

BRUNO XIMENES TAKAHASHI

**PROJETO ESTRUTURAL DA ASA E TREM DE POUSO DE  
UMA AERONAVE CARGUEIRA RÁDIO CONTROLADA**

Bauru - SP  
2008

BRUNO XIMENES TAKAHASHI

**PROJETO ESTRUTURAL DA ASA E TREM DE POUSO DE  
UMA AERONAVE CARGUEIRA RÁDIO CONTROLADA**

Trabalho de conclusão de curso apresentado à Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade Estadual Paulista "Júlio de Mesquita Filho" – UNESP, campus de Bauru, como exigência parcial para obtenção do grau de bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Edson Antônio Capello Sousa

Bauru - SP  
2008

*Dedico este trabalho à Deus, que sempre me deu saúde e forças para que eu pudesse trilhar o caminho chamado Vida.*

*À minha família, que me ensinou a acreditar e ir em busca dos meus sonhos; que me proporcionou boas condições de vida, principalmente para que eu sempre pudesse estudar.*

*À minha namorada, que sempre esteve ao meu lado nos momentos mais difíceis, me confortando com suas palavras de apoio e esperança.*

*Aos integrantes da Equipe Dédalus de Aerodesign da UNESP–Bauru, com quem tive a oportunidade de aprender e amadurecer.*

## **AGRADECIMENTOS**

*Agradeço ao professor Edson Antônio Capello Sousa pela ajuda e dedicação e a todos os professores do Departamento de Engenharia Mecânica, que contribuíram para o meu amadurecimento profissional e pessoal.*

*Agradeço ao professor Carlos Alberto Soufen, um grande amigo, que sempre compartilhou seu conhecimento e experiências, ajudando-me, desta forma, a me desenvolver pessoal e profissionalmente.*

*Agradeço aos engenheiros Vinicio Lucas Vargas e Fabio H. Massuia, da EMBRAER, por compartilhar seus conhecimentos em aeronáutica.*

*Há homens que lutam um dia e são bons.  
Há outros que lutam um ano e são melhores.  
Há os que lutam muitos anos e são muito bons.  
Porém, há os que lutam toda a vida.  
Esses são os imprescindíveis.*

Bertolt Brecht

## RESUMO

Existem algumas bibliografias que explicam como realizar o projeto estrutural de uma aeronave tripulada, de grande porte, utilizando normas aeronáuticas, no entanto quase não há bibliografias sobre como realizar o mesmo projeto para pequenas aeronaves cargueiras rádio controladas, como aquelas utilizadas na competição SAE AeroDesign. O projeto estrutural de uma aeronave cargueira rádio controlado não é totalmente igual ao projeto de uma aeronave tripulada, de grande porte. O primeiro difere do segundo em alguns aspectos e cabe ao engenheiro entender o porquê estas diferenças ocorrem e adotar critérios, baseados em seus conhecimentos, para conseguir prosseguir com sucesso o projeto. Este trabalho apresenta as etapas do projeto estrutural da asa e trem de pouso de uma aeronave cargueira rádio controlada, similar aquelas utilizadas na competição SAE AeroDesign, utilizando métodos para projeto de aeronaves tripuladas e adaptando-os para aeronaves rádio controladas, quando necessário. Para tanto foi utilizado a norma aeronáutica JAR-VLA como base para o trabalho e o dimensionamento auxiliado por computador (FEA). A aeronave projetada neste trabalho foi construída e testada em vôo, mostrando-se resistente às cargas de vôo.

Palavras-chave: Análise estrutural, Método dos Elementos Finitos, Projeto aeronáutico.

## **ABSTRACT**

There are some bibliographies that explain how to do a structural project of an airliner, by using aviation regulations, however there are just few bibliographies showing how to make the same project for small radio-controlled carrier-based aircrafts, such as those used at the SAE AeroDesign competition. The structural project of a R/C carrier-based aircraft is not totally similar to an airliner structural one. The first project differs from the second one in some aspects and the engineer needs to understand why these differences happen and to adopt criteria, based on his knowledge, in order to keep following the project with success. This project explains the structural project stages of the wing and landing gear of a R/C carrier-based aircraft, similar to those used at the SAE AeroDesign competition, through the use of methods for project of airliners and adapting them to R/C aircrafts, when necessary. Therefore, it was used the aviation regulation JAR-VLA as the basis for the design and the Finite Element Analysis. The aircraft designed in this project was built and tested in flight, and showed to be resistant to the flying loads.

Keywords: Structural analysis, Finite Element Method, Aircraft design.

## LISTA DE SÍMBOLOS

|                      |   |
|----------------------|---|
| $b$                  | Envergadura da asa  |
| $c_{ma}$             | Corda média aerodinâmica  |
| $\bar{c}$            | Corda média geométrica  |
| $C_r$                | Corda da raiz da asa  |
| $C_t$                | Corda da ponta da asa   |
| $\alpha$             | Ângulo de ataque da asa   |
| $\alpha_{C_L=0}$     | Ângulo de ataque quando $C_L = 0$   |
| $C_L$                | Coefficiente de sustentação da asa  |
| $C_{L 2^\circ}$      | Coefficiente de sustentação da asa quando $\alpha=2^\circ$                        |
| $C_{L máx}$          | Coefficiente de sustentação máximo da asa   |
| $C_{m 0}$            | Coefficiente de momento do perfil da asa  |
| $C_m$                | Coefficiente de momento local da seção  |
| $\Gamma$             | Ângulo de diedro  |
| $\Lambda$            | Ângulo de enflexamento  |
| $S$                  | Área da asa   |
| $S_{aileron}$        | Área de cada aileron  |
| $\delta_u, \delta_d$ | Deflexão do aileron, para cima e para baixo respectivamente                       |
| $D$                  | Força de arrasto; Distância entre rodas no trem de pouso principal                |
| $L$                  | Força de Sustentação  |
| $m_0$                | Massa da aeronave   |
| $m_{util}$           | Carga útil  |
| $m$                  | Massa total da aeronave, incluindo carga útil                                     |
| $m_{asa}$            | Massa da asa da aeronave  |
| $g$                  | Aceleração da gravidade   |
| $W$                  | Peso total da aeronave  |
| $p$                  | Peso da asa da aeronave   |
| $V_A$                | Velocidade de Manobra   |
| $V_D$                | Velocidade de Mergulho  |
| $V_C$                | Velocidade de Cruzeiro  |
| $V_H$                | Velocidade máxima em vôo horizontal ao nível do mar, com mínimo peso de decolagem |

|                    |  |
|--------------------|--|
| $V_{\text{stall}}$ | Velocidade de stall  |
| $\rho_0$           | Densidade do ar ao nível do mar  |
| $\rho$             | Densidade do ar em São José dos Campos   |
| $K_g$              | Fator de alívio de rajada  |
| $\mu_g$            | Razão de massa da aeronave   |
| $U_{\text{de}}$    | Velocidade de rajada   |
| $\alpha$           | Inclinação da curva de sustentação   |
| $C_s$              | Corde da asa de Stender  |
| $C_g$              | Corde da asa real  |
| $C_e$              | Corde da asa elíptica  |
| $n$                | Fator de carga   |
| FS                 | Fator de segurança   |
| F.M.               | Produto do fator de carga, do fator de segurança e do fator apresentado no apêndice da JAR-VLA             |
| A                  | Distância horizontal entre o CG e a roda da bequilha   |
| B                  | Distância horizontal entre o CG e a roda do trem de pouso principal  |
| L                  | Distância horizontal entre a roda da bequilha e a roda do trem de pouso principal                          |
| H                  | Distância vertical do CG ao solo   |
| $V_{\text{ef}}$    | Força vertical estática atuante na roda da bequilha quando o avião está parado no chão                     |
| $V_{\text{er}}$    | Força vertical estática atuante em cada roda do trem de pouso principal quando o avião está parado no chão |
| $V_f$              | Força vertical atuante na roda da bequilha durante o pouso   |
| $H_f$              | Força horizontal atuante na roda da bequilha durante o pouso   |
| $V_r$              | Força vertical atuante em cada roda do trem de pouso principal durante o pouso                             |
| $H_r$              | Força horizontal atuante em cada roda do trem de pouso principal durante o pouso                           |
| $S_f$              | Força lateral aplicada na roda da bequilha   |
| $S_r$              | Força lateral aplicada na roda do trem de pouso principal  |

# SUMÁRIO

|  |    |
|--|----|
| <b>1. INTRODUÇÃO</b> .....   | 10 |
| <b>2. REVISÃO DOS CONCEITOS DE MATERIAIS COMPÓSITOS</b> .....          | 12 |
| 2.1. AS FIBRAS .....   | 13 |
| 2.2. AS MATRIZES .....   | 14 |
| 2.3. PROPRIEDADES MECÂNICAS DOS MATERIAIS COMPÓSITOS .....             | 15 |
| 2.4. CRITÉRIOS DE FALHA EM MATERIAIS COMPÓSITOS .....                  | 20 |
| 2.4.1. Razão de resistência .....                                      | 21 |
| 2.4.2. Critério da Tensão Máxima .....                                 | 21 |
| <b>3. ANÁLISE ESTRUTURAL DA ASA</b> .....                              | 25 |
| 3.1. DIAGRAMA V-N .....  | 26 |
| 3.1.1. Fatores de carga de manobra .....                               | 27 |
| 3.1.2. Velocidades de projeto .....                                    | 28 |
| 3.1.3. Fatores de carga de rajada .....                                | 30 |
| 3.1.4. Curvas de vôo com coeficiente de sustentação máximo .....       | 31 |
| 3.2. DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO EM ASAS FINITAS .....                 | 33 |
| 3.3. CÁLCULO DE ESFORÇOS NA ASA.....                                   | 38 |
| 3.3.1. Cargas em manobras simétricas .....                             | 38 |
| 3.3.2. Cargas em manobras de rolamento .....                           | 39 |
| 3.3.3. Cargas de torção .....  | 41 |
| 3.4. DIMENSIONAMENTO ESTRUTURAL DA ASA.....                            | 45 |
| <b>4. ANÁLISE ESTRUTURAL DO TREM DE POUSO</b> .....                    | 50 |
| 4.1. CONSIDERAÇÕES DO JAR-VLA.....                                     | 52 |
| 4.1.1. Fator de carga de inércia para pouso .....                      | 53 |
| 4.2. CÁLCULO DAS CARGAS NO TREM DE POUSO .....                         | 54 |
| 4.2.1. Aterragem nivelada em três pontos (Condição A) .....            | 54 |
| 4.2.2. Aterragem nas duas rodas principais (Condição B) .....          | 55 |
| 4.2.3. Aterragem com calda baixa (Condição C) .....                    | 56 |
| 4.2.4. Aterragem em uma roda (Condição D) .....                        | 56 |
| 4.2.5. Cargas laterais na aterragem (Condição E) .....                 | 57 |
| 4.2.6. Cargas de frenagem (Condição F).....                            | 58 |
| 4.2.7. Condições suplementares para o trem de nariz (Condição G) ..... | 59 |
| 4.3. DIMENSIONAMENTO ESTRUTURAL DO TREM DE POUSO PRINCIPAL .....       | 60 |
| 4.4. DIMENSIONAMENTO ESTRUTURAL DAS RODAS .....                        | 63 |
| <b>CONCLUSÃO</b> .....   | 64 |
| <b>ANEXO A – PLANTAS DA AERONAVE Ded2007</b> .....                     | 65 |
| <b>ANEXO B – DETERMINAÇÃO DA CARGA ALAR NO AILERON</b> .....           | 69 |
| <b>ANEXO C – MALHA DE ELEMENTOS FINITOS</b> .....                      | 70 |
| <b>ANEXO D – RESULTADOS DE FEA</b> .....                               | 72 |
| <b>BIBLIOGRAFIA</b> .....  | 75 |

# 1. INTRODUÇÃO

Desde 1999 a SAE BRASIL tem organizado o Projeto AeroDesign, que consiste em uma competição de engenharia, aberta a estudantes universitários de graduação e pós-graduação em Engenharia, Física e Ciências Aeronáuticas. Nesta competição os estudantes, organizados em equipes, devem projetar, construir, testar e fazer voar um avião rádio controlado para elevar a maior carga útil possível, segundo regras específicas. Além de contribuir para a formação acadêmica dos futuros profissionais da mobilidade, o projeto tem o objetivo de incentivar e preparar os estudantes para seguirem carreira na indústria, principalmente na indústria aeronáutica, que possui déficit de engenheiros. As indústrias aeronáuticas estão buscando recém-formados capacitados, e geralmente dão preferência àqueles que já possuam conhecimentos em aeronáutica. Este é um dos motivos, dentre outros, que atrai cada vez mais estudantes para o Projeto AeroDesign.

Atualmente existem poucas bibliografias que explicam como realizar um projeto estrutural de uma aeronave cargueira rádio controlada<sup>1</sup> (ACRC). O projeto estrutural de uma ACRC utiliza os mesmos métodos utilizados no projeto de uma aeronave tripulada<sup>2</sup>, mas existem certas considerações adotadas no segundo que não podem ser adotadas no primeiro. Cabe ao engenheiro<sup>3</sup> entender o porquê estas diferenças ocorrem e adotar critérios, baseados em seus conhecimentos e bom senso, para realizar um projeto seguro. Assim, o objetivo deste trabalho é fazer uma compilação de diversas bibliografias sobre projeto estrutural aeronáutico e mostrar como adaptar o projeto de uma aeronave tripulada para uma rádio controlada.

Foi utilizado um caso prático para se demonstrar os procedimentos do projeto estrutural de uma ACRC. O avião escolhido foi o utilizado pela Equipe Dédalus, da UNESP, Campus de Bauru, na competição SAE BRASIL AeroDesign 2007. Portanto, todos os parâmetros utilizados neste trabalho são reais. No ano de 2007 a Equipe Dédalus obteve a maior nota da competição, no quesito Relatório de Cargas e Estruturas, e este trabalho reúne

---

<sup>1</sup> Entende-se por aeronave cargueira rádio controlada todo avião similar àqueles utilizados na competição SAE BRASIL AeroDesign.

