (vet_b.*0) + sus_aux ;
65
66     % Aproxima o de Schrenk (M dia)
67     sus = (sus_eliptica + sus_reta)./2;
68
69 elseif (trapezoidal == 1)
70     lambda = Cp / Cr ...
                                     ;
71     aux = ((2 * f_sus) / ((1 + lambda) * (b_asa - b_f_0))) ...
                                     ;

```

```

72     sus_trapezoidal = (1 + (((vet_b - b_f_0/2).*2./(b_asa ...
        - b_f_0)) * (lambda - 1))).*aux;
73
74     % Aproxima o de Schrenk (M dia)
75     sus = (sus_eliptica + sus_trapezoidal)./2;
76
77 elseif (mista == 1)
78     A_reta = Cr * (b_reta - b_f_0)                ;
79     A_trapezoidal = (Cr + Cp) * (b_asa - b_reta) / 2    ;
80     A_total = A_reta + A_trapezoidal                ;
81     f_sus_reta = f_sus * A_reta / A_total            ;
82     f_sus_trapezoidal = f_sus * A_trapezoidal / A_total;
83
84     % Parte reta
85     vet_b_reta = b_f_0/2:0.001:b_reta/2            ;
86     sus_reta_aux = f_sus_reta / (b_reta - b_f_0);
87     sus_reta = repelem(sus_reta_aux, numel(vet_b_reta));
88
89     % Parte trapezoidal
90     vet_b_trapezoidal = (b_reta/2)+0.001:0.001:b_asa/2 ...
        ;
91     sus_ponta_asa = (2 * f_sus_trapezoidal / (b_asa - ...
        b_reta)) - sus_reta_aux;
92     inclinacao = 2* (sus_ponta_asa - sus_reta_aux) / (b_asa ...
        - b_reta)                ;
93     constante = sus_ponta_asa - inclinacao * b_asa / 2 ...
        ;
94     sus_trapezoidal = vet_b_trapezoidal * inclinacao + ...
        constante                ;
95
96     % Concatena o
97     sus = [sus_reta sus_trapezoidal];
98
99     % Aproxima o de Schrenk (M dia)
100    sus = (sus_eliptica + sus)./2;
101 end
102
103
104
105 %% Plot do Gr fico
106
107 figure;
108 hold on;
109 if (reta == 1)
110     plot(vet_b, sus_reta, 'r--', 'LineWidth', 2) ...
        ;
111     plot(vet_b, sus_eliptica, 'g:', 'LineWidth', 2) ...

```

```

112         plot(vet_b, sus, 'b', 'LineWidth', 2) ...
113         elseif(trapezoidal == 1)
114             plot(vet_b, sus_trapezoidal, 'r--', 'LineWidth', 2) ...
115             plot(vet_b, sus_eliptica, 'g:', 'LineWidth', 2) ...
116             plot(vet_b, sus, 'b', 'LineWidth', 2) ...
117         elseif(mista == 1)
118             plot(vet_b, [sus_reta sus_trapezoidal], 'r--', ...
119                 'LineWidth', 2);
119             plot(vet_b, sus_eliptica, 'g:', 'LineWidth', 2) ...
120             plot(vet_b, sus, 'b', 'LineWidth', 2) ...
121     end
122
123     %title('Distribui o de Sustenta o na Semi-Asa pela ...
124           Aproxima o de Schrenk')
125     xlabel('Semi-Envergadura [m]') ...
126     ylabel('For a de Sustenta o [N/m]') ...
127     legend('Distribui o te rica', 'Distribui o ...
128           elptica', 'Distribui o aproximada');
129     grid on ...
130
131     %% Salvando a Distribui o de Sutenta o no arquivo ...
132     "dist_sust.txt"
133     dados = [vet_b; sus]';
134     save('asa_dist_sust.txt', 'dados', '-ascii');

```

```

1  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2  %
3  %   Projeto dos Componentes Estruturais de uma Aeronave de ...
4  %   Aerodesign
5  %   Carga Transferida pelas Nervuras para a Longarina ...
6  %   da Asa

```

```

6  %
7  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
8  %
9  %
10 %
11
12 clear all;
13 close all;
14 clc      ;
15
16 %% Leitura do Arquivo "dis_sust.txt"
17
18 arquivo = fopen('asa_dist_sust.txt', 'r')    ;
19 data = fscanf(arquivo, '%f %f', [2 Inf]);
20 fclose(arquivo)                             ;
21
22
23
24 %% Posi  o de Cada Nervura ao Longo da Semi-Asa
25
26 pos_nervuras = [0.0115 0.1703 0.3307 0.4896 0.6484 0.7519 ...
27                0.8500 1.0156 1.1794 1.3431 1.5070 1.6710 1.8347 2.0000];
28
29
30 %% Defini  o das Cargas em Cada Nervura
31
32 num_nervuras = numel(pos_nervuras) ;
33 f_nervuras = zeros(1, num_nervuras);
34  $\Delta_b$  = data(1,2) - data(1,1)    ;
35 aux1 = 1                                     ;
36
37 for i = 2:num_nervuras
38     d = pos_nervuras(i) - pos_nervuras(i-1) ...
39         ;
40     aux2 = numel(find(data(1,:) ≤ pos_nervuras(i))) ...
41         ;
42     F_aux = data(2, aux1:aux2) *  $\Delta_b$  ...
43         ;
44     M_aux = F_aux .* (data(1, aux1:aux2) - data(1,aux1)) ...
45         ;
46     f_nervuras(i) = (sum(M_aux) / d) ...
47         ;
48     f_nervuras(i-1) = f_nervuras(i-1) + (sum(F_aux) - ...
49         f_nervuras(i));
50     aux1 = aux2 + 1 ...
51         ;

```

```

45 end
46
47 figure();
48 bar(pos_nervuras, f_nervuras, 0.4) ;
49 %title('Carga Aplicada em Cada Perfil') ;
50 xlabel('Posição do Perfil na Semi-Envergadura [m]');
51 ylabel('Força Aplicada no Perfil [N]') ;
52
53 %% Salvar Resultados
54
55 carregamento = [pos_nervuras; f_nervuras]';
56 save('asa_cargas_long.txt', 'carregamento', '-ascii');

```

```

1  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2  %
3  %   Projeto dos Componentes Estruturais de uma Aeronave de ...
   Aerodesign
4  %
5  %           Dimensionamento da Longarina do Módulo Central
6  %
7  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
8  %
9  %
10 %
11
12 clear all;
13 close all;
14 clc ;
15
16
17 %% Parmetros
18
19 % Dimensões do núcleo espuma divinycell
20 l = 0.85 ; % Comprimento do núcleo de ...
   espuma [m].
21 b = 0.012 ; % Base da seção transversal ...
   do núcleo de espuma [m].
22 x = 0:0.001:1 ; % Posições ao longo da ...
   longarina [m], de 1 mm em 1 mm.
23 h = repelem(0.04, numel(x)); % Altura da longarina [m], ...
   para as diversas posições da viga.
24
25 % Posição e intensidade do carregamento
26 pos_forca = [0.01258  0.17030  0.33070  0.48960  ...
   0.64840  0.75190  0.7750  0.8250  0.8500];
27 int_forca = [11.7000  23.5100  23.1600  22.9100  ...

```