<sup>2</sup> Entende-se por aeronave tripulada toda aeronave de grande porte, com mais de 50 kg, que necessita de um piloto para voar.

<sup>3</sup> Entende-se por engenheiro tanto o ex-estudante de engenharia quanto o estudante que está cursando engenharia.

tudo o que foi escrito neste relatório de uma forma mais detalhada e completa do que no apresentado à competição SAE.

O maior desafio neste projeto é desenvolver uma aeronave que atenda os rigorosos requisitos impostos pela SAE BRASIL e que possa carregar a maior carga útil possível. Para poder atender todos estes requisitos, todas as áreas envolvidas no projeto da aeronave devem trabalhar em conjunto, procurando obter os melhores resultados. Como exemplo, a área de estruturas deve buscar a eficiência estrutural, ou seja, projetar uma estrutura com o menor peso possível para resistir às cargas de projeto estipuladas, sem falhar. A área de aerodinâmica deve buscar projetar uma asa, fuselagem e empenagens que minimizam o arrasto e maximizam a sustentação da aeronave. Assim, a busca pela **otimização** também deve ser o objetivo de outras áreas.

No projeto estrutural de uma aeronave estão envolvidos muitos assuntos os quais o engenheiro estrutural deve ter domínio, como Aeronáutica, Resistência dos Materiais, Materiais Compósitos e o Método dos Elementos Finitos. Antes de começar o dimensionamento será feita uma revisão dos conceitos de materiais compósitos para familiarizar o leitor com os assuntos envolvidos.

## 2. REVISÃO DOS CONCEITOS DE MATERIAIS COMPÓSITOS

Os materiais compósitos são formados pela combinação de dois ou mais materiais diferentes de maneira a obter um material com propriedades (físicas, químicas, etc.) que são superiores àsquelas de seus constituintes. Os materiais compósitos podem ser formados pela combinação de fibras e resinas, metais e polímeros, metais e cerâmicas, polímeros e cerâmicas, dentre outros. Este trabalho trata de apenas um tipo de material compósito, aqueles formados por resinas poliméricas reforçadas com fibra, portanto, daqui em diante se referirá a material compósito todo aquele formado por fibras e resina.

As fibras e a matriz (resina endurecida) são os principais componentes de um material compósito (também chamado somente de **compósito**). As fibras são responsáveis pela maior parte da rigidez e resistência mecânica do compósito e a matriz tem a função de transferir as cargas de uma fibra à outra e protegê-las do ambiente externo, evitando, assim, a degradação das mesmas devido à umidade. A razão de se utilizar fibras como reforço em materiais compósitos é devido a sua baixa densidade e alta resistência.

Chamamos de **laminado**, ou **estruturas laminadas**, uma placa/casca formada por uma ou mais camadas de fibras impregnadas em resina. As fibras podem estar alinhadas em uma única direção, duas direções ou várias direções. A Figura 2.1 (a) apresenta um laminado unidirecional, ou seja, apresenta as fibras orientadas apenas em uma única direção. A Figura 2.1 (b) ilustra um laminado bidirecional, isto é, aquele que possui fibras orientadas em duas direções, independente se estas direções são perpendiculares. A Figura 2.1 (c) apresenta a vista explodida de um laminado quadri-direcional de 4 camadas, ou seja, ele possui 4 camadas, cada uma tendo as fibras em uma direção distinta.

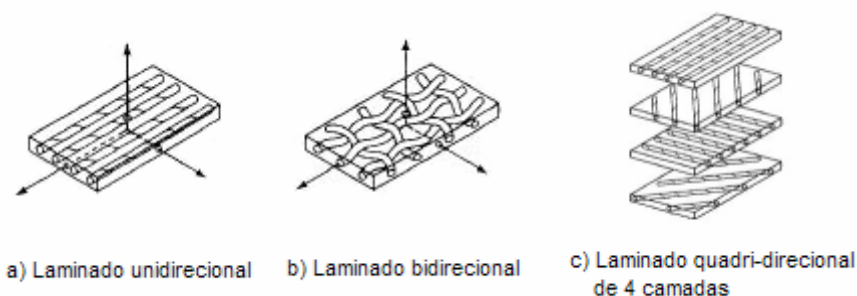


Figura 2.1 - Laminado unidirecional (a), bidirecional (b) e quadri-direcional (c)

Um laminado unidirecional pode ter mais de uma camada, porém todas as camadas devem ter as fibras orientadas em uma única direção. Um laminado unidirecional também possui máxima rigidez e resistência na direção das fibras e mínimas propriedades na direção perpendicular às fibras. Quando se deseja alta resistência em duas direções perpendiculares entre si, as fibras são colocadas de maneira que fiquem a 90° umas das outras. Isso é possível construindo um laminado de duas camadas, sendo que na primeira camada a direção das fibras está somente em uma direção e na segunda camada a direção das fibras está a 90° em relação à direção das fibras da primeira camada. Outra forma de se conseguir isso é utilizando mantas bidirecionais, cuja fabricação é feita trançando-se fios de fibras perpendiculares uns aos outros, como ilustra a Figura 2.1 (b).

## 2.1. AS FIBRAS

As fibras mais comuns utilizadas em materiais compósitos são a de vidro, carbono e orgânicas (Kevlar). A escolha de qual tipo de fibra utilizar depende fundamentalmente da aplicação do material compósito: características mecânicas elevadas, resistência à alta temperatura, resistência à corrosão, etc. A escolha também depende do ambiente na qual a peça estará sujeita e do custo da fibra e resina.

As fibras de vidro apresentam propriedades típicas de vidro como alta dureza e resistência à corrosão, mas também são flexíveis, possuem baixa densidade e possuem preço baixo. Estas propriedades fazem da fibra de vidro o mais comum tipo de fibra utilizado em aplicações de baixo custo. As fibras de vidro têm valores de rigidez parecidos, mas diferentes valores de resistência mecânica e também diferente resistência à deterioração devido ao meio ambiente. A resistência à tração das fibras de vidro diminui com a elevação da temperatura mas pode ser considerada constante dentro da faixa de temperatura na qual as matrizes poliméricas podem ser expostas (até 275°C dependendo do tipo de matriz). As fibras de vidro geralmente são divididas em três grandes grupos, fibra de vidro “S”, “R” e “E”, cada uma com suas propriedades e preço característicos.

As fibras de carbono, também chamadas de fibras de grafite, são menos densas que as fibras de vidro e possuem maior resistência mecânica, rigidez e estabilidade química do que as fibras de vidro. Atualmente elas são utilizadas abundantemente no mercado aeroespacial, devido ao alto índice de mérito **resistência/peso**. Diferentemente das fibras de vidro, pode-se

encontrar fibras de carbono com diferentes valores de rigidez. O maior fator limitante para a aplicação das fibras de carbono é o alto custo, porém este é justificado quando é necessário o alívio de peso (indústria aeroespacial) ou quando se precisa de um alto desempenho a fadiga, a altas temperaturas ou alta resistência à corrosão. As fibras de carbono geralmente são divididas basicamente em fibra de carbono “HS”, “HM” e “HR”, cada uma com suas propriedades características.

As fibras orgânicas mais conhecidas são as fibras de aramida, conhecidas também pelo nome comercial **Kevlar**. Conseguem absorver alta quantidade de energia durante a falha e por causa de sua baixa densidade também possuem alta relação **resistência/peso e rigidez/peso**, tornando-se atrativa na aviação e em roupas de guerra (coletes, etc.). Possui baixa resistência a compressão.

## 2.2. AS MATRIZES

Além transmitir o carregamento de uma fibra para outra e de proteger as fibras do meio ambiente e da abrasão mecânica, as matrizes suportam as cargas transversais que geram tensões de cisalhamento interlaminar. Em laminados unidirecionais, por exemplo, a rigidez e a resistência transversal são afetadas, quase que totalmente, pela matriz. Os materiais utilizados nas matrizes podem ser polímeros, metais ou cerâmicas. Matrizes poliméricas são as mais comuns por que elas acrescentam vantagens cruciais aos compósitos, como a facilidade de fabricação de peças muito complexas com baixo custo de ferramental e de capital investido<sup>4</sup>.

Em geral, o polímero é chamado de **resina** durante o processamento, ou seja, quando o polímero ainda está viscoso durante a fabricação da peça, e de **matriz** depois que o polímero curou (solidificou).

Existem basicamente dois tipos de matrizes poliméricas, as termorrígidas (ou termofixas) e as termoplásticas. As matrizes termorrígidas são formadas por uma transformação química irreversível da resina (polímero pouco viscoso) para um polímero sólido chamado de matriz. Esta transformação química acontece mesmo à temperatura

---

<sup>4</sup> Tradução livre do autor: Polymer matrices are the most common because they add a crucial advantage to composites, which is the ease of fabrication of very complex parts with low tooling cost and low capital investment. Ever J. Barbero, **Introduction to Composite Materials Design**, p. 25.

ambiente e pode durar de 3 a 30 minutos; quanto maior a temperatura ambiente menor é o tempo dessa transformação, por isso é necessário que a peça seja laminada o mais rápido possível. Em peças pequenas essa preocupação não é tão relevante, porém passa a ser importante quando se lamina grandes peças. Dentre as resinas termorrígidas há as resinas epóxi, poliéster e fenólica, sendo a resina epóxi a mais utilizada devido à alta resistência mecânica, a baixa contração e por ser pouco afetada pelo calor e pela umidade. Devido a isto a resina epóxi é altamente utilizada na indústria aeronáutica.

As matrizes termoplásticas não passam por transformações químicas. Ao invés disso o polímero é aquecido de tal forma que fique mais “macio”, e depois retorna ao estado sólido rígido depois que o processamento é completado. É preciso planejar bastante durante o projeto de peças feitas de fibras reforçadas com termoplástico, pois mesmo sendo aquecida à temperatura de trabalho (por volta de 200°C a 250°C), as resinas termoplásticas ainda permanecem muito viscosas, danificando as fibras ao fluir dentro do molde.

### 2.3. PROPRIEDADES MECÂNICAS DOS MATERIAIS COMPÓSITOS

É possível se determinar as propriedades mecânicas dos materiais compósitos levando em consideração as propriedades dos materiais constituintes; este estudo se chama micro-mecânica<sup>5</sup>. A micro-mecânica permite representar um material heterogêneo como um material homogêneo equivalente, geralmente anisotrópico<sup>6</sup>, como mostrado na Figura 2.2.

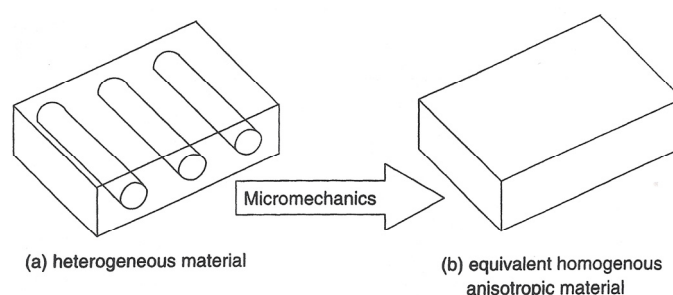


Figura 2.2 – Representação de material heterogêneo como um material equivalente, homogêneo e anisotrópico

<sup>5</sup> Tradução livre do autor: *Micromechanics*. Ever J. Barbero, **Introduction to Composite Materials Design**, p. 61.

<sup>6</sup> Ever J. Barbero, op. cit., p. 61.

Ela combina propriedades mecânicas das fibras com as propriedades mecânicas das matrizes, de acordo com a porcentagem (em volume) desses dois na composição final. A micro-mecânica consegue prever a rigidez de um laminado com precisão, entretanto isso não acontece para a resistência mecânica (tensão de escoamento e tensão de ruptura). Por causa disso os fabricantes de materiais compósitos costumam enviar dados e gráficos das propriedades do laminado ao invés de enviar os dados da fibra e da matriz separadamente. É por causa deste mesmo motivo que foram utilizadas propriedades obtidas através de ensaios, portanto, não havendo a necessidade de se desenvolver neste trabalho a teoria da micro-mecânica.

Pode-se dizer que tanto as fibras quanto a matriz são materiais isotrópicos. A combinação de dois materiais isotrópicos (fibra e matriz) pode ser representada como um material equivalente, homogêneo e anisotrópico. A rigidez desse material equivalente é representada por cinco propriedades elásticas:

- $E_1$ : Módulo de elasticidade na direção das fibras;
- $E_2$ : Módulo de elasticidade na direção transversal as fibras;
- $G_{12}$ : Módulo de cisalhamento no plano;
- $G_{23}$ : Módulo de cisalhamento interlaminar;
- $\nu_{21}$ : Coeficiente de Poisson no plano.

A direção e o sentido das propriedades acima estão ilustrados nas Figura 2.3 e Figura 2.4. O módulo de elasticidade longitudinal  $E_1$  é uma propriedade dominada pelas fibras, ou seja, seu valor depende fortemente do valor do módulo de elasticidade das fibras e praticamente independe do módulo de elasticidade da matriz. O mesmo acontece com o módulo de elasticidade transversal  $E_2$ , que é uma propriedade dominada pela matriz.

A tensão de cisalhamento interlaminar  $\tau_{13} = \tau_{31}$  introduz uma deformação de cisalhamento ao longo da espessura da lâmina, que é semelhante à deformação  $\tau_{12} = \tau_{21}$ , representada pela Figura 2.4 (a)<sup>7</sup>. Portanto:

$$G_{13} = G_{12} \quad (2.1)$$

---

<sup>7</sup> Ever J. Barbero, **Introduction to Composite Materials Design**, p. 75.

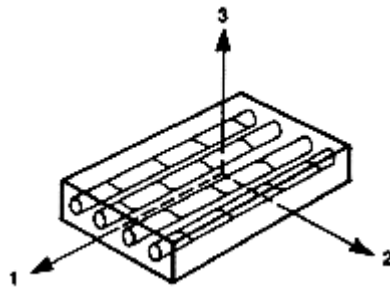


Figura 2.3 - Orientação dos eixos de uma lâmina de material composto

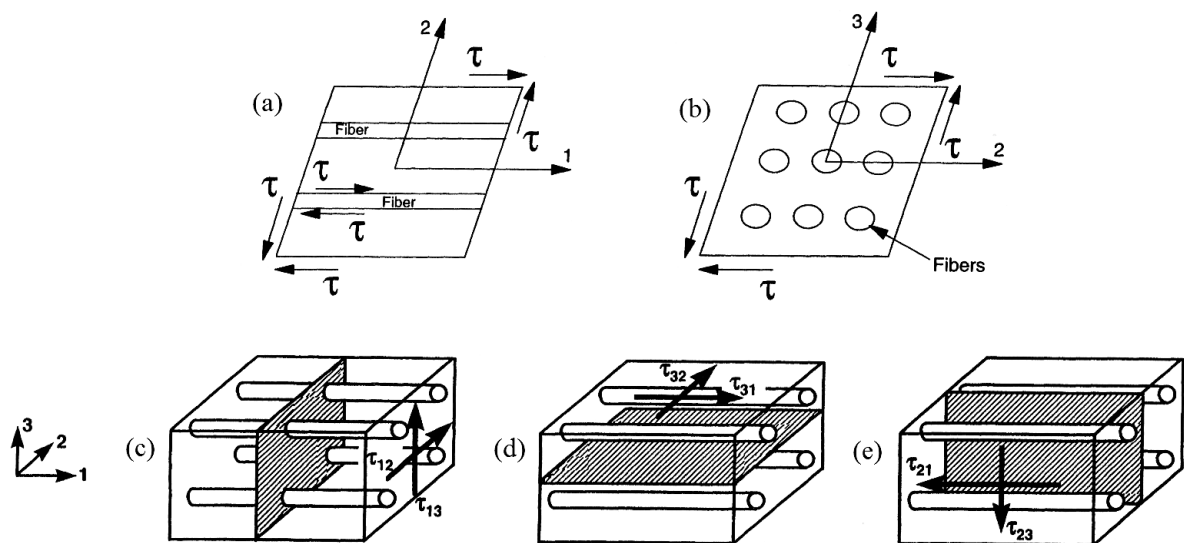


Figura 2.4 - Orientação das tensões de cisalhamento no plano e interlaminar

A resistência mecânica de um laminado é dada por sete tensões admissíveis, que podem ser obtidas através de testes simples, como os da Figura 2.5. São elas:

- $F_{1t}$ : Tensão admissível de tração na direção das fibras (sentido longitudinal);
- $F_{1c}$ : Tensão admissível de compressão na direção das fibras (sentido longitudinal);
- $F_{2t}$ : Tensão admissível de tração na direção transversal às fibras;
- $F_{2c}$ : Tensão admissível de compressão na direção transversal às fibras;
- $F_4$ : Tensão admissível de cisalhamento interlaminar;
- $F_5$ : Tensão admissível de cisalhamento interlaminar;
- $F_6$ : Tensão admissível de cisalhamento no plano;

A direção de cada uma destas tensões está ilustrada na Figura 2.5.

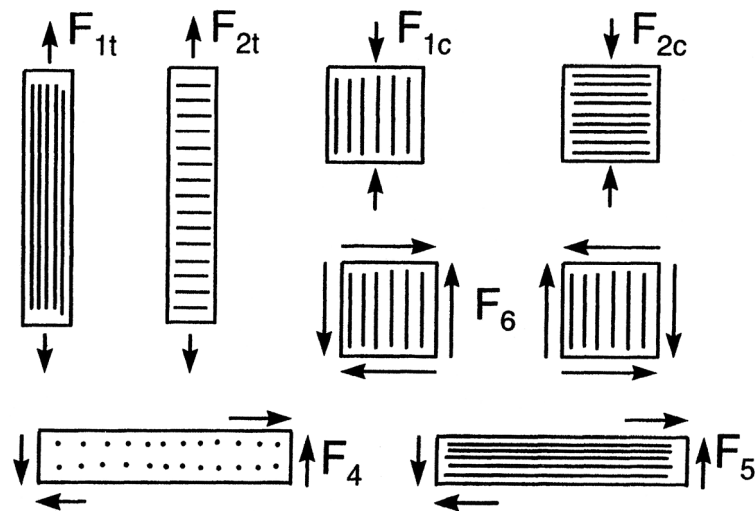


Figura 2.5 - Tensões admissíveis em cada uma das direções de um laminado

O valor experimental de  $F_{1t}$  pode ser obtido através da norma ASTM D3039 e o valor experimental de  $F_{1c}$  pode ser obtido de acordo com a ASTM D3410 e ASTM D695. O valor experimental de  $F_{2t}$  pode ser obtido pela ASTM D3039 e o valor experimental de  $F_{2c}$  pode ser obtido pela ASTM D695 ou D3410.

Como já foi mencionado, a resistência mecânica na direção das fibras de um laminado é influenciada pela resistência mecânica das fibras, e a resistência mecânica na direção perpendicular às fibras é influenciada pela resistência mecânica da matriz. A resistência à compressão na direção das fibras é muito menor do que a resistência à tração nesta mesma direção, em torno da metade ou até menos. Entretanto, a resistência à compressão na direção perpendicular às fibras é maior do que a resistência à tração nesta mesma direção.

Na Figura 2.4 (e) é possível concluir que a tensão  $\tau_{21}$  tende a separar a matriz sem cisalhar as fibras. Uma vez que a tensão  $\tau_{21}$  é sempre igual à  $\tau_{12}$ , para satisfazer o equilíbrio, ambas as tensões são chamadas de  $\tau_{21} = \tau_{12} = \sigma_6$ . A tensão admissível de cisalhamento no plano correspondente a  $\sigma_6$  é chamada de  $F_6$ . O valor experimental de  $F_6$  pode ser obtido através da ASTM D3518, D5379 e D4255.

Na Figura 2.4 (d) e (e), as tensões de cisalhamento  $\tau_{23}$  e  $\tau_{32}$  tendem a separar a matriz sem cisalhar as fibras. Uma vez que  $\tau_{23}$  é numericamente igual à  $\tau_{32}$ , então ambas as tensões podem ser chamadas de  $\tau_{23} = \tau_{32} = \sigma_4$ . A tensão admissível de cisalhamento correspondente a  $\sigma_4$  é chamada de  $F_4$ . A tensão admissível de cisalhamento  $F_4$  é uma propriedade influenciada pela matriz porque o cisalhamento atua no plano perpendicular à direção das fibras.

Da Figura 2.4 (c) e (d), também é possível concluir que a tensão de cisalhamento  $\tau_{31}$  tende a dividir a matriz sem cisalhar as fibras. Por outro lado, as fibras teriam que ser

cisalhadas pela tensão  $\tau_{13}$  para produzir falha, o que é improvável de ocorrer. Uma vez que  $\tau_{13} = \tau_{31}$ , ambas as tensões são chamadas de  $\tau_{13} = \tau_{31} = \sigma_5$ . A tensão admissível de cisalhamento interlaminar correspondente à  $\sigma_5$  é chamada de  $F_5$ .

No um projeto preliminar de estruturas de material compósito, ambos os valores de  $F_4$  e  $F_5$  podem ser aproximados pela tensão admissível em cisalhamento da **matriz**, uma vez que as tensões  $\sigma_4$  e  $\sigma_5$  são propriedades influenciadas quase que totalmente pela resistência mecânica da matriz. Os valores experimentais de  $F_4$  e  $F_5$  podem ser obtidos pela ASTM D2344, D4475, D3915, D3846 e D5379.

A Tabela 2.1 apresenta as propriedades típicas de alguns materiais compósitos **unidirecionais**.

Tabela 2.1 - Propriedades típicas de materiais compósitos unidirecionais

| Propriedade   | Vidro "E" + Epoxy | Vidro "S" + Epoxy | Vidro "E" + Poliéster | Carbono + Epoxy<br>AS4/3501-6 | Carbono + Epoxy<br>T800/3900-2 | Carbono + Epoxy<br>IM7/8551-7 |
|---|-------------------|-------------------|-----------------------|-------------------------------|--------------------------------|-------------------------------|
| Fração volumétrica de fibra <sup>8</sup> [%]                                  | 60                | 60                | 50                    | 60                            | -                              | 57,3                          |
| Densidade [kg/m <sup>3</sup> ]  | 2076              | 1993              | 1850                  | 1580                          | -                              | -                             |
| Módulo de Elasticidade Longitudinal [MPa]                                     | 45000             | 55000             | 37900                 | 142000                        | 155800                         | 151000                        |
| Módulo de Elasticidade Transversal [MPa]                                      | 12000             | 16000             | 11300                 | 10300                         | 8890                           | 9000                          |
| Módulo de Cisalhamento no plano [MPa]   | 5500              | 7600              | 3300                  | 7200                          | 5140                           | 5600                          |
| Coefficiente de Poisson   | 0,19              | 0,28              | 0,3                   | 0,27                          | 0,3                            | 0,3                           |
| $\sigma_{ruptura}$ em tração na direção 1 [MPa]                               | 1020              | 1620              | 903                   | 1830                          | 2698                           | -                             |
| $\sigma_{ruptura}$ em compressão na direção 1 [MPa]                           | 620               | 690               | 357                   | 1096                          | 1691                           | -                             |
| $\sigma_{ruptura}$ em tração na direção 2 [MPa]                               | 40                | 40                | 40                    | 57                            | -                              | -                             |
| $\sigma_{ruptura}$ em compressão na direção 2 [MPa]                           | 140               | 140               | 68                    | 228                           | -                              | -                             |
| $\tau_{ruptura}$ em cisalhamento no plano [MPa]                               | 60                | 60                | 40                    | 71                            | -                              | -                             |
| $\tau_{ruptura}$ em cisalhamento interlaminar [MPa]                           | 60                | 80                | 76                    | -                             | -                              | -                             |
| Coefficiente de dilatação térmica longitudinal [ $10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ ] | 3,7               | 3,5               | 3,5                   | -0,9                          | -                              | -                             |
| Coefficiente de dilatação térmica transversal [ $^{\circ}\text{C}^{-1}$ ]     | 30                | 32                | 22                    | 27                            | -                              | -                             |

As propriedades mecânicas dos compósitos variam sensivelmente com diversos fatores, principalmente com a temperatura de cura, o tempo de cura e a fração volumétrica de

<sup>8</sup> Representa a o volume de fibra que há dentro volume total do laminado.  $V_f = (\text{volume de fibra})/(\text{volume total})$ .

fibra. O tempo de cura da resina é o tempo que esta leva para se solidificar por completo e adquirir máxima resistência mecânica, e depende da temperatura de cura (ou seja, temperatura do ambiente na qual o laminado está exposto). Quanto maior a temperatura de cura menor é o tempo de cura. O controle da fração volumétrica de fibra na fabricação de um laminado é bastante difícil, mas como a esta fração influencia muito na resistência mecânica do laminado não se deve poupar esforços para controlá-la.

## 2.4. CRITÉRIOS DE FALHA EM MATERIAIS COMPÓSITOS

Os critérios de falha têm por objetivo permitir ao projetista avaliar a resistência mecânica de estruturas laminadas. A falha de estruturas laminadas em material compósito pode se dar por diferentes mecanismos: ruptura das fibras, ruptura da matriz, descolamento fibra-matriz, delaminação (descolamento das camadas), dentre outros.

Existem diversos critérios de falha, e os mais utilizados são:

- Critério da tensão máxima;
- Critério da deformação máxima;
- Critério de Tsai-Hill; e
- Critério de Tsai-Wu.

Os critérios de falha são equações com parâmetros ajustados para representar dados experimentais de falha de um laminado de uma camada só<sup>9</sup>. Os critérios de falha são ajustados utilizando dados experimentais obtidos em testes simples de laminados de uma camada, como os mostrados na Figura 2.5. Para se obter as propriedades mecânicas de um compósito deve-se fabricar corpos de prova e ensaiá-los de acordo com normas, como a ASTM por exemplo. A Figura 2.5 apresenta algumas configurações simples de ensaios usadas para determinar algumas propriedades mecânicas de um laminado.

---

<sup>9</sup> Ever J. Barbero, **Introduction to Composite Materials Design**, p. 182.

### 2.4.1. Razão de resistência

De modo a utilizar os critérios de falha mais eficientemente, a razão de resistência  $R$  é definida como sendo:

$$R = \frac{\sigma_{\text{admissível}}}{\sigma_{\text{aplicada}}} \quad (2.2)$$

A razão de resistência é similar a um fator de segurança. Se  $R > 1$ , o nível de tensão está abaixo da tensão admissível do material. Se  $R < 1$ , a tensão aplicada é maior do que a tensão admissível e a falha é prevista.

### 2.4.2. Critério da Tensão Máxima

Este trabalho utilizará o Critério da Tensão Máxima porque este permite ao projetista saber quais os 5 componentes de tensão de cada camada de um laminado.

Este critério estipula que a camada falhará quando pelo menos uma das tensões nas coordenadas do material ( $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_6, \sigma_4, \sigma_5$ ) exceder o correspondente valor de tensão admissível ( $F_1, F_2, F_6, F_4, F_5$ ). Portanto, a camada falhará se qualquer uma das condições abaixo for verdadeira:

$$\begin{aligned} \sigma_1 > F_{1t} & \text{ se } \sigma_1 > 0 \\ \text{abs}(\sigma_1) > F_{1c} & \text{ se } \sigma_1 < 0 \\ \sigma_2 > F_{2t} & \text{ se } \sigma_2 > 0 \\ \text{abs}(\sigma_2) > F_{2c} & \text{ se } \sigma_2 < 0 \\ \text{abs}(\sigma_4) > F_4 & \\ \text{abs}(\sigma_5) > F_5 & \\ \text{abs}(\sigma_6) > F_6 & \end{aligned} \quad (2.3)$$

Perceba que os valores das tensões admissíveis em compressão são valores positivos. Deve-se lembrar que este critério estipula a falha de um laminado com apenas uma camada,

portanto se o engenheiro estiver projetando uma peça em material compósito com múltiplas camadas, ele deve verificar (2.3) **para cada uma das camadas do laminado**.