```

        18.7050    13.9900   -2646.7    2890.2    8.9950];
28
29 % Propriedades mecânicas dos materiais
30 E_car = 70*10.^9    ; % Módulo de Elasticidade do carbono [Pa].
31 E_div = 10.^6      ; % Módulo de Elasticidade do ...
    divinycell [Pa].
32 lim_car = 403*10.^6; % Limite de escoamento do carbono [Pa].
33 lim_div = 1.4*10.^6; % Limite de escoamento do divinycell ...
    [Pa].
34
35 %espessura de uma camada de fibra de carbono [m]
36 esp_cam_car = 0.00025;
37
38
39 %% Cálculos de Diagramas (Esforço Cortante (EC), Momento ...
    fletorde (MF) e Momento Torsor (MT))
40
41 for i = numel(x):-1:1
42     EC(i) = sum(int_forca(find(pos_forca ≥ x(i)))) ...
        ;
43     MF(i) = sum(int_forca(find(pos_forca ≥ x(i))) ...
        .*(pos_forca(find(pos_forca ≥ x(i))) - x(i)));
44     MT(i) = sum(int_forca(find(pos_forca ≥ x(i))) *0.05) ...
        ;
45 end
46
47
48 %% Plot diagramas
49
50 figure()
51 plot(x, EC, 'b', 'LineWidth', 2)
52 %title('Esforço Cortante Módulo Central');
53 xlabel('Semi-Envergadura [m]')
54 ylabel('Esforço Cortante [N]')
55
56 figure()
57 plot(x, MF, 'b', 'LineWidth', 2)
58 %title('Momento Fletor Módulo Central') ;
59 xlabel('Semi-Envergadura [m]')
60 ylabel('Momento Fletor [Nm]')
61
62 figure()
63 plot(x, MT, 'b', 'LineWidth', 2)
64 %title('Momento Torsor Módulo Central') ;
65 xlabel('Semi-Envergadura [m]')
66 ylabel('Momento Torsor [Nm]')
67

```

```

68
69 %% Dimesionamento
70
71 n_cam_car = repelem(1, numel(x));
72
73 for i = numel(x):-1:1
74     secao_aprovada = 0;
75     while (secao_aprovada == 0)
76         I_div = b * h(i)^3 / 12 ...
77             ;
78         b_car = b + 2 * n_cam_car(i) * esp_cam_car ...
79             ;
80         h_car = h(i) + 4 * n_cam_car(i) * esp_cam_car ...
81             ;
82         I_car = (b_car * h_car^3) / 12 - I_div ...
83             ;
84         constante_aux = (E_div * I_div) + (E_car * I_car) ...
85             ;
86         T_d(i) = (MF(i) * (h(i) / 2) * E_div) / ...
87             constante_aux ;
88         T_c(i) = (MF(i) * (h_car / 2) * E_car) / constante_aux;
89         if (T_d(i) < lim_div && T_c(i) < lim_car)
90             secao_aprovada = 1;
91         else
92             n_cam_car(i) = n_cam_car(i) + 1;
93         end
94     end
95 end
96
97 %% Plot N mero de Camadas
98
99 figure()
100 hold on
101 plot(x, T_c, 'g', 'LineWidth', 2)
102 plot([0, x(end)], [lim_car, lim_car], 'k:');
103 %title('Tens o M xima na fibra de Carbono') ;
104 xlabel('Semi-Envergadura [m]')
105 ylabel('Tens o [Pa]')
106 xlim([0 x(end)])
107 ylim([0 1.2*lim_car])
108 legend('Tens o na fibra de carbono', 'Limite de escoamento ...
109     da fibra de carbono');
110
111 figure()
112 hold on
113 plot(x, T_d, 'r', 'LineWidth', 2)
114 plot([0, x(end)], [lim_div, lim_div], 'k:');

```

```

108 %title('Tens o M xima na Espuma Divinycell');
109 xlabel('Semi-Envergadura [m]') ;
110 ylabel('Tens o no N cleo de Espuma [Pa]') ;
111 xlim([0 x(end)]) ;
112 ylim([0 1.2*lim_div]) ;
113 legend('Tens o na espuma divinycell', 'Limite de ...
        escoamento da espuma divinycell');
114
115 figure()
116 plot(x, n_cam_car, 'b', 'LineWidth', 2) ;
117 %title('N mero de Camadas Laminadas') ;
118 xlabel('Semi-Envergadura [m]') ;
119 ylabel('Camadas de Fibra de Carbono') ;
120 xlim([0 x(end)]) ;
121 ylim([0 6]) ;

```

```

1  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2  %
3  %   Projeto dos Componentes Estruturais de uma Aeronave de ...
4  %   Aerodesign
5  %
6  %   Dimensionamento da Longarina de Ponta de Asa
7  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
8  %
9  %
10 %
11
12 clear all;
13 close all;
14 clc ;
15
16
17 %% Parmetros
18
19 %Dimens es do n cleo espuma divinycell
20 l = 1.25 ; % ...
    Comprimento do n cleo de espuma [m].
21 b = 0.02 ; % ...
    Base da se o transversal do n cleo de espuma [m].
22 x = 0:0.001:1 ; % ...
    Posi es ao longo da longarina [m], de 1 mm em 1 mm.
23 h = [repelem(0.04, 100), linspace(0.04, 0.02, 1151)]; % ...
    Altura da longarina [m], para as diversas posi es da ...
    viga.
24

```

```

25 %Posição e intensidade do carregamento
26 pos_forca = [0.0250    0.0750    0.1000    0.2656    0.4294    ...
               0.5931    0.7570    0.9210    1.0847    1.2500];
27 int_forca = [2646.7 -2890.2   35.988   42.805   40.578    ...
               38.091   35.113   31.458   26.560   10.918];
28
29 %Propriedades mecânicas dos materiais
30 E_car = 70*10.^9 ; % Módulo de Elasticidade do carbono [Pa].
31 E_div = 10.^6 ; % Módulo de Elasticidade do ...
    divinycell [Pa].
32 lim_car = 403*10.^6; % Limite de escoamento do carbono [Pa].
33 lim_div = 1.4*10.^6; % Limite de escoamento do divinycell ...
    [Pa].
34
35 %espessura de uma camada de fibra de carbono [m]
36 esp_cam_car = 0.00025;
37
38
39 %% Cálculos de Diagramas (Esforço Cortante (EC), Momento ...
    fletor (MF) e Momento Torsor (MT))
40
41 EC_1 = zeros(numel(x));
42 MF_1 = zeros(numel(x));
43
44 for i = numel(x):-1:1
45     EC(i) = sum(int_forca(find(pos_forca ≥ x(i)))) ...
        ;
46     MF(i) = sum(int_forca(find(pos_forca ≥ x(i))) ...
        .*(pos_forca(find(pos_forca ≥ x(i))) - x(i)));
47     MT(i) = sum(int_forca(find(pos_forca ≥ x(i))) *0.05) ...
        ;
48 end
49
50 %% Plot diagramas
51
52 figure() ;
53 plot(x, EC, 'b', 'LineWidth', 2) ;
54 %title('Esforço Cortante Módulo Central');
55 xlabel('Semi-Envergadura [m]') ;
56 ylabel('Esforço Cortante [N]') ;
57
58 figure() ;
59 plot(x, MF, 'b', 'LineWidth', 2) ;
60 %title('Momento Fletor Módulo Central') ;
61 xlabel('Semi-Envergadura [m]') ;
62 ylabel('Momento Fletor [Nm]') ;
63

```