Nos metais frágeis existem dois limites de tensão importantes, o primeiro é a tensão de escoamento e o segundo é a tensão de ruptura. Nos materiais compósitos reforçados com fibras, ambos os limites geralmente coincidem e o material possui comportamento elástico até a ruptura. Porém, quando se aumenta gradualmente a tensão aplicada no laminado geralmente ocorrem danos internos antes da tensão de ruptura ser alcançada. Portanto, a tensão respectiva ao início do dano interno pode ser tomada como o primeiro limite, equivalente ao escoamento nos metais. Embora deformações permanentes não sejam provocadas, os danos internos podem provocar ou acelerar efeitos secundários indesejados. Como exemplo, *matrix cracking*<sup>10</sup> facilita a entrada de umidade no laminado, reduzindo sua vida útil. Logo, o projetista deveria limitar os valores de tensão abaixo da tensão que causa danos internos<sup>11</sup>.

Os valores de tensão admissível  $F_1, F_2, F_6, F_4, F_5$  podem ser tanto as tensões de ruptura (em cada uma das 5 direções) ou então as tensões referentes ao dano interno, o projetista é quem deve definir qual referência utilizar. Como já foi dito anteriormente, as propriedades mecânicas dos polímeros reforçados com fibras variam muito, portanto é **sempre recomendável** utilizar fatores de segurança.

A Figura 2.6 compara o critério da tensão máxima com dados experimentais e ilustra o caso de um laminado solicitado, onde  $\sigma_1 = \sigma_4 = \sigma_5 = 0$ . O critério da tensão máxima prevê que o laminado se mantém intacto para qualquer combinação  $(\sigma_2, \sigma_6)$  dentro do retângulo, e a falha ocorre quando o ponto  $(\sigma_2, \sigma_6)$  alcança qualquer ponto sobre o retângulo. Já os dados experimentais demonstram que o laminado não falha enquanto o ponto  $(\sigma_2, \sigma_6)$  se encontra dentro da área delimitada pela linha tracejada. No ponto **P** da Figura 2.6 as tensões  $\sigma_2$  e  $\sigma_6$  estão perto de seus limites de ruptura, porém ainda são menores e o critério da tensão máxima prevê nenhuma falha. Entretanto, os dados experimentais mostram que há efeitos de interação que produz falha quando duas ou mais componentes de tensão estão perto de seus limites. Quando  $\sigma_2$  se torna negativa (compressão), o critério da tensão máxima pode ser muito

---

<sup>10</sup> Tradução livre do autor: *matrix cracking* ocorre quando aparece rachaduras na matriz polimérica, cujas dimensões são da ordem de magnitude dos diâmetros dos fios de fibra ou maiores. Ela pode ser causada por carregamento mecânico, tensões residuais induzidas na cura, tensões térmicas ou infiltração de umidade. Ever J. Barbero, **Introduction to Composite Materials Design**, p. 181.

<sup>11</sup> Ever J. Barbero, **Introduction to Composite Materials Design**, p. 182-183.

conservador (ver ponto Q) ou então ele pode subestimar a resistência da estrutura (ver ponto R)<sup>12</sup>. Uma maneira de contornar este problema é utilizar fatores de segurança.

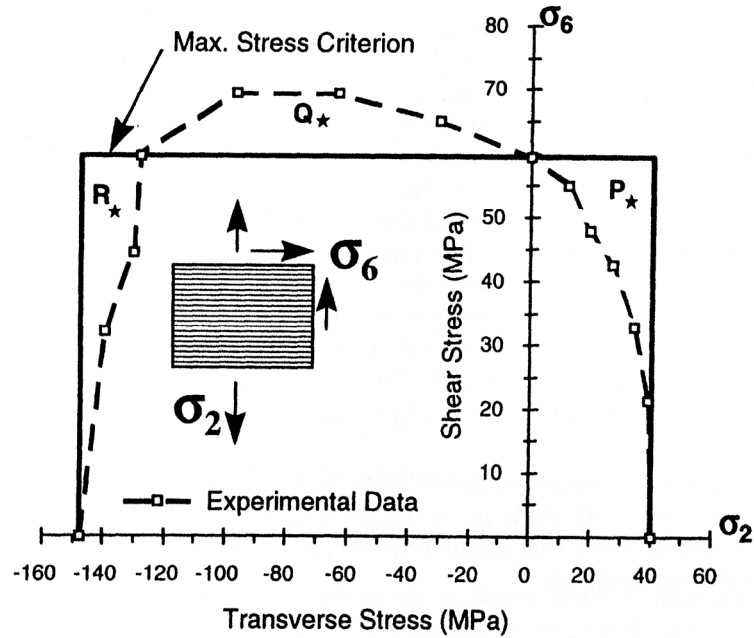


Figura 2.6 – Comparação entre o Critério da Tensão Máxima com dados experimentais

Pode-se utilizar a razão de resistência para prever a falha do material, desta forma o critério da tensão máxima resulta em:

$$\begin{aligned}
 R_1 &= \frac{F_{1t}}{\sigma_1} & \text{se } \sigma_1 > 0 \\
 R_1 &= -\frac{F_{1c}}{\sigma_1} & \text{se } \sigma_1 < 0 \\
 R_2 &= \frac{F_{2t}}{\sigma_2} & \text{se } \sigma_2 > 0 \\
 R_2 &= -\frac{F_{2c}}{\sigma_2} & \text{se } \sigma_2 < 0 \\
 R_4 & & \text{se } \frac{F_4}{\text{abs}(\sigma_4)} \\
 R_5 & & \text{se } \frac{F_5}{\text{abs}(\sigma_5)} \\
 R_6 & & \text{se } \frac{F_6}{\text{abs}(\sigma_6)}
 \end{aligned} \tag{2.4}$$

<sup>12</sup> Ever J. Barbero, **Introduction to Composite Materials Design**, p. 186.

Diz-se que a razão de resistência do laminado é o mínimo valor dentre todos os  $R_i$ , computados com (2.4). Uma vantagem do critério de tensão máxima é que ele informa qual o modo de falha do laminado. O menor valor de  $R_i$  corresponde a um modo de falha particular que pode ser identificado. Então o laminado pode ser alterado na camada/local onde  $R_i$  é mínimo, tornando o  $R_{\text{mínimo}}$  maior. Um exemplo de alteração que pode ser feita é mudar o ângulo das fibras, ou aumentar o número de camadas no local crítico. Através do  $R_i$  também se pode detectar o superdimensionamento identificado pelo alto valor de  $R_i$ .

### 3. ANÁLISE ESTRUTURAL DA ASA

Para melhor demonstrar as etapas do projeto estrutural de uma aeronave rádio controlada (ACRC), este trabalho mostrará o projeto estrutural do avião **Ded2007**, utilizado pela Equipe Dédalus, da UNESP-Bauru, na competição SAE BRASIL AeroDesign 2007. Muitos dados utilizados no projeto estrutural são provenientes de áreas como aerodinâmica, desempenho, estabilidade e controle, etc. A Tabela 3.1 apresenta alguns dados desta aeronave, calculados por outras áreas, que serão utilizados nos cálculos estruturais.

Tabela 3.1 – Dados do avião Ded2007

|   | Símbolo                    | Valor   | Unidade        |
|---|----------------------------|---------|----------------|
| <b>ASA</b>  |                            |         |                |
| Área  | S                          | 1,19    | m <sup>2</sup> |
| Envergadura   | b                          | 2,46    | m              |
| Corda média aerodinâmica                                    | c <sub>ma</sub>            | 0,493   | m              |
| Corda média geométrica                                      | $\bar{C}$                  | 0,476   | m              |
| Corda da raiz da asa  | C <sub>r</sub>             | 0,53    | m              |
| Corda da ponta da asa                                       | C <sub>t</sub>             | 0,26    | m              |
| Ângulo de ataque da asa                                     | $\alpha$                   | 2       | °              |
| Ângulo $\alpha$ quando C <sub>L</sub> =0                    | $\alpha_{C_L=0}$           | -10,5   | °              |
| Coeficiente de sustentação máximo da aeronave <sup>13</sup> | C <sub>L máx</sub>         | 1,89    | -              |
| Coeficiente de sustentação quando $\alpha=2^\circ$          | C <sub>L 2°</sub>          | 0,88    | -              |
| Coeficiente de momento do perfil da asa                     | C <sub>m<sub>0</sub></sub> | -0,27   | -              |
| Washout   |                            | -4      | °              |
| Ângulo de diedro <sup>14</sup>                              | $\Gamma$                   | 2       | °              |
| Ângulo de enflexamento                                      | $\Lambda$                  | 0       | °              |
| Perfil da asa   | Selig 1223                 |         |                |
| Área de cada aileron  | S <sub>aileron</sub>       | 0,05164 | m <sup>2</sup> |
| Deflexão do aileron   |                            | ± 7,5   | °              |

<sup>13</sup> Deve-se levar em consideração a sustentação da empenagem horizontal necessária para manter a aeronave equilibrada na condição de vôo horizontal.

<sup>14</sup> O diedro existe somente na parte trapezoidal da asa. Na parte reta o diedro é 0°.

| <b>DESEMPENHO</b>  |             |        |                 |
|--|-------------|--------|-----------------|
| Massa da aeronave  | $m_0$       | 3,715  | kg              |
| Carga útil   | $m_{util}$  | 11,180 | kg              |
| Massa total da aeronave <sup>15</sup>                                    | $m$         | 14,9   | kg              |
| Massa da asa da aeronave   | $m_{asa}$   | 1,206  | kg              |
| Aceleração da gravidade  | $g$         | 9,81   | $m/s^2$         |
| Peso total da aeronave   | $W$         | 146    | N               |
| Velocidade de stall  | $V_{stall}$ | 10,7   | m/s             |
| Velocidade $V_H$ <sup>16</sup>   | $V_H$       | 27,5   | m/s             |
| Densidade do ar ao nível do mar  | $\rho_0$    | 1,223  | $kg/m^3$        |
| Densidade do ar em S.J.C. <sup>17</sup>                                  | $\rho$      | 1,143  | $kg/m^3$        |
| Inclinação da curva de sustentação " $C_L \times \alpha$ " <sup>18</sup> | $a$         | 0,088  | $(^\circ)^{-1}$ |

### 3.1. DIAGRAMA V-N

A primeira etapa consiste na determinação do diagrama V-n e com os fatores de carga obtidos consegue-se determinar as condições críticas que a aeronave deverá suportar.

O diagrama V-n, também chamado de Envelope de Vôo, é um gráfico que identifica em quais as condições a aeronave suporta voar. Este gráfico permite saber quais são os fatores de carga para cada condição da aeronave, por exemplo, na condição de manobra, vôo de cruzeiro, etc. Quando uma aeronave está voando na horizontal a força de sustentação  $L$  é igual ao peso total da aeronave  $W$ . Porém, quando a aeronave faz alguma manobra, por exemplo, a força de sustentação aumenta devido às forças de inércia. O fator de carga é a razão entre a sustentação quando efetuada uma manobra, por exemplo, e a sustentação quando em vôo horizontal. É através do diagrama V-n que é obtido o maior fator de carga da aeronave, utilizado para dimensionar a asa da aeronave.

<sup>15</sup> A massa total da aeronave é a soma da massa da aeronave  $m_0$  com a massa da carga útil  $m_{util}$ .

<sup>16</sup>  $V_H$  é a velocidade máxima em vôo horizontal ao nível do mar, com mínimo peso de decolagem.

<sup>17</sup> A competição SAE BRASIL AeroDesign é realizada na cidade de São José dos Campos - SP - e a aeronave Ded2007 será dimensionada para voar somente em SJC. Esta cidade fica situada a aproximadamente 630m acima do mar, portanto o  $\rho$  da tabela se refere a esta altitude. Se a aeronave fosse projetada para voar em várias cidades, deve-se escolher o valor de  $\rho$  da cidade de maior altitude.

<sup>18</sup>  $C_L$  é o coeficiente de sustentação de toda a aeronave.

Na área aeronáutica existem os regulamentos aeronáuticos, também chamados de normas aeronáuticas, que são documentos que regulamentam todos os aspectos relativos à aeronáutica e dão informações de como efetuar um projeto aeronáutico. Eles são criados por órgãos governamentais em conjunto com outras associações e, como alguns países criaram o seu próprio regulamento, existe uma padronização entre eles. Existem vários regulamentos, cada um originário de um país e que regula uma determinada categoria de aeronave. Cada regulamento é aplicável a uma determinada categoria de aeronave, por exemplo, a categoria de aviões acrobáticos, aviões de transportes, aeronaves normais de asas rotativas, aeronaves muito leves, dentre muitas outras. Para se projetar uma aeronave deve-se adotar um regulamento, de modo que a aeronave que está sendo projetada deve satisfazer os requisitos desse regulamento. A norma JAR-VLA, que regulamenta aviões de baixíssimo peso (Very Light Aeroplanes) é aplicável a aviões que satisfaçam todos os seguintes requisitos:

- Aviões com um único motor;
- Aviões com não mais do que 2 lugares;
- Aviões com peso máximo de decolagem de 750kg;
- Aviões com velocidade de stall na aterrissagem menor ou igual à 83km/h.

Uma vez que a Ded2007 satisfaz os requisitos de aplicabilidade acima, adotar-se-á a norma JAR-VLA para este projeto. A JAR-VLA é dividida em diversas subpartes e a que trata da estrutura do avião e que vai ser utilizada é a **subparte C**.

### **3.1.1. Fatores de carga de manobra**

O parágrafo 337 da subparte C da JAR-VLA estipula quais devem ser os valores fatores de carga de manobra. Este parágrafo diz que o fator de carga de manobra positivo não pode ser menor que 3,8 e o fator de carga de manobra negativo não pode ser menor, em módulo, que -1,5. De acordo com DA ROSA, os fatores de carga de manobra consideram o efeito das forças inerciais que surgem com a aeronave em manobra, como curvas, subidas, etc. Por esta razão no caso dos aviões acrobáticos estes valores são maiores. No caso do projeto AeroDesign, as condições de voo na competição, em especial com carga máxima, fazem com que as manobras efetuadas durante a missão sejam bastante suaves. Desta forma,

os fatores de carga especificados no § 337 são excessivos. ROSA aconselha reduzir os valores de § 337 e utilizar  $n_1 = 2,0$  e  $n_2 = -1,0$ . Porém, como a asa da aeronave Ded2007 será desmontável<sup>19</sup>, é melhor utilizar fatores de carga um pouco maiores. Desta forma, adota-se:

$$\begin{aligned}n_1 &= 3,0 \\n_2 &= -0,5n_1 = -1,5\end{aligned}$$

### 3.1.2. Velocidades de projeto

A JAR-VLA § 335 indica que:

a) A velocidade de cruzeiro  $V_C$ :

1. não pode ser menor que  $2,4\sqrt{\frac{mg}{S}} = 2,4\sqrt{\frac{14,9 \cdot 9,81}{1,19}} = 26,6 \text{ m/s}$
2. não precisa ser maior do que  $0,9V_H = 0,9 \cdot 27,5 = 24,75 \text{ m/s}$

Note que há uma incoerência entre os valores, pois  $26,6 \leq V_C \leq 24,75$ . Essa incoerência ocorre porque a equação  $V_C \geq 2,4\sqrt{\frac{mg}{S}}$  foi formulada<sup>20</sup> para aeronaves grandes, tripuladas, e não para aeronaves do tamanho e peso de um aeromodelo. Além do mais,  $26,6 \text{ m/s} = 95,8 \text{ km/h}$  é uma velocidade incoerente/absurda para uma ACRC.

Para resolver este problema deve-se lembrar que  $V_C$  é a velocidade da aeronave em uma atitude de vôo de cruzeiro – e portanto com ângulo de ataque da asa  $\alpha = 2^\circ$  e com coeficiente de sustentação  $C_{L\ 2^\circ} = 0,88$  quando  $\alpha = 2^\circ$ . Portanto o item a) fica:

---

<sup>19</sup> A asa desmonta em três partes, a parte central, a ponta da esquerda e a ponta da direita. Vide anexo A para melhor entendimento.

<sup>20</sup> Algumas fórmulas da JAR-VLA foram obtidas empiricamente, através de estudos de projetos de aeronaves bem sucedidas do começo da história da aviação. Durante décadas foi analisado o comportamento de diversas aeronaves e criado fórmulas que auxiliassem um projeto aeronáutico seguro.

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_L \cdot S \cdot V_C^2 \Rightarrow V_C = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot C_{L2^\circ} \cdot S}} \Rightarrow V_C = \sqrt{\frac{2 \cdot (14,9 \cdot 9,81)}{1,143 \cdot 0,88 \cdot 1,19}} \Rightarrow V_C = 15,63 \text{ m/s}$$

Portanto o item a) fica:

1. A velocidade de cruzeiro  $V_C$  não pode ser menor do que  $V_C = 15,63 \text{ m/s}$
2. A velocidade de cruzeiro  $V_C$  não precisa ser maior do que  $0,9 \cdot V_H = 0,9 \cdot 27,5 = 24,75 \text{ m/s}$

**Valor adotado:**  $V_C = 20,3 \text{ m/s}$

Esta é a velocidade que a aeronave realmente irá ter em vôo de cruzeiro.  $V_D$  e  $V_A$  devem ser calculadas de acordo com a JAR-VLA §335. As velocidades  $V_D$  e  $V_A$  são proporcionais a  $V_C$ , por isso o diagrama V-n ainda ficará proporcional e coerente, mesmo com  $V_C$  sendo calculada de outra forma. O § 335 diz que:

b) A velocidade de mergulho  $V_D$ :

1. não pode ser menor do que  $1,25 \cdot V_C = 1,25 \cdot 20,30 = 25,4 \text{ m/s}$ ; e
2. não pode ser menor do que  $1,40 \cdot V_{C_{\min}}$ , sendo  $V_{C_{\min}}$  o menor valor dentre os calculados nos itens a) e b) .  $1,40 \cdot V_{C_{\min}} = 1,40 \cdot 15,63 = 21,9 \text{ m/s}$

**Valor adotado:**  $V_D = 25,4 \text{ m/s}$

c) A velocidade de manobra  $V_A$ :

1. não pode ser menor do que  $V_{\text{stall}} \cdot \sqrt{n} = 10,64 \cdot \sqrt{3} = 18,4 \text{ m/s}$
2. não precisa exceder o valor de  $V_C = 20,3 \text{ m/s}$ .

**Valor adotado:**  $V_A = 18,4 \text{ m/s}$

### 3.1.3. Fatores de carga de rajada

Os fatores de carga de rajada levam em consideração as rajadas que atingem a aeronave durante o vôo e auxiliam para que a aeronave seja dimensionada para suportar rajadas. O § 341 diz que os fatores de carga de rajada podem ser calculados como segue:

$$n = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot V \cdot a \cdot K_g \cdot U_{de}}{m \cdot g/S} \quad (3.1)$$

$$K_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} ; \mu_g = \frac{2(m/S)}{\rho \cdot \bar{c} \cdot a} \quad (3.2)$$

sendo: V: Velocidade equivalente do avião {m/s}

U<sub>de</sub>: Velocidade de rajada {m/s}

Substituindo os valores, têm-se:

$$\mu_g = \frac{2(m/S)}{\rho \cdot \bar{c} \cdot a} = \frac{2(14,9/1,19)}{1,143 \cdot 0,476 \cdot [0,088 \cdot (180/\pi)]} = 9,13$$

$$K_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} = \frac{0,88 \cdot 9,13}{5,3 + 9,13} = 0,557$$

E os fatores de carga de rajada são:

$$n = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot 1,223 \cdot V \cdot 5,042 \cdot 0,557 \cdot U_{de}}{14,9 \cdot 9,81/1,19}$$

$$n = 1 \pm 0,01398 \cdot V \cdot U_{de}$$

O § 333 (c)(1) especifica que a aeronave tem que suportar rajadas de 50 ft/s (15,24m/s). O fator de alívio de rajada leva em conta que existe um gradiente nesta velocidade, ou seja, o avião não é subitamente submetido a esta rajada, mas sim progressivamente. No caso específico do projeto AeroDesign, estes fatores de rajada podem ser também reduzidos, pois o vôo não é efetuado a grandes alturas, logo a velocidade

padronizada de 50 ft/s dificilmente irá se manifestar, pela proximidade da aeronave com o solo. Neste sentido, o relatório NACA NR-692 indica que, para vôos abaixo de 3500 ft (914m), a velocidade de rajada não excede 25 ft/s (7,62 m/s), com mais de 95% dos pontos abaixo de 20 ft/s (6,1 m/s). Assim, recomenda-se trabalhar para o projeto AeroDesign com uma velocidade de rajada  $U_{de}$  de 7,62 m/s<sup>21</sup>. Assim:

Tabela 3.2 – Fatores de carga de rajada

|                        |                   |                     |               |
|------------------------|-------------------|---------------------|---------------|
| Velocidade de Cruzeiro | $V_C = 20,30$ m/s | $U_{de} = 7,62$ m/s | $n_+ = 3,16$  |
|                        |                   |                     | $n_- = -1,16$ |
| Velocidade de Mergulho | $V_D = 25,40$ m/s | $U_{de} = 3,81$ m/s | $n_+ = 2,35$  |
|                        |                   |                     | $n_- = -0,35$ |

### 3.1.4. Curvas de vôo com coeficiente de sustentação máximo

As curvas de vôo com coeficiente de sustentação máximo são obtidas com a equação (3.3):

$$n \cdot W = L = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_L$$

$$n = \frac{\rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_{L_{\max}}}{2 \cdot W} \quad (3.3)$$

$C_{L_{\max}}$  é o coeficiente de sustentação máximo da aeronave e deve levar em consideração a sustentação da empenagem horizontal, necessária para manter a aeronave equilibrada na condição de vôo. Estes coeficientes são geralmente determinados através de túneis de vento e, para a aeronave Ded2007 sabe-se que  $C_{L_{\max}}$ . Na prática, pode-se utilizar  $C_{L_{\max -}} = K \cdot C_{L_{\max}}$ , sendo a constante K entre 0,6 e 1,0. Esta constante só terá o valor de 1,0 se a perfilagem da aeronave for totalmente simétrica. Por outro lado, quanto mais camber houver na perfilagem da aeronave (sobretudo na asa) mais próximo de 0,6 será a constante K. Como o perfil utilizado na asa da Ded2007, o Selig 1223, é muito assimétrico e a aeronave

<sup>21</sup> Edson da Rosa, **Introdução ao projeto aeronáutico**, p 208.

possui asa alta, pode se considerar que a aeronave possui perfilagem bastante assimétrica. Desta maneira adota-se  $K = 0,6$ , resultando em  $C_{L_{max-}} = 1,134$ .

As parábolas da parte positiva e a parábola da parte negativa do diagrama V-n serão, respectivamente:

$$n_+ = 0,008794 \cdot V^2$$

$$n_- = 0,005276 \cdot V^2$$

O § 333 explica com deve ser montado o diagrama V-n, e para este projeto o diagrama está ilustrado na Figura 3.1.

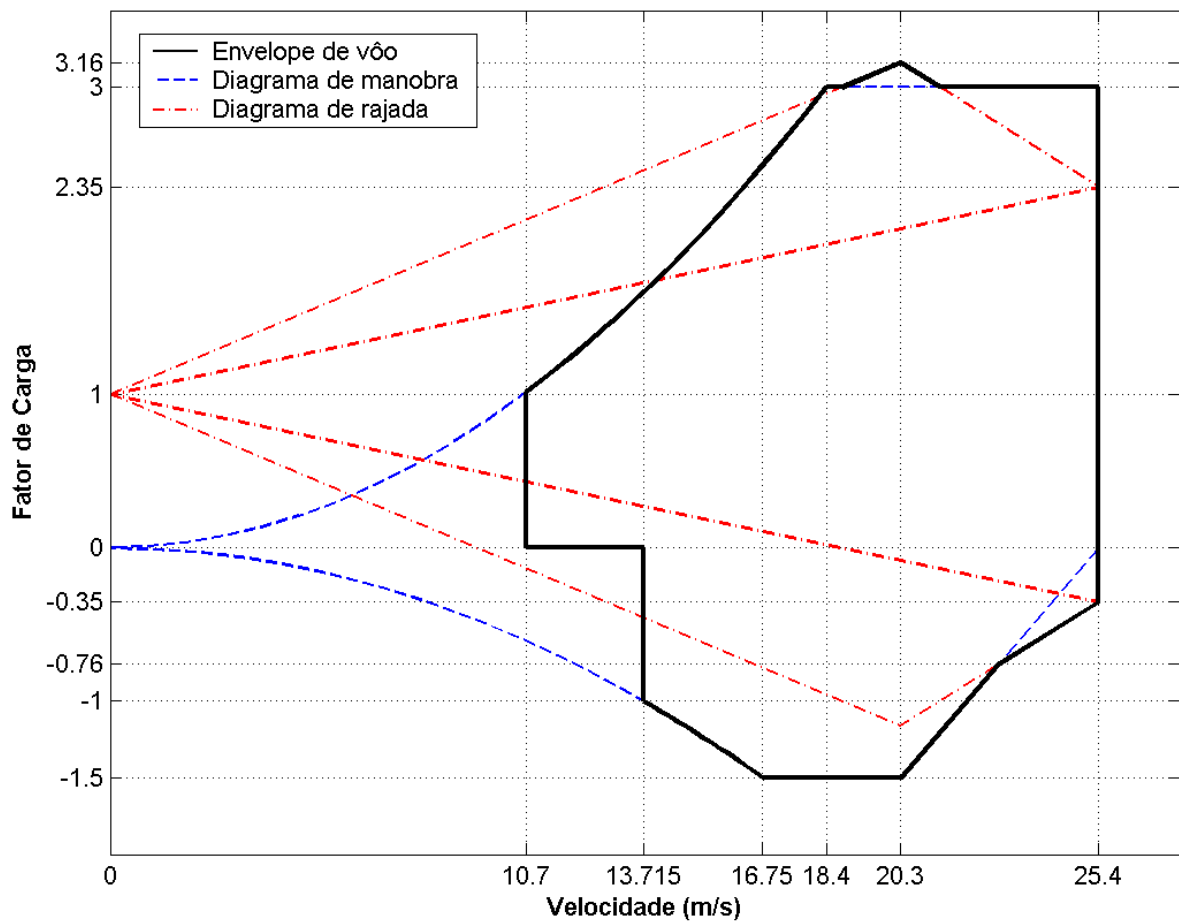


Figura 3.1 – Diagrama V-n

### 3.2. DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO EM ASAS FINITAS

A forma como a carga de sustentação é distribuída sobre uma asa finita é uma das questões mais importantes, se não a mais importante, para o cálculo dos esforços sobre a mesma. A forma da distribuição das cargas de sustentação irá definir a forma das distribuições de esforço cortante, momento fletor e momento torçor ao longo da asa. Existem dois métodos já consagrados que permitem o cálculo da distribuição de sustentação sobre asas finitas, em regime subsônico, o Método de Stender e o Método de Anderson. Foi utilizado o Método de Stender neste projeto.

O Método de Stender se baseia na hipótese de que a distribuição das cargas de sustentação ao longo da envergadura é igual à distribuição de sustentação na asa de Stender. A asa de Stender é uma asa imaginária com área e envergadura iguais à da asa real, porém suas cordas são a média geométrica das cordas reais e das cordas de uma asa elíptica de mesma envergadura e área. A Figura 3.2 ilustra relação entre a asa de Stender, a asa real e a asa elíptica.