```

64 figure() ;
65 plot(x, MT, 'b', 'LineWidth', 2) ;
66 %title('Momento Torsor M dulo Central') ;
67 xlabel('Semi-Envergadura [m]') ;
68 ylabel('Momento Torsor [Nm]') ;
69
70
71 %% Dimesionamento
72
73 n_cam_car = repelem(1, numel(x));
74
75 for i = numel(x):-1:1
76     secao_aprovada = 0;
77     while (secao_aprovada == 0)
78         I_div = b * h(i)^3 / 12 ...
79             ;
80         b_car = b + 2 * n_cam_car(i) * esp_cam_car ...
81             ;
82         h_car = h(i) + 4 * n_cam_car(i) * esp_cam_car ...
83             ;
84         I_car = (b_car * h_car^3) / 12 - I_div ...
85             ;
86         constante_aux = (E_div * I_div) + (E_car * I_car) ...
87             ;
88         T_d(i) = (MF(i) * (h(i) / 2) * E_div) / ...
89             constante_aux ;
90         T_c(i) = (MF(i) * (h_car / 2) * E_car) / constante_aux;
91         if (T_d(i) < lim_div && T_c(i) < lim_car)
92             secao_aprovada = 1;
93         else
94             n_cam_car(i) = n_cam_car(i) + 1;
95         end
96     end
97 end
98
99 %% Plot N mero de Camadas
100
101 figure() ;
102 hold on ;
103 plot(x, T_c, 'g', 'LineWidth', 2) ;
104 plot([0, x(end)], [lim_car, lim_car], 'k:');
105 %title('Tens o M xima na fibra de Carbono') ;
106 xlabel('Semi-Envergadura [m]') ;
107 ylabel('Tens o no Carbono [Pa]') ;
108 xlim([0 x(end)]) ;
109 ylim([0 1.2*lim_car]) ;
110 legend('Tens o na fibra de carbono', 'Limite de escoamento ...

```

```

        da fibra de carbono');
105
106 figure()                                ;
107 hold on                                ;
108 plot(x, T_d, 'r', 'LineWidth', 2)        ;
109 plot([0, x(end)], [lim_div, lim_div], 'k:');
110 %title('Tens o M xima na Espuma Divinycell');
111 xlabel('Semi-Envergadura [m]')           ;
112 ylabel('Tens o no N cleo de Espuma [Pa]') ;
113 xlim([0 x(end)])                        ;
114 ylim([0 1.2*lim_div])                   ;
115 legend('Tens o na espuma divinycell', 'Limite de ...
        escoamento da espuma divinycell');
116
117 figure()                                ;
118 plot(x, n_cam_car, 'b', 'LineWidth', 2)   ;
119 %title('N mero de Camadas Laminadas')      ;
120 xlabel('Semi-Envergadura [m]')           ;
121 ylabel('Camadas de Fibra de Carbono')     ;
122 xlim([0 x(end)])                        ;
123 ylim([0 3])                             ;

```

```

1  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2  %
3  %   Projeto dos Componentes Estruturais de uma Aeronave de ...
   Aerodesign
4  %
5  %           Aproxima o de Schrenk na Empenagem Horizontal
6  %
7  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
8  %
9  %
10 %
11
12 clear all;
13 close all;
14 clc      ;
15
16
17
18 %% Parametros necessarios
19
20 b = 0.7      ; % Envergadura da asa [m].
21 b_reta = 0    ; % Envergadura da parte reta [m].
22 b_f_0 = 0.027 ; % Envergadura da parte central sem ...
   perfil [m] (Sustenta o Zero).

```

```

23 Cr = 0.289          ; % Corda da raiz [m].
24 Cp = 0.233          ; % Corda de ponta de asa [m].
25 C_lmax_p = 1.8      ; % Cl máximo positivo da asa.
26 f_max = 11.0        ; % Máximo for a gerada pela empenagem ...
    horizontal [kg].
27 g = 9.81            ; % Aceleração da gravidade [m/s^2].
28 rho_ar = 1.108      ; % Densidade do Ar [kg/m^3].
29 v_mergulho = 32.20; % Máxima velocidade de projeto [m/s] ...
    (Velocidade de mergulho).
30 fs = 1.5            ; % Fator de segurança.
31
32 % Tipo de asa
33
34 reta = 0            ; % Asa reta, corda constante. Caso ...
    positivo, igual a 1.
35 trapezoidal = 1;    % Asa trapezoidal, corda com variação ...
    constante. Caso positivo, igual a 1.
36 mista = 0           ; % Asa reta, corda constante. Caso ...
    positivo, igual a 1.
37
38
39
40 %% Força Máxima de Sustentação
41
42 f_sus = f_max*g*fs;
43
44
45
46 %% Distribuição Elíptica de Sustentação (Asa Elíptica ...
    de Mesma área e Envergadura)
47
48 % Circulação no ponto médio da asa
49 Gamma_0 = (4 * f_sus) / (rho_ar * v_mergulho * (b - b_f_0) ...
    * pi);
50
51 % Forma elíptica de sustentação
52 vet_b = b_f_0/2:0.001:b/2 ...
    ;
53 Gamma_b = Gamma_0 .* sqrt(1 - ((vet_b - b_f_0/2).^2./(b - ...
    b_f_0)).^2);
54 sus_eliptica = Gamma_b.*(rho_ar * v_mergulho) ...
    ;
55
56
57
58 %% Distribuição Torica de Sustentação
59

```

```

60 % Estimativa de carregamento na parte reta e na parte ...
    trapezoidal
61 if (reta == 1)
62     sus_aux = f_sus / (b - b_f_0);
63     sus_reta = (vet_b.*0) + sus_aux ;
64
65     % Aproxima o de Schrenk (M dia)
66     sus = (sus_eliptica + sus_reta)./2;
67
68 elseif (trapezoidal == 1)
69     lambda = Cp / Cr ...
        ;
70     aux = ((2 * f_sus) / ((1 + lambda) * (b - b_f_0))) ...
        ;
71     sus_trapezoidal = (1 + (((vet_b - b_f_0/2).^2./(b - ...
        b_f_0)) * (lambda - 1))).*aux;
72
73     % Aproxima o de Schrenk (M dia)
74     sus = (sus_eliptica + sus_trapezoidal)./2;
75
76 elseif (mista == 1)
77     A_reta = Cr * (b_reta - b_f_0) ;
78     A_trapezoidal = (Cr + Cp) * (b - b_reta) / 2 ;
79     A_total = A_reta + A_trapezoidal ;
80     f_sus_reta = f_sus * A_reta / A_total ;
81     f_sus_trapezoidal = f_sus * A_trapezoidal / A_total;
82
83     % Parte reta
84     vet_b_reta = b_f_0/2:0.001:b_reta/2 ;
85     sus_reta_aux = f_sus_reta / (b_reta - b_f_0);
86     sus_reta = (vet_b_reta.*0) + sus_reta_aux ;
87
88     % Parte trapezoidal
89     vet_b_trapezoidal = (b_reta/2)+0.001:0.001:b/2 ...
        ;
90     sus_ponta_asa = (2 * f_sus_trapezoidal / (b - b_reta)) ...
        - sus_reta_aux;
91     inclinacao = 2* (sus_ponta_asa - sus_reta_aux) / (b - ...
        b_reta) ;
92     constante = sus_ponta_asa - inclinacao * b / 2 ...
        ;
93     sus_trapezoidal = vet_b_trapezoidal * inclinacao + ...
        constante ;
94
95     % Concatena o
96     sus = [sus_reta sus_trapezoidal];

```

```

97
98     % Aproxima o de Schrenk (M dia)
99     sus = (sus_eliptica + sus)./2;
100 end
101
102
103
104 %% Plot do Gráfico
105
106 figure;
107 hold on;
108 if (reta == 1)
109     plot(vet_b, sus_reta, 'r--', 'LineWidth', 2) ...
110         ;
111     plot(vet_b, sus_eliptica, 'g:', 'LineWidth', 2) ...
112         ;
113     plot(vet_b, sus, 'b', 'LineWidth', 2) ...
114         ;
115 elseif(trapezoidal == 1)
116     plot(vet_b, sus_trapezoidal, 'r--', 'LineWidth', 2) ...
117         ;
118     plot(vet_b, sus_eliptica, 'g:', 'LineWidth', 2) ...
119         ;
120     plot(vet_b, sus, 'b', 'LineWidth', 2) ...
121         ;
122 elseif(mista == 1)
123     plot(vet_b, [sus_reta sus_trapezoidal], 'r--', ...
124         'LineWidth', 2);
125     plot(vet_b, sus_eliptica, 'g:', 'LineWidth', 2) ...
126         ;
127     plot(vet_b, sus, 'b', 'LineWidth', 2) ...
128         ;
129 end
130
131 %title('Distribuição de Sustentação na Semi-Envergadura ...
132       da Empenagem Horizontal') ;
133 xlabel('Semi-Envergadura [m]') ...
134
135 ylabel('Força de Sustentação [N/m]') ...
136
137 legend('Distribuição teórica', 'Distribuição ...
138       elíptica', 'Distribuição aproximada');
139 grid on ...
140
141 ;
142
143
144
145
146
147
148

```



```

38     d = pos_nervuras(i) - pos_nervuras(i-1) ...
                                     ;
39     aux2 = numel(find(data(1,:) ≤ pos_nervuras(i))) ...
                                     ;
40     F_aux = data(2, aux1:aux2) * Δ_b ...
                                     ;
41     M_aux = F_aux .* (data(1, aux1:aux2) - data(1,aux1)) ...
                                     ;
42     f_nervuras(i) = (sum(M_aux) / d) ...
                                     ;
43     f_nervuras(i-1) = f_nervuras(i-1) + (sum(F_aux) - ...
                                     f_nervuras(i));
44     aux1 = aux2 + 1 ...
                                     ;
45 end
46
47 figure();
48 bar(pos_nervuras, f_nervuras, 0.4) ;
49 %title('Carga Aplicada em Cada Perfil') ;
50 xlabel('Posi o do Perfil na Semi-Envergadura [m]');
51 ylabel('For a Aplicada no Perfil [N]') ;
52
53 %% Salvar Resultados
54
55 carregamento = [pos_nervuras; f_nervuras]';
56 save('emp_hor_cargas_long.txt', 'carregamento', '-ascii');

```

```

1  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2  %
3  %   Projeto dos Componentes Estruturais de uma Aeronave de ...
   Aerodesign
4  %
5  %   Dimensionamento da Longarina da Empenagem ...
   Horizontal
6  %
7  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
8  %
9  %
10 %
11
12 clear all;
13 close all;
14 clc      ;
15
16
17 %% Parmetros

```

```

18
19 %Dimens es do tubo de carbono
20 l = 0.350      ; % Comprimento do n cleo de espuma [m].
21 x = 0:0.001:1; % Posi es ao longo da longarina [m], de ...
    1 mm em 1 mm.
22 D = 0.008      ; % Diametro externo do tubo de carbono [m].
23 d = 0.006      ; % Diametro interno do tubo de carbono [m].
24
25 %Posi o e intensidade do carregamento
26 pos_forca = [0.0152  0.1267  0.2377  0.3500];
27 int_forca = [15.860  30.384  25.185  9.6465];
28
29 %Propriedades mec nicas dos materiais
30 E_car = 70*10.^9    ; % M dulo de Elasticidade do carbono [Pa].
31 lim_car = 403*10.^6; % Limite de escoamento do carbono [Pa].
32
33
34 %% C lculos de Diagramas (Esfor o Cortante (EC), Momento ...
    fletorde (MF) e Momento Torsor (MT))
35
36 EC_1 = zeros(numel(x));
37 MF_1 = zeros(numel(x));
38
39 for i = numel(x):-1:1
40     EC(i) = sum(int_forca(find(pos_forca ≥ x(i)))) ...
        ;
41     MF(i) = sum(int_forca(find(pos_forca ≥ x(i))) ...
        .*(pos_forca(find(pos_forca ≥ x(i))) - x(i)));
42     MT(i) = sum(int_forca(find(pos_forca ≥ x(i))) *0.05) ...
        ;
43 end
44
45 %% Plot diagramas
46
47 figure()
48 plot(x, EC, 'b', 'LineWidth', 2)
49 %title('Esfor o Cortante M dulo Central');
50 xlabel('Semi-Envergadura [m]')
51 ylabel('Esfor o Cortante [N]')
52
53 figure()
54 plot(x, MF, 'b', 'LineWidth', 2)
55 %title('Momento Fletor M dulo Central') ;
56 xlabel('Semi-Envergadura [m]')
57 ylabel('Momento Fletor [Nm]')
58
59 figure()

```

```

60 plot(x, MT, 'b', 'LineWidth', 2) ;
61 %title('Momento Torsor M dulo Central') ;
62 xlabel('Semi-Envergadura [m]') ;
63 ylabel('Momento Torsor [Nm]') ;
64
65
66 %% Dimesionamento
67
68 I = pi * (D^4 - d^4) / 64;
69 T = MF * (D / 2) / I ;
70
71
72 %% Plot N mero de Camadas
73
74 figure() ;
75 hold on ;
76 plot(x, T, 'b', 'LineWidth', 2) ;
77 plot([0, x(end)], [lim_car, lim_car], 'k:');
78 %title('Tens o M xima no Tubo de Carbono') ;
79 xlabel('Semi-Envergadura [m]') ;
80 ylabel('Tens o no Tubo de Carbono [Pa]') ;
81 xlim([0 x(end)]) ;
82 ylim([0 1.2*lim_car]) ;
83 legend('Tens o na fibra de carbono', 'Limite de escoamento ...
da fibra de carbono');

```