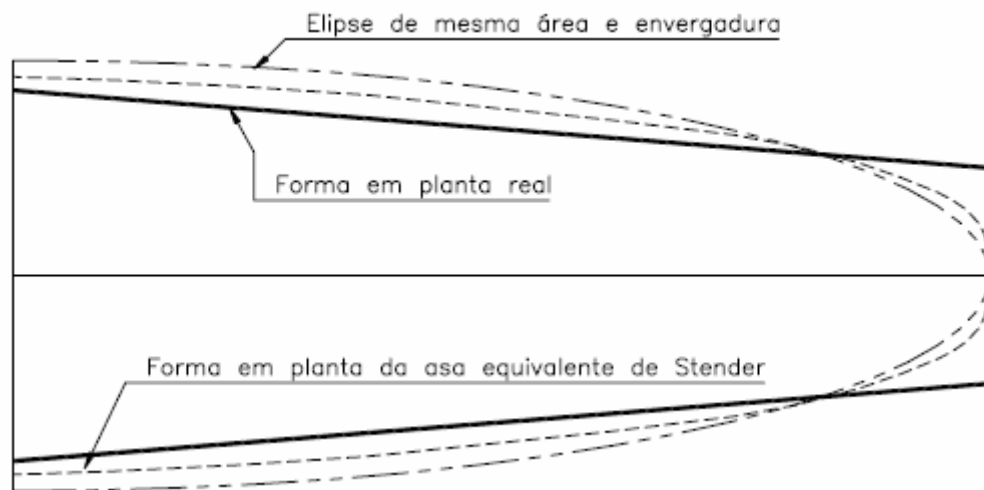


Figura 3.2 – Relação entre a asa de Stender, asa real e asa elíptica

As cordas da asa de Stender são:

$$C_s = \sqrt{C_g \cdot C_e} \quad (3.4)$$

Para o cálculo das cordas da asa elíptica considere a figura abaixo:

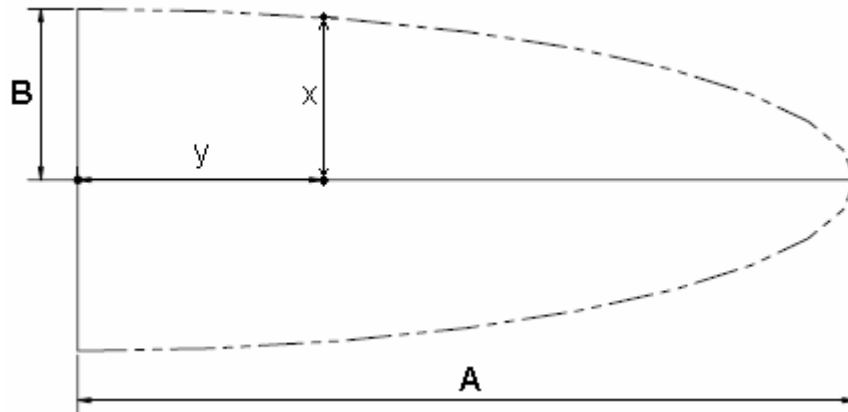


Figura 3.3 – Geometria de uma semi-elipse

As equações de uma elipse são:

$$\frac{y^2}{A^2} + \frac{x^2}{B^2} = 1$$

e para este projeto a área da elipse pode ser escrita como:

$$S = \pi \cdot A \cdot B$$

$$1,19 = \pi \cdot \left(2,46 \frac{\sqrt{2}}{2}\right) \cdot B$$

$$\therefore B = 0,308\text{m}$$

$$\therefore \frac{y^2}{1,23^2} + \frac{x^2}{0,308^2} = 1 \Rightarrow x = \sqrt{0,095 - 0,0627 \cdot y^2}$$

E a distribuição de corda da asa elíptica, ao longo da envergadura, é:

$$C_e = 2 \cdot x = 2 \cdot \sqrt{0,095 - 0,0627 \cdot y^2}$$

Para calcular a distribuição de cordas da asa real deve-se dividi-la em duas partes, a parte reta e a parte trapezoidal. De acordo com as plantas do anexo A, a distribuição de cordas

da asa da aeronave Ded2007 é  $C_g^{\text{reta}} = 0,53\text{m}$  para a parte reta e calculada conforme Figura 3.4 para a parte trapezoidal.

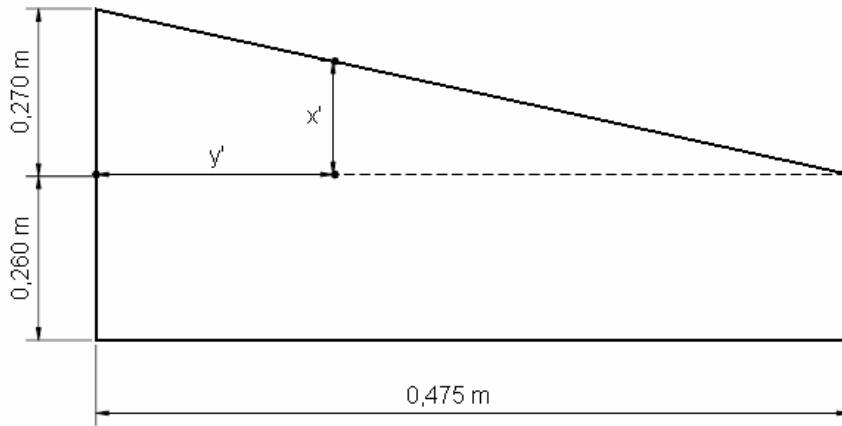


Figura 3.4 - Representação da parte trapezoidal da asa real

$$\frac{0,270}{0,475} = \frac{x'}{(0,475 - y')} \Rightarrow x' = 0,27 - 0,568 \cdot y'$$

A distribuição de corda de asa real, para a parte trapezoidal é:

$$C_g^{\text{trapezoidal}} = 0,260 + x' = 0,53 - 0,568 \cdot y'$$

A partir das equações das distribuições de cordas da asa elíptica e da asa real pode-se determinar a distribuição de corda da asa de Stender. Tendo o formato da asa de Stender, é admitido que as sustentações sejam proporcionais às suas cordas, ou seja, dividi-se a asa em  $n$  estações de área  $\Delta S_i$  e admite-se que as parcelas de sustentação são:

$$L_i = \frac{\Delta S_i}{S} \cdot (L - p) \quad (3.5)$$

- sendo:  $L_i$  : Parcela de sustentação relativa à área  $\Delta S_i$  {N};  
 $\Delta S_i$  : Área de cada subdivisão da asa {m<sup>2</sup>};  
 $S$  : Área da asa de Stender, que é igual à área da asa real {m<sup>2</sup>};  
 $L$  : Sustentação máxima da asa, que é igual ao peso total da aeronave {N};  
 $p$  : Peso da asa da aeronave {N}.

O significado das parcelas de sustentação pode ser melhor compreendido com a Figura 3.5.

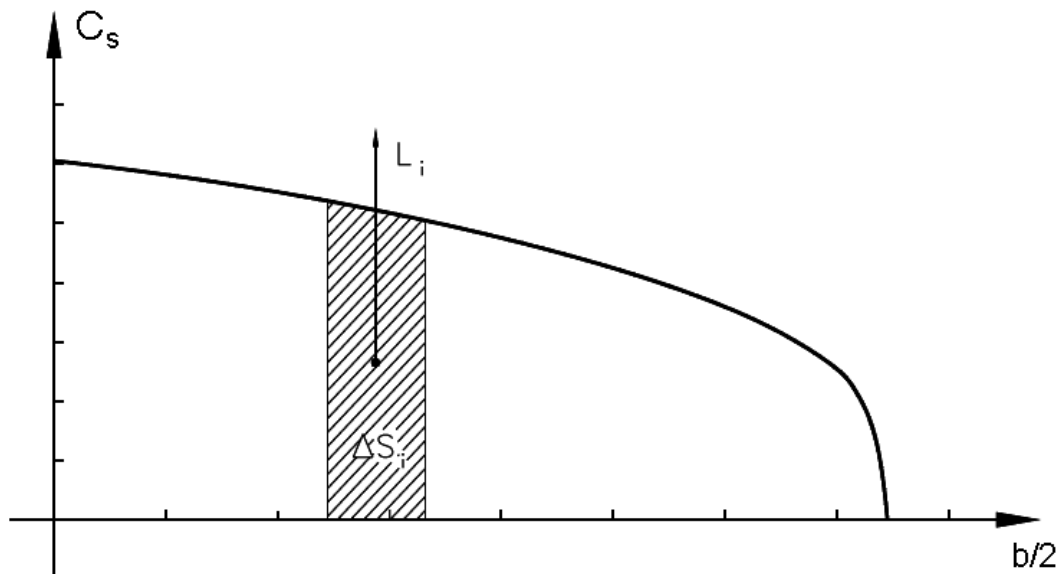


Figura 3.5 – Parcela de sustentação relativa a cada estação

É importante perceber que o peso da asa “p” é subtraído da sustentação “L” na equação (3.5). Isto ocorre porque o peso próprio da asa ajuda a diminuir os esforços sobre a mesma, caso contrário estar-se-ia superdimensionando a asa, acarretando em aumento de peso da estrutura da asa e diminuição da carga útil. Em um projeto preliminar não se sabe com exatidão qual será o peso da asa, desta maneira deve ser estimado o peso que a asa deverá ter. Os valores das cordas da asa elíptica ( $C_e$ ), da asa real ( $C_g$ ) e da asa de Stender ( $C_s$ ) estão apresentados na Figura 3.6 e na Tabela 3.3.

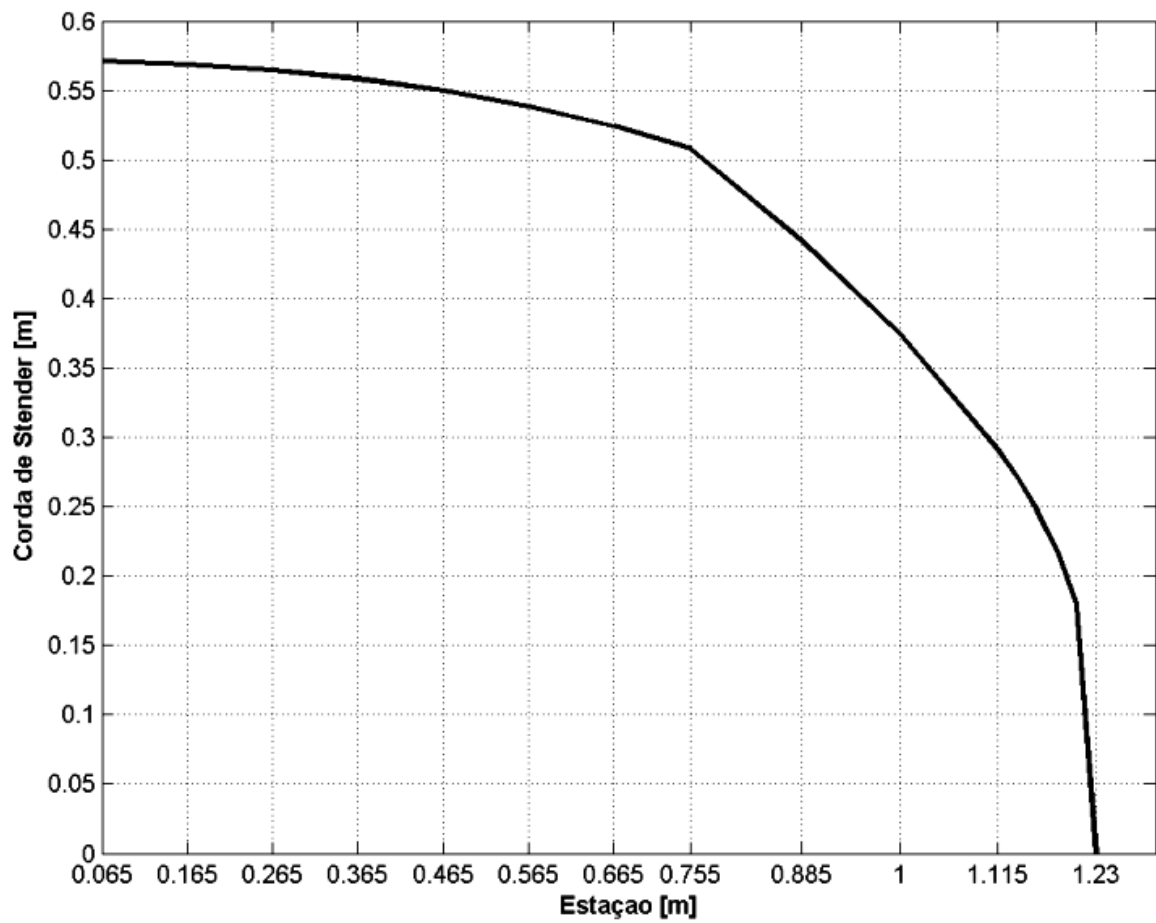


Figura 3.6 - Distribuição de corda da asa de Stender

Tabela 3.3 – Valores das cordas da asa elíptica, real e de Stender em função da envergadura

| y [m] | Ce [m] | Cg [m] | Cs [m] |
|-------|--------|--------|--------|
| 0,000 | 0,6160 | 0,5300 | 0,5714 |
| 0,065 | 0,6151 | 0,5300 | 0,5710 |
| 0,165 | 0,6104 | 0,5300 | 0,5688 |
| 0,265 | 0,6015 | 0,5300 | 0,5646 |
| 0,365 | 0,5883 | 0,5300 | 0,5584 |
| 0,465 | 0,5703 | 0,5300 | 0,5498 |
| 0,565 | 0,5472 | 0,5300 | 0,5385 |
| 0,665 | 0,5182 | 0,5300 | 0,5241 |
| 0,755 | 0,4863 | 0,5300 | 0,5077 |
| 0,865 | 0,4379 | 0,4675 | 0,4525 |
| 0,885 | 0,4278 | 0,4561 | 0,4417 |
| 1,000 | 0,3587 | 0,3907 | 0,3744 |
| 1,075 | 0,2993 | 0,3481 | 0,3228 |
| 1,115 | 0,2601 | 0,3254 | 0,2909 |
| 1,230 | 0,0000 | 0,2600 | 0,0000 |

### 3.3. CÁLCULO DE ESFORÇOS NA ASA

Tendo-se a distribuição de cordas da asa de Stender é possível calcular a distribuição de sustentação da asa ao longo da envergadura. Dividiu-se a asa em estações, cujas distâncias estão relacionadas às posições das nervuras na asa<sup>22</sup> e, em cada estação, calculou-se a parcela de sustentação, a força cortante, o momento fletor e o momento torçor. O início da subdivisão da semi-asa se dá a 0,065m, pois a partir deste ponto não há mais interferência com a fuselagem.

#### 3.3.1. Cargas em manobras simétricas

A norma JAR-VLA expõe que é necessário calcular as cargas de sustentação para duas condições, em manobras simétricas e manobras de rolamento. Em ambos os casos deve-se utilizar o peso máximo de decolagem (L=W).

A Tabela 3.4 apresenta como foi feito as divisões da asa e quais os valores das áreas  $\Delta S_i$  consideradas.

Tabela 3.4 - Divisão das estações

| y [m] | Cs [m] | $\Delta y$ [m] | $\Delta S_i$ [m <sup>2</sup> ] |
|-------|--------|----------------|--------------------------------|
| 1,230 | 0,0000 | 0,0575         | 0,0000                         |
| 1,115 | 0,2909 | 0,0775         | 0,0225                         |
| 1,075 | 0,3228 | 0,0575         | 0,0186                         |
| 1,000 | 0,3744 | 0,0950         | 0,0356                         |
| 0,885 | 0,4417 | 0,0675         | 0,0298                         |
| 0,865 | 0,4525 | 0,0650         | 0,0294                         |
| 0,755 | 0,5077 | 0,1000         | 0,0508                         |
| 0,665 | 0,5241 | 0,0950         | 0,0498                         |
| 0,565 | 0,5385 | 0,1000         | 0,0539                         |
| 0,465 | 0,5498 | 0,1000         | 0,0550                         |
| 0,365 | 0,5584 | 0,1000         | 0,0558                         |
| 0,265 | 0,5646 | 0,1000         | 0,0565                         |
| 0,165 | 0,5688 | 0,1000         | 0,0569                         |
| 0,065 | 0,5710 | 0,1150         | 0,0657                         |

<sup>22</sup> Para melhor esclarecimento, observar as distâncias das nervuras na planta da asa no anexo A. As estações y=0,865m e y=1,075m referem-se à posição das dobradiças do aileron; estas duas posições serão necessárias para o cálculo das cargas em manobras de rolamento.

A Tabela 3.5 apresenta os esforços para cargas nas asas em manobras simétricas onde a segunda coluna apresenta as forças de sustentação calculadas pela equação (3.5) e a quinta coluna apresenta os valores da segunda coluna multiplicados por um fator multiplicador (F.M.) de 4,98, que é o produto do maior fator de carga do diagrama V-n ( $n=3,16$ ), do fator de segurança 1,5 estipulado em JAR-VLA §303 e do fator 1,05 (ver apêndice A7(e)(1) de JAR-VLA). A quarta e quinta colunas apresentam os esforços máximos que atuarão na asa em manobras simétricas.

Tabela 3.5 - Cargas nas asas em manobras simétricas

| Estação [m] | Sustentação [N] | Cortante [N] | Fletor [Nm] | Sustentação *F.M. [N] | Cortante Limite [N] | Fletor Limite [Nm] |
|-------------|-----------------|--------------|-------------|-----------------------|---------------------|--------------------|
| 1,230       | 0,00            | 0,00         | 0,00        | 0,00                  | 0,00                | 0,00               |
| 1,115       | 2,54            | 2,54         | 0,00        | 12,66                 | 12,66               | 0,00               |
| 1,075       | 2,09            | 4,64         | 0,10        | 10,42                 | 23,09               | 0,51               |
| 1,000       | 4,01            | 8,65         | 0,45        | 19,97                 | 43,06               | 2,24               |
| 0,885       | 3,36            | 12,02        | 1,44        | 16,75                 | 59,81               | 7,19               |
| 0,865       | 3,32            | 15,34        | 1,68        | 16,52                 | 76,33               | 8,39               |
| 0,755       | 5,73            | 21,06        | 3,37        | 28,51                 | 104,84              | 16,78              |
| 0,665       | 5,62            | 26,68        | 5,27        | 27,96                 | 132,80              | 26,22              |
| 0,565       | 6,08            | 32,76        | 7,94        | 30,25                 | 163,05              | 39,50              |
| 0,465       | 6,20            | 38,96        | 11,21       | 30,88                 | 193,92              | 55,80              |
| 0,365       | 6,30            | 45,27        | 15,11       | 31,36                 | 225,28              | 75,19              |
| 0,265       | 6,37            | 51,64        | 19,63       | 31,71                 | 257,00              | 97,72              |
| 0,165       | 6,42            | 58,06        | 24,80       | 31,95                 | 288,94              | 123,42             |
| 0,065       | 7,41            | 65,47        | 30,60       | 36,88                 | 325,82              | 152,32             |

### 3.3.2. Cargas em manobras de rolamento

O acionamento dos ailerons influi nos esforços da asa, assim sendo deve-se quantificar esta influência. Sendo a carga alar da asa de  $12,52 \text{ kg/m}^2$ , então a carga alar sobre o aileron será de  $\bar{w} = 59 \text{ kg/m}^2 = 578,8 \text{ N/m}^2$ , de acordo com a figura A5 do apêndice A de JAR-VLA<sup>23</sup>. Sendo a área do aileron igual a  $0,05164 \text{ m}^2$ , a força atuante no aileron será de  $14,94 \text{ N}$ . A carga atuante no aileron também deve ser majorada pelo fator de  $1,575 = 1,5 \cdot 1,05$ , resultando em uma força sobre o aileron de  $23,54 \text{ N}$ . De acordo com o parágrafo 349(b) de JAR-VLA, o carregamento atuante na asa durante manobras de rolamento será a soma das cargas resultantes da deflexão máxima dos ailerons, somadas a dois-terços (2/3) das cargas

<sup>23</sup> Esta figura foi adicionada ao anexo B deste trabalho.

devido a manobras simétricas. A Tabela 3.6 apresenta os valores dos esforços limites para esta condição, considerando a transferência de carga do aileron para a asa feita através das articulações/dobradiças.

A Figura 3.7 apresenta os diagramas de força cortante e momento fletor limites na asa para manobras simétricas e de rolamento. Como as curvas dos esforços em manobras simétricas estão muito parecidas com as curvas em manobras de rolamento, não dá para concluir qual das duas situações é a mais severa, então se recomenda fazer uma análise em elementos finitos dos dois casos.

Tabela 3.6 - Cargas nas asas em manobras de rolamento

| Estação [m] | Sustentação *F.M. [N] | 2/3*Cortante na asa [N] | 2/3*Fletor na asa [Nm] | Carga devido ao aileron [N] | Cortante na asa devido ao aileron [N] | Fletor na asa devido ao aileron [Nm] | Cortante Limite na asa [N] | Fletor Limite na asa [Nm] |
|-------------|-----------------------|-------------------------|------------------------|-----------------------------|---------------------------------------|--------------------------------------|----------------------------|---------------------------|
| 1,230       | 0,00                  | 0,00                    | 0,00                   | -                           | 0,00                                  | 0,00                                 | 0,00                       | 0,00                      |
| 1,115       | 12,66                 | 8,44                    | 0,00                   | -                           | 0,00                                  | 0,00                                 | 8,44                       | 0,00                      |
| 1,075       | 10,42                 | 15,39                   | 0,34                   | 23,54                       | 23,54                                 | 0,00                                 | 38,93                      | 0,34                      |
| 1,000       | 19,97                 | 28,71                   | 1,49                   | -                           | 23,54                                 | 1,77                                 | 52,24                      | 3,26                      |
| 0,885       | 16,75                 | 39,87                   | 4,79                   | -                           | 23,54                                 | 4,47                                 | 63,41                      | 9,27                      |
| 0,865       | 16,52                 | 50,88                   | 5,59                   | 23,54                       | 47,07                                 | 4,94                                 | 97,96                      | 10,53                     |
| 0,755       | 28,51                 | 69,89                   | 9,98                   | -                           | 47,07                                 | 10,12                                | 116,97                     | 20,10                     |
| 0,665       | 27,96                 | 88,53                   | 17,48                  | -                           | 47,07                                 | 14,36                                | 135,61                     | 31,84                     |
| 0,565       | 30,25                 | 108,70                  | 26,33                  | -                           | 47,07                                 | 19,07                                | 155,77                     | 45,40                     |
| 0,465       | 30,88                 | 129,28                  | 37,20                  | -                           | 47,07                                 | 23,77                                | 176,36                     | 60,97                     |
| 0,365       | 31,36                 | 150,19                  | 50,13                  | -                           | 47,07                                 | 28,48                                | 197,26                     | 78,61                     |
| 0,265       | 31,71                 | 171,33                  | 65,15                  | -                           | 47,07                                 | 33,19                                | 218,41                     | 98,34                     |
| 0,165       | 31,95                 | 192,63                  | 82,28                  | -                           | 47,07                                 | 37,90                                | 239,70                     | 120,18                    |
| 0,065       | 36,88                 | 217,22                  | 101,54                 | -                           | 47,07                                 | 42,60                                | 264,29                     | 144,15                    |

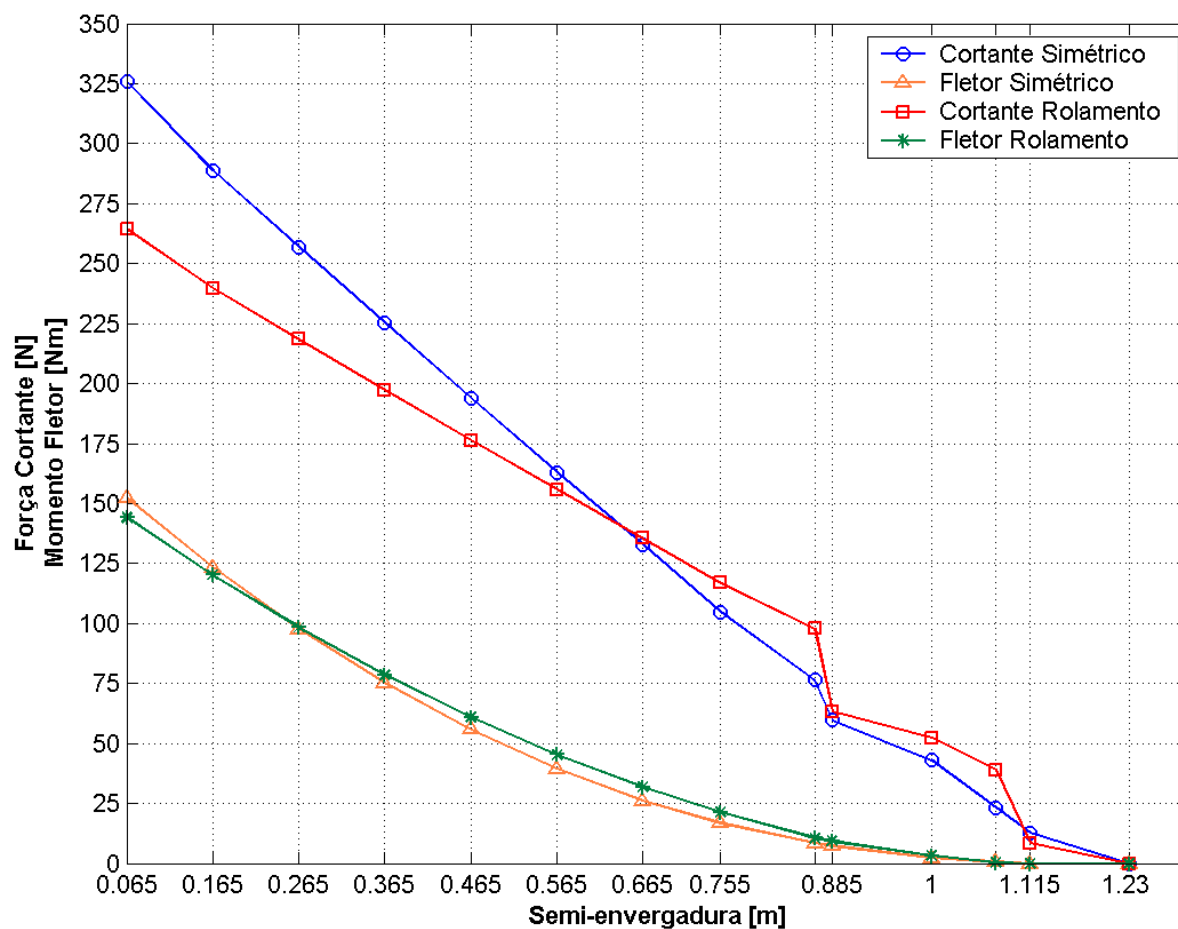


Figura 3.7 – Esforços cortante e momentos fletores limites na asa para condição simétrica e rolamento

### 3.3.3. Cargas de torção

Quando em vôo, uma asa finita sofre cargas de torção devido ao formato do perfil da asa. Para resistir à torção é fundamental o uso de estruturas tubulares, com perímetro fechado, com a maior área interna possível. Existem várias alternativas de estruturas utilizadas em asas de aviões tripulados para resistir à torção como tubo de torção e tubo “D” no bordo de ataque. No caso da aeronave Ded2007 a torção sobre a asa é suportada pela longarina e pelo bordo de ataque, porém, como o bordo de ataque é feito em madeira balsa e pouco resistente admite-se a hipótese de que a longarina deverá suportar inteiramente as cargas de torção. Na Ded2007 a torção é transmitida às nervuras que, por sua vez, transmitem o momento torçor para a longarina. Para se determinar a torção na asa dividiu-se a asa em seções, iguais ao subitem 3.3.1. O momento torçor é calculado em cada seção de tal forma que se possa determinar a

distribuição deste ao longo da envergadura. O momento torçor na seção  $i$  da asa pode ser calculado como:

$$M_{t_i} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_m \cdot S_i \cdot V^2 \cdot \left( \frac{C_i + C_{(i+1)}}{2} \right)$$

Sendo  $S_i = \left( \frac{C_i + C_{(i+1)}}{2} \right) \cdot \Delta y$  então:

$$M_{t_i} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_m \cdot \left( \frac{C_i + C_{(i+1)}}{2} \right)^2 \cdot V^2 \cdot \Delta y \quad (3.6)$$

- sendo:  $\rho$  : Densidade do ar<sup>24</sup> {kg/m<sup>3</sup>};  
 $C_m$  : Coeficiente de momento local da seção;  
 $C_i$  : Corda da asa na seção  $i$  {m};  
 $C_{(i+1)}$  : Corda da asa na seção  $(i+1)$  {m}.  
 $V$  : Velocidade {m/s};  
 $\Delta y$  : Comprimento da estação considerada {m}.