```

1  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2  %
3  %   Projeto dos Componentes Estruturais de uma Aeronave de ...
   Aerodesign
4  %
5  %           Aproxima o de Schrenk na Empenagem Vertical
6  %
7  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
8  %
9  %
10 %
11
12 clear all;
13 close all;
14 clc ;
15
16
17
18 %% Parmetros necess rios
19

```

```

20 b = 2*0.2890      ; % Envergadura da asa [m]. OBS: O fator ...
    2 refere-se a outra superf cie espelhada "imagin ria",
21                  %considerada para que os clculos ...
                    sejam feitos da mesma forma que ...
                    foram feitas para as outras
22                  %superf cies.
23 b_reta = 0        ; % Envergadura da parte reta [m].
24 b_f_0 = 0         ; % Envergadura da parte central sem ...
    perfil [m] (Sustenta o Zero).
25 Cr = 0.289        ; % Corda da raiz [m].
26 Cp = 0.233        ; % Corda de ponta de asa [m].
27 C_lmax_p = 1.8     ; % Cl m ximo positivo da asa.
28 f_max = 5.0        ; % M ximo for a gerada pela empenagem ...
    horizontal [kg].
29 g = 9.81           ; % Acelera o da gr vidade [m/s^2].
30 rho_ar = 1.108     ; % Densidade do Ar [kg/m^3].
31 v_mergulho = 32.20; % M xima velocidade de projeto [m/s] ...
    (Velocidade de mergulho).
32 fs = 1.5           ; % Fator de seguran a.
33
34 % Tipo de asa
35
36 reta = 0           ; % Asa reta, corda constante. Caso ...
    positivo, igual a 1.
37 trapezoidal = 1;   % Asa trapezoidal, corda com varia o ...
    constante. Caso positivo, igual a 1.
38 mista = 0          ; % Asa reta, corda constante. Caso ...
    positivo, igual a 1.
39
40
41
42 %% For a M xima de Sustenta o
43
44 f_sus = 2*f_max*g*fs; % O fator 2 refere-se a outra ...
    superf cie espelhada "imagin ria",
45                  %considerada para que os clculos ...
                    sejam feitos da mesma forma que
46                  %foram feitas para as outras ...
                    superf cies.
47
48
49
50 %% Distribui o El ptica de Sustenta o (Asa El ptica ...
    de Mesma rea e Envergadura)
51
52 % Circula o no ponto m dio da asa
53 Gamma_0 = (4 * f_sus) / (rho_ar * v_mergulho * (b - b_f_0) ...

```

```

        * pi);
54
55 % Forma elptica de sustentação
56 vet_b = b_f_0/2:0.001:b/2 ...
                                ;
57 Gamma_b = Gamma_0 .* sqrt(1 - ((vet_b - b_f_0/2).^2./(b - ...
        b_f_0)).^2);
58 sus_eliptica = Gamma_b.*(rho_ar * v_mergulho) ...
                                ;
59
60
61
62 %% Distribuição Torica de Sustentação
63
64 % Estimativa de carregamento na parte reta e na parte ...
    trapezoidal
65 if (reta == 1)
66     sus_aux = f_sus / (b - b_f_0);
67     sus_reta = (vet_b.*0) + sus_aux ;
68
69     % Aproximação de Schrenk (M dia)
70     sus = (sus_eliptica + sus_reta)./2;
71
72 elseif (trapezoidal == 1)
73     lambda = Cp / Cr ...
                                ...
                                ;
74     aux = ((2 * f_sus) / ((1 + lambda) * (b - b_f_0))) ...
                                ;
75     sus_trapezoidal = (1 + (((vet_b - b_f_0/2).^2./(b - ...
        b_f_0)) * (lambda - 1))).*aux;
76
77     % Aproximação de Schrenk (M dia)
78     sus = (sus_eliptica + sus_trapezoidal)./2;
79
80 elseif (mista == 1)
81     A_reta = Cr * (b_reta - b_f_0) ;
82     A_trapezoidal = (Cr + Cp) * (b - b_reta) / 2 ;
83     A_total = A_reta + A_trapezoidal ;
84     f_sus_reta = f_sus * A_reta / A_total ;
85     f_sus_trapezoidal = f_sus * A_trapezoidal / A_total;
86
87     % Parte reta
88     vet_b_reta = b_f_0/2:0.001:b_reta/2 ;
89     sus_reta_aux = f_sus_reta / (b_reta - b_f_0);
90     sus_reta = (vet_b_reta.*0) + sus_reta_aux ;
91

```

```

92     % Parte trapezoidal
93     vet_b_trapezoidal = (b_reta/2)+0.001:0.001:b/2 ...
                                ;
94     sus_ponta_asa = (2 * f_sus_trapezoidal / (b - b_reta)) ...
        - sus_reta_aux;
95     inclinacao = 2* (sus_ponta_asa - sus_reta_aux) / (b - ...
        b_reta) ;
96     constante = sus_ponta_asa - inclinacao * b / 2 ...
                                ;
97     sus_trapezoidal = vet_b_trapezoidal * inclinacao + ...
        constante ;
98
99     % Concatena o
100    sus = [sus_reta sus_trapezoidal];
101
102    % Aproxima o de Schrenk (M dia)
103    sus = (sus_eliptica + sus)./2;
104 end
105
106
107
108 %% Plot do Gr fico
109
110 figure;
111 hold on;
112 if (reta == 1)
113     plot(vet_b, sus_reta, 'r--', 'LineWidth', 2) ...
                                ;
114     plot(vet_b, sus_eliptica, 'g:', 'LineWidth', 2) ...
                                ;
115     plot(vet_b, sus, 'b', 'LineWidth', 2) ...
                                ;
116 elseif(trapezoidal == 1)
117     plot(vet_b, sus_trapezoidal, 'r--', 'LineWidth', 2) ...
                                ;
118     plot(vet_b, sus_eliptica, 'g:', 'LineWidth', 2) ...
                                ;
119     plot(vet_b, sus, 'b', 'LineWidth', 2) ...
                                ;
120 elseif(mista == 1)
121     plot(vet_b, [sus_reta sus_trapezoidal], 'r--', ...
        'LineWidth', 2);
122     plot(vet_b, sus_eliptica, 'g:', 'LineWidth', 2) ...
                                ;
123     plot(vet_b, sus, 'b', 'LineWidth', 2) ...
                                ;
124 end

```

```

125
126 %title('Distribui o de Sustenta o na Semi-Envergadura ...
      da Empenagem Vertical')      ;
127 xlabel('Semi-Envergadura [m]') ...
                                   ;
128 ylabel('For a de Sustenta o [N/m]') ...
                                   ;
129 legend('Distribui o te rica', 'Distribui o ...
      el ptica', 'Distribui o aproximada');
130 grid on ...
                                   ;
131
132
133
134 %% Salvando a Distribui o de Sutenta o no arquivo ...
      "dist_sust.txt"
135
136 dados = [vet_b; sus]';
137 save('emp_ver_dist_sust.txt', 'dados', '-ascii');

```

```

1  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2  %
3  %   Projeto dos Componentes Estruturais de uma Aeronave de ...
      Aerodesign
4  %
5  % Carga Transferida pelas Nervuras para a Longarina da ...
      Empenagem Vertical
6  %
7  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
8  %
9  %
10 %
11
12 clear all;
13 close all;
14 clc      ;
15
16 %% Leitura do Arquivo "dis_sust.txt"
17
18 arquivo = fopen('emp_ver_dist_sust.txt', 'r');
19 data = fscanf(arquivo, '%f %f', [2 Inf])      ;
20 fclose(arquivo)                                ;
21
22
23

```

```

24 %% Posi  o de Cada Nervura ao Longo da Semi-Asa
25
26 pos_nervuras = [0.0235    0.0973    0.1907    0.2890];
27
28
29
30 %% Defini  o das Cargas em Cada Nervura
31
32 num_nevuras = numel(pos_nervuras) ;
33 f_nervuras = zeros(1, num_nevuras);
34 Δ_b = data(1,2) - data(1,1)    ;
35 aux1 = 1                        ;
36
37 for i = 2:num_nevuras
38     d = pos_nervuras(i) - pos_nervuras(i-1) ...
39         ;
40     aux2 = numel(find(data(1,:) ≤ pos_nervuras(i))) ...
41         ;
42     F_aux = data(2, aux1:aux2) * Δ_b ...
43         ;
44     M_aux = F_aux .* (data(1, aux1:aux2) - data(1,aux1)) ...
45         ;
46     f_nervuras(i) = (sum(M_aux) / d) ...
47         ;
48     f_nervuras(i-1) = f_nervuras(i-1) + (sum(F_aux) - ...
49         f_nervuras(i));
50     aux1 = aux2 + 1 ...
51         ;
52
53 end
54
55 figure();
56 bar(pos_nervuras, f_nervuras, 0.4) ;
57 %title('Carga Aplicada em Cada Perfil') ;
58 xlabel('Posi  o do Perfil na Semi-Envergadura [m]');
59 ylabel('For a Aplicada no Perfil [N]') ;
60
61 %% Salvar Resultados
62
63 carregamento = [pos_nervuras; f_nervuras]';
64 save('emp_ver_cargas_long.txt', 'carregamento', '-ascii');

```

```

1 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2 %
3 %     Projeto dos Componentes Estruturais de uma Aeronave de ...
4 %     Aerodesign

```

```

5 %           Dimensionamento da Longarina da Empenagem Vertical
6 %
7 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
8 %
9 %
10 %
11
12 clear all;
13 close all;
14 clc      ;
15
16
17 %% Parmetros
18
19 %Dimens es do tubo de carbono
20 l = 0.350      ; % Comprimento do n cleo de espuma [m].
21 x = 0:0.001:1; % Posi es ao longo da longarina [m], de ...
    1 mm em 1 mm.
22 D = 0.008      ; % Diametro externo do tubo de carbono [m].
23 d = 0.006      ; % Diametro interno do tubo de carbono [m].
24
25 %Posi o e intensidade do carregamento
26 pos_forca = [0.0235  0.0973  0.1907  0.2890];
27 int_forca = [10.125  31.711  22.842  9.1037];
28
29
30 %Propriedades mec nicas dos materiais
31 E_car = 70*10.^9      ; % M dulo de Elasticidade do carbono [Pa].
32 lim_car = 403*10.^6; % Limite de escoamento do carbono [Pa].
33
34
35 %% C lculos de Diagramas (Esfor o Cortante (EC), Momento ...
    fletorde (MF) e Momento Torsor (MT))
36
37 EC_1 = zeros(numel(x));
38 MF_1 = zeros(numel(x));
39
40 for i = numel(x):-1:1
41     EC(i) = sum(int_forca(find(pos_forca ≥ x(i)))) ...
        ;
42     MF(i) = sum(int_forca(find(pos_forca ≥ x(i))) ...
        .*(pos_forca(find(pos_forca ≥ x(i))) - x(i)));
43     MT(i) = sum(int_forca(find(pos_forca ≥ x(i))) *0.05) ...
        ;
44 end
45
46 %% Plot diagramas

```

```

47
48 figure()
49 plot(x, EC, 'b', 'LineWidth', 2)
50 %title('Esforço Cortante Médio Central');
51 xlabel('Semi-Envergadura [m]')
52 ylabel('Esforço Cortante [N]')
53
54 figure()
55 plot(x, MF, 'b', 'LineWidth', 2)
56 %title('Momento Fletor Médio Central') ;
57 xlabel('Semi-Envergadura [m]')
58 ylabel('Momento Fletor [Nm]')
59
60 figure()
61 plot(x, MT, 'b', 'LineWidth', 2)
62 %title('Momento Torsor Médio Central') ;
63 xlabel('Semi-Envergadura [m]')
64 ylabel('Momento Torsor [Nm]')
65
66
67 %% Dimensionamento
68
69 I = pi * (D^4 - d^4) / 64;
70 T = MF * (D / 2) / I ;
71
72
73 %% Plot Número de Camadas
74
75 figure()
76 hold on
77 plot(x, T, 'b', 'LineWidth', 2)
78 plot([0, x(end)], [lim_car, lim_car], 'k:');
79 %title('Tensão Máxima no Tubo de Carbono') ;
80 xlabel('Semi-Envergadura [m]')
81 ylabel('Tensão no Tubo de Carbono [Pa]')
82 xlim([0 x(end)])
83 ylim([0 1.2*lim_car])
84 legend('Tensão na fibra de carbono', 'Limite de escoamento ...
da fibra de carbono');

```

```

1 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2 %
3 % Projeto dos Componentes Estruturais de uma Aeronave de ...
Aerodesign
4 %
5 % Dimensionamento da Longarina do Médio Central

```

```

6  %
7  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
8  %
9  %
10 %
11
12 clear all;
13 close all;
14 clc      ;
15
16
17 %% Parmetros
18
19 %Dimens es do n cleo espuma divinycell
20 l = 1.773                ; % Comprimento do n cleo de ...
    espuma [m].
21 b = 0.02                ; % Base da se o transversal ...
    do n cleo de espuma [m].
22 x = 0:0.001:1          ; % Posi es ao longo da ...
    longarina [m], de 1 mm em 1 mm.
23 aux = numel(0:0.001:0.8) ;
24 h = [repelem(0.072, aux), linspace(0.072,0.04, numel(x)-aux)];
25 % Altura da longarina [m], para as diversas posi es da viga.
26
27 %Posi o e intensidade do carregamento
28 pos_forca = [0.01258    0.17030    0.33070    0.48960    ...
    0.64840    0.75190    0.7750    0.8250    0.8500];
29 int_forca = [11.7000    23.5100    23.1600    22.9100    ...
    18.7050    13.9900    -2646.7    2890.2    8.9950];
30
31 %Propriedades mec nicas dos materiais
32 E_car = 70*10.^9      ; % M dulo de Elasticidade do carbono [Pa].
33 E_div = 10.^6        ; % M dulo de Elasticidade do ...
    divinycell [Pa].
34 lim_car = 403*10.^6; % Limite de escoamento do carbono [Pa].
35 lim_div = 1.4*10.^6; % Limite de escoamento do divinycell ...
    [Pa].
36
37 %espessura de uma camada de fibra de carbono [m]
38 esp_cam_car = 0.00025;
39
40
41 %% C lculos de Diagramas (Esfor o Cortante (EC), Momento ...
    fletorde (MF) e Momento Torsor (MT))
42
43 EC_1 = zeros(numel(x));
44 MF_1 = zeros(numel(x));

```