De acordo com o apêndice A9 (c)(3) de JAR-VLA, o coeficiente de momento local da seção vale:

$$C_m = C_{m_0} + 0,01 \cdot \delta_u \quad , \text{ onde } \delta_u \text{ } \{^\circ\} \text{ é a deflexão do aileron, para cima}$$

$$C_m = C_{m_0} - 0,01 \cdot \delta_d \quad , \text{ onde } \delta_d \text{ } \{^\circ\} \text{ é a deflexão do aileron, para baixo}$$

Para a Ded2007, o valor absoluto de  $M_{t_i}$  é máximo quando o valor absoluto de  $C_m$  é máximo. Portanto  $C_m$  é máximo quando o aileron deflete de 7,5°. A velocidade  $V$  é calculada a seguir, conforme especifica o apêndice A9 (c)(4) da JAR-VLA.

$$\text{A deflexão total de cada aileron é } \Delta_p = \delta_u + \delta_d = 7,5 + 7,5 = 15^\circ.$$

---

<sup>24</sup> Deve-se escolher o valor de  $\rho$  da cidade de menor altitude que a aeronave irá sobrevoar.

$$\Delta_a = \frac{V_A}{V_C} \cdot \Delta_p = \frac{18,4}{20,3} \cdot 15 = 13,60$$

$$\Delta_b = 0,5 \cdot \frac{V_A}{V_D} \cdot \Delta_p = 0,5 \cdot \frac{18,4}{25,4} \cdot 15 = 5,43$$

$$K = \frac{C_{m_0} - 0,01 \cdot \Delta_b}{C_{m_0} - 0,01 \cdot \Delta_a} \cdot \frac{V_D^2}{V_C^2} \quad (3.7)$$

- a) Se  $K < 1,0$ ,  $\Delta_a$  é crítico e é usado para determinar  $\delta_u$  e  $\delta_d$ . Neste caso  $V_C$  é crítica e deve ser usada no cálculo da torção da asa.
- b) Se  $K > 1,0$ ,  $\Delta_b$  é crítico e é usado para determinar  $\delta_u$  e  $\delta_d$ . Neste caso  $V_D$  é crítica e deve ser usada no cálculo da torção da asa.

Substituindo os valores tem-se que  $K=1,192$ , logo se deve calcular o momento torçor da asa utilizando  $V=V_D$ . Para o caso do momento torçor devido ao perfil a asa,  $C_m = C_{m_0}$  e a distribuição do momento torçor devido somente ao perfil da asa é:

$$M_{t_i} = \frac{1}{2} \cdot 1,143 \cdot (-0,27) \cdot \frac{(C_i + C_{(i+1)})^2}{4} \cdot (25,4)^2 \cdot \Delta$$

$$M_{t_i} = -24,89 \cdot \Delta \cdot (C_i + C_{(i+1)})^2$$

A deflexão do aileron origina um aumento na torção da asa e o incremento do momento torçor devido ao aileron vale:

$$\Delta M_{t_i} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \Delta C_m \cdot \left( \frac{C_i + C_{(i+1)}}{2} \right)^2 \cdot V^2 \cdot \Delta y \quad (3.8)$$

Sendo  $\Delta C_m = -0,01 \cdot \delta_d = -0,01 \cdot 7,5 = -0,075$ . A distribuição do momento torçor ao longo da envergadura devido a presença do aileron é:

$$\Delta M_{t_i} = \frac{1}{2} \cdot 1,143 \cdot (-0,075) \cdot \frac{(C_i + C_{(i+1)})^2}{4} \cdot (25,4)^2 \cdot \Delta y$$

$$\Delta M_{t_i} = -6,913 \cdot \Delta y \cdot (C_i + C_{(i+1)})^2$$

A Tabela 3.7 apresenta os valores dos momentos torçores nas seções  $i$ . A quarta coluna desta tabela refere-se ao momento torçor na seção  $i$  devido a asa, a quinta coluna refere-se ao incremento de momento torçor causado pela deflexão do aileron e a sexta coluna refere-se ao momento torçor total que existe na seção  $i$ . A Figura 3.8 representa o diagrama de momento torçor ao longo da semi-envergadura da asa.

Tabela 3.7 - Momento torçor ao longo da envergadura, devido à asa e ao aileron

| $i$ | $y$ (m) | $C_g$ [m] | $M_{T i}$ [Nm] | $\Delta M_T$ [Nm] | $M_{T i}$ total [Nm] | $M_T$ TOTAL [Nm] |
|-----|---------|-----------|----------------|-------------------|----------------------|------------------|
| 14  | 1,230   | 0,260     | 0,00           | 0,00              | 0,00                 | 0,00             |
| 13  | 1,115   | 0,325     | -1,47          | -0,41             | -1,88                | -1,88            |
| 12  | 1,075   | 0,348     | -0,68          | -0,19             | -0,87                | -2,74            |
| 11  | 1,000   | 0,391     | -1,53          | -0,42             | -1,95                | -4,70            |
| 10  | 0,885   | 0,456     | -3,08          | -0,86             | -3,93                | -8,63            |
| 9   | 0,865   | 0,467     | -0,64          | -0,18             | -0,81                | -9,44            |
| 8   | 0,755   | 0,530     | -4,09          | 0,00              | -4,09                | -13,53           |
| 7   | 0,665   | 0,530     | -3,77          | 0,00              | -3,77                | -17,30           |
| 6   | 0,565   | 0,530     | -4,19          | 0,00              | -4,19                | -21,50           |
| 5   | 0,465   | 0,530     | -4,19          | 0,00              | -4,19                | -25,69           |
| 4   | 0,365   | 0,530     | -4,19          | 0,00              | -4,19                | -29,89           |
| 3   | 0,265   | 0,530     | -4,19          | 0,00              | -4,19                | -34,08           |
| 2   | 0,165   | 0,530     | -4,19          | 0,00              | -4,19                | -38,28           |
| 1   | 0,065   | 0,530     | -4,19          | 0,00              | -4,19                | -42,47           |

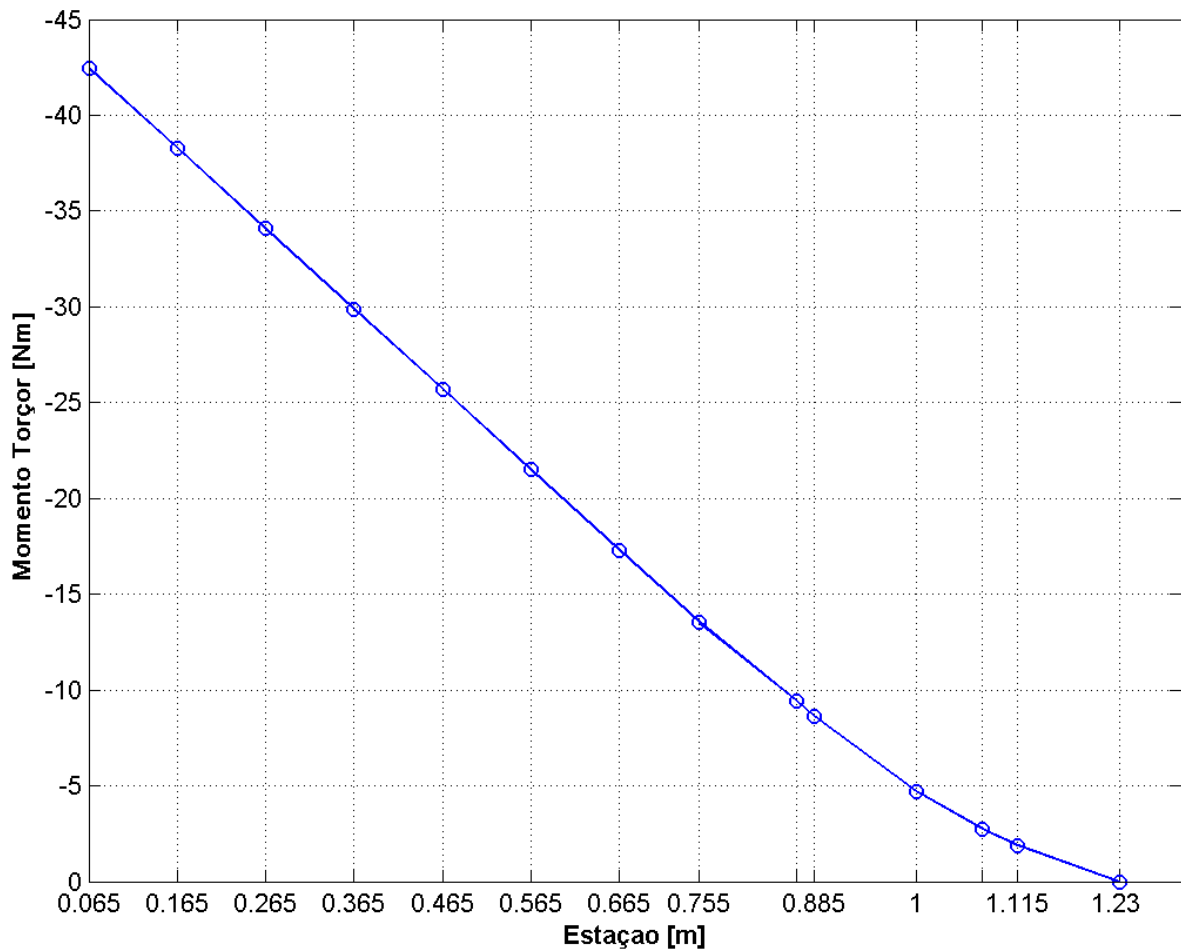


Figura 3.8 – Momento torçor ao longo da semi-envergadura da asa

### 3.4. DIMENSIONAMENTO ESTRUTURAL DA ASA

O elemento principal da asa é a longarina, que deverá resistir aos esforços aerodinâmicos. A longarina de um avião deve ser dimensionada para resistir às cargas devido à sustentação (força cortante e momento fletor), e no caso da Ded2007, também deve ser dimensionada para resistir às cargas de torção, ambas atuando simultaneamente na asa. Por razões de facilidade construtiva foi decidido que a longarina deve ser tubular, composta de fibra de carbono e de vidro.

A resistência mecânica de um laminado varia muito com o tipo de fibra e com o processo de fabricação utilizados, por isso foram fabricados corpos de prova com a fibra de carbono e de vidro, as mesmas utilizadas na longarina, e realizados ensaios para obtenção de suas propriedades mecânicas. A Tabela 3.8 apresenta as propriedades das fibras. Como já foi

dito anteriormente, os valores de tensão admissível  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_6$ ,  $F_4$ ,  $F_5$  podem ser tanto as tensões de ruptura (em cada uma das 5 direções) ou então as tensões referentes ao dano interno; as 5 tensões admissíveis adotadas neste trabalho são aquelas referentes ao dano interno. A fibra de carbono utilizada é unidirecional, como a ilustrada na Figura 2.1 (a) e a fibra de vidro é bidirecional, como a ilustrada na Figura 2.1 (b).

Tabela 3.8 – Propriedades mecânicas da fibra de carbono e de vidro

| Fibra de Carbono                                   |                     | Fibra de Vidro                                     |                     |
|--|---------------------|--|---------------------|
| Espessura média de uma camada de laminado: 0,33 mm |                     | Espessura média de uma camada de laminado: 0,15 mm |                     |
| Módulos de Elasticidade                            | Tensões Admissíveis | Módulos de Elasticidade                            | Tensões Admissíveis |
| $E_1 = 86370$ MPa                                  | $F_{1t} = 900$ MPa  | $E_1 = 30712$ MPa                                  | $F_{1t} = 688$ MPa  |
| $E_2 = 3120$ MPa                                   | $F_{1c} = 612$ MPa  | $E_2 = 30712$ MPa                                  | $F_{1c} = 468$ MPa  |
| $G_{12} = 3070$ MPa                                | $F_{2t} = 75,8$ MPa | $G_{12} = 4244$ MPa                                | $F_{2t} = 688$ MPa  |
| $G_{13} = 3070$ MPa                                | $F_{2c} = 127$ MPa  | $G_{13} = 4244$ MPa                                | $F_{2c} = 468$ MPa  |
|  | $F_6 = 40$ MPa      |  | $F_6 = 45$ MPa      |

As nervuras da asa das aeronaves da competição AeroDesign são geralmente de madeira Balsa, que é o caso da aeronave Ded2007, mas embora sejam feitas de um material de baixíssima resistência mecânica constata-se, ao longo desses anos de competição, que são suficientemente resistentes às cargas aerodinâmicas. Portanto não há a necessidade de executar FEA nelas e as cargas serão aplicadas diretamente sobre a longarina no modelo de elementos finitos, nas posições onde as nervuras estão localizadas.

A asa da Ded2007 é desmontável e se divide em três partes: a asa central e as duas asas das pontas<sup>25</sup>, sendo que a longarina da asa da ponta deverá ser encaixada dentro da longarina da asa central<sup>26</sup>. Assim, o diâmetro médio da longarina central é maior do que o diâmetro médio da longarina das pontas, como