```

45
46 for i = numel(x):-1:1
47     EC(i) = sum(int_forca(find(pos_forca ≥ x(i)))) ...
                                                ;
48     MF(i) = sum(int_forca(find(pos_forca ≥ x(i))) ...
        .*(pos_forca(find(pos_forca ≥ x(i))) - x(i)));
49     MT(i) = sum(int_forca(find(pos_forca ≥ x(i))) *0.05) ...
                                                ;
50 end
51
52 %% Plot diagramas
53
54 figure() ;
55 subplot(3,1,1) ;
56 plot(x, EC, 'b', 'LineWidth', 2) ;
57 title('Esforço Cortante Médio Central');
58 xlabel('Semi-Envergadura [m]') ;
59 ylabel('Esforço Cortante [N]') ;
60 subplot(3,1,2) ;
61 plot(x, MF, 'b', 'LineWidth', 2) ;
62 title('Momento Fletor Médio Central') ;
63 xlabel('Semi-Envergadura [m]') ;
64 ylabel('Momento Fletor [N]') ;
65 subplot(3,1,3) ;
66 plot(x, MT, 'b', 'LineWidth', 2) ;
67 title('Momento Torsor Médio Central') ;
68 xlabel('Semi-Envergadura [m]') ;
69 ylabel('Momento Torsor [N]') ;
70
71
72 %% Dimensionamento
73
74 n_cam_car = repelem(1, numel(x));
75
76 for i = numel(x):-1:1
77     secao_aprovada = 0;
78     while (secao_aprovada == 0)
79         I_div = b * h(i)^3 / 12 ...
                                                ;
80         b_car = b + 2 * n_cam_car(i) * esp_cam_car ...
                                                ;
81         h_car = h(i) + 4 * n_cam_car(i) * esp_cam_car ...
                                                ;
82         I_car = (b_car * h_car^3) / 12 - I_div ...
                                                ;
83         constante_aux = (E_div * I_div) + (E_car * I_car) ...
                                                ;

```

[illegible]

```

8 %
9 %
10 %
11
12 clear all;
13 close all;
14 clc      ;
15
16
17
18 %% Propriedades mec nicas dos materiais
19
20 E_car = 70*10.^9      ; % M dulo de Elasticidade do ...
    carbono [Pa].
21 lim_car = 403*10.^6   ; % Limite de escoamento do carbono ...
    [Pa].
22 lim_car_cis = 90*10^6 ; % Resist ncia ao cisalhamento do ...
    carbono [Pa].
23 E_div = 10.^6        ; % M dulo de Elasticidade do ...
    carbono [Pa].
24 lim_div = 0.6*10.^6   ; % Limite de escoamento do carbono ...
    [Pa].
25 lim_div_cis = 0.56*10^6; % Resist ncia ao cisalhamentoda ...
    espuma divinycell [Pa].
26 E_mad = 8.20*10.^9    ; % M dulo de Elasticidade do ...
    carbono [Pa].
27 lim_mad = 31*10.^6    ; % Limite de escoamento do carbono ...
    [Pa].
28 lim_mad_cis = 1.9*10^6 ; % Resist ncia ao cisalhamento da ...
    madeira [Pa].
29 lim_par_cis = 220 *10^6; % Resist ncia ao cisalhamento do ...
    parafuso [Pa].
30
31 %% Parafusos de fixa o da asa na fuselagem
32
33 D = 3:6      ; % Poss veis dimetros [mm].
34 Fmax = 900; % For a no parafuso [N].
35
36
37 % Cisalhamento nos parafusos
38 Paraf_cisa = ((Fmax/2)/(pi*10^-6/4))./D.^2;
39
40 % Cisalhamento e esmagamento na madeira e na fibra de ...
    carbono do perfil
41 h_p = 0.02 ...
    ; % Altura do furo [m].

```

```

42 e_car_p = 0.001 ...
                                     ; % ...
    Espessura da fibra de carbono na pe a [m].
43 e_mad_p = 0.00316 ...
                                     ; % ...
    Espessura da madeira [m].
44 area_car_p = e_car_p.*D ...
                                     ; % rea da ...
    fibra de carbono na pe a [m].
45 area_mad_p = e_mad_p.*D ...
                                     ; % rea da ...
    madeira [m].
46 F_car_p = (Fmax/2)./(1 + ...
    ((area_mad_p.*E_mad)/(area_car_p.*E_car))); % For a na ...
    fibra de carbono [N].
47 F_mad_p = (Fmax/2) - F_car_p ...
                                     ; % For a na ...
    madeira [N].
48 car_esm_p = F_car_p./area_car_p ...
                                     ; % Tens o de ...
    esmagamento na fibra de carbono [Pa].
49 car_cis_p = F_car_p./(D.*h_p) ...
                                     ; % Tens o de ...
    cisalhamento na fibra de carbono[Pa].
50 mad_esm_p = F_mad_p./area_mad_p ...
                                     ; % Tens o de ...
    esmagamento na madeira [Pa].
51 mad_cis_p = F_mad_p./(D.*h_p) ...
                                     ; % Tens o de ...
    cisalhamento na madeira [Pa].
52
53 % Cisalhamento e esmagamento na dyvinycell e na fibra de ...
    carbono da fuselagem
54 h_f = 0.02 ...
                                     ; ...
    % Altura do furo [m].
55 e_car_f = 0.001 ...
                                     ; % ...
    Espessura da fibra de carbono na pe a [m].
56 e_div_f = 0.20 ...
                                     ; % ...
    Espessura da madeira [m].
57 area_car_f = e_car_f.*D ...
                                     ; % rea da ...
    fibra de carbono na pe a [m].
58 area_div_f = e_div_f.*D ...
                                     ; % rea da ...

```

```

    madeira [m].
59 F_car_f = (Fmax)./(1 + ...
    ((area_div_f.*E_div)/(area_car_f.*E_car))); % For a na ...
    fibra de carbono [N].
60 F_div_f = (Fmax) - F_car_f ...
                                     ; % For a na ...
    madeira [N].
61 car_esm_f = F_car_f./area_car_f ...
                                     ; % Tens o de ...
    esmagamento na fibra de carbono [Pa].
62 car_cis_f = F_car_f./(D.*h_f) ...
                                     ; % Tens o de ...
    cisalhamento na fibra de carbono[Pa].
63 div_esm_f = F_div_f./area_div_f ...
                                     ; % Tens o de ...
    esmagamento na madeira [Pa].
64 div_cis_f = F_div_f./(D.*h_f) ...
                                     ; % Tens o de ...
    cisalhamento na madeira [Pa].
65
66 % Gr ficos
67 figure()
68 hold on
69 bar(Paraf_cisa)
70 %plot([0, numel(D)], [lim_par_cis, lim_par_cis], 'k:');
71
72 figure()
73 subplot(2, 2, 1)
74 hold on
75 bar(car_esm_p)
76 %plot([0, numel(D)], [lim_car, lim_car], 'k:')
77 subplot(2, 2, 2)
78 hold on
79 bar(car_cis_p)
80 %plot([0, numel(D)], [lim_car_cis, lim_car_cis], 'k:');
81 subplot(2, 2, 3)
82 hold on
83 bar(mad_esm_p)
84 %plot([0, numel(D)], [lim_mad, lim_mad], 'k:')
85 subplot(2, 2, 4)
86 hold on
87 bar(mad_cis_p)
88 %plot([0, numel(D)], [lim_mad_cis, lim_mad_cis], 'k:');
89
90 figure()
91 subplot(2, 2, 1)
92 hold on

```

```

93 bar(car_esm_f) ;
94 %plot([0, numel(D)], [lim_car, lim_car], 'k:'); ;
95 subplot(2, 2, 2) ;
96 hold on ;
97 bar(car_cis_f) ;
98 %plot([0, numel(D)], [lim_car_cis, lim_car_cis], 'k:');
99 subplot(2, 2, 3) ;
100 hold on ;
101 bar(div_esm_f) ;
102 %plot([0, numel(D)], [lim_div, lim_div], 'k:'); ;
103 subplot(2, 2, 4) ;
104 hold on ;
105 bar(div_cis_f) ;
106 %plot([0, numel(D)], [lim_div_cis, lim_div_cis], 'k:');
107
108
109
110 %% Parafusos de fixa o das partes da asa
111
112 D = 3:6 ; % Poss veis di metros [mm].
113 Fmax = 2890.2; % For a no parafuso [N].
114
115
116 % Cisalhamento nos parafusos
117 Paraf_cisa = ((Fmax/2)/(pi*10^-6/4))./D.^2;
118
119 % Cisalhamento e esmagamento na divnycell e na fibra de ...
    carbono da longarina do modulo central
120 h_mc = 0.02 ...
    ; % Altura do furo [m].
121 e_car_mc = 0.001 ...
    ; % Espessura da fibra de carbono na pe a [m].
122 e_div_mc = 0.12 ...
    ; % Espessura da madeira [m].
123 area_car_mc = e_car_mc.*D ...
    ; % rea ...
    da fibra de carbono na pe a [m].
124 area_div_mc = e_div_mc.*D ...
    ; % rea ...
    da madeira [m].
125 F_car_mc = (Fmax/2)./(1 + ...
    ((area_div_mc.*E_div)/(area_car_mc.*E_car))); % For a ...
    na fibra de carbono [N].
126 F_div_mc = (Fmax/2) - F_car_mc ...

```

```

; % For a na ...
madeira [N].
127 car_esm_mc = F_car_mc./area_car_mc ...
; % Tens o de ...
esmagamento na fibra de carbono [Pa].
128 car_cis_mc = F_car_mc./(D.*h_mc) ...
; % Tens o de ...
cisalhamento na fibra de carbono[Pa].
129 div_esm_mc = F_div_mc./area_div_mc ...
; % Tens o de ...
esmagamento na madeira [Pa].
130 div_cis_mc = F_div_mc./(D.*h_mc) ...
; % Tens o de ...
cisalhamento na madeira [Pa].
131
132 % Cisalhamento e esmagamento na divnycell e na fibra de ...
carbono da longarina da ponta de asa
133 h_pa = 0.02 ...
...
; % Altura do furo [m].
134 e_car_pa = 0.001 ...
; % ...
Espessura da fibra de carbono na pe a [m].
135 e_div_pa = 0.20 ...
; % ...
Espessura da madeira [m].
136 area_car_pa = e_car_pa.*D ...
; % rea da ...
fibra de carbono na pe a [m].
137 area_div_pa = e_div_pa.*D ...
; % rea da ...
madeira [m].
138 F_car_pa = (Fmax)./(1 + ...
((area_div_pa.*E_div)/(area_car_pa.*E_car))); % For a ...
na fibra de carbono [N].
139 F_div_pa = (Fmax) - F_car_pa ...
; % For a na ...
madeira [N].
140 car_esm_pa = F_car_pa./area_car_pa ...
; % Tens o de ...
esmagamento na fibra de carbono [Pa].
141 car_cis_pa = F_car_pa./(D.*h_pa) ...
; % Tens o de ...
cisalhamento na fibra de carbono[Pa].
142 div_esm_pa = F_div_pa./area_div_pa ...
; % Tens o de ...
esmagamento na madeira [Pa].

```

```

143 div_cis_pa = F_div_pa./(D.*h_pa) ...
                                ; % Tens o de ...
    cisalhamento na madeira [Pa].
144
145 % Gr ficos
146 figure()                      ;
147 hold on                       ;
148 bar(Paraf_cisa)                ;
149 plot([0, numel(D)], [lim_par_cis, lim_par_cis], 'k:');
150
151 figure()                      ;
152 subplot(2, 2, 1)              ;
153 hold on                       ;
154 bar(car_esm_mc)                ;
155 %plot([0, numel(D)], [lim_car, lim_car], 'k:')      ;
156 subplot(2, 2, 2)              ;
157 hold on                       ;
158 bar(car_cis_mc)                ;
159 %plot([0, numel(D)], [lim_car_cis, lim_car_cis], 'k:');
160 subplot(2, 2, 3)              ;
161 hold on                       ;
162 bar(div_esm_mc)                ;
163 %plot([0, numel(D)], [lim_mad, lim_mad], 'k:')      ;
164 subplot(2, 2, 4)              ;
165 hold on                       ;
166 bar(div_cis_mc)                ;
167 %plot([0, numel(D)], [lim_mad_cis, lim_mad_cis], 'k:');
168
169 figure()                      ;
170 subplot(2, 2, 1)              ;
171 hold on                       ;
172 bar(car_esm_pa)                ;
173 %plot([0, numel(D)], [lim_car, lim_car], 'k:')      ;
174 subplot(2, 2, 2)              ;
175 hold on                       ;
176 bar(car_cis_pa)                ;
177 %plot([0, numel(D)], [lim_car_cis, lim_car_cis], 'k:');
178 subplot(2, 2, 3)              ;
179 hold on                       ;
180 bar(div_esm_pa)                ;
181 %plot([0, numel(D)], [lim_div, lim_div], 'k:')      ;
182 subplot(2, 2, 4)              ;
183 hold on                       ;
184 bar(div_cis_pa)                ;
185 %plot([0, numel(D)], [lim_div_cis, lim_div_cis], 'k:');

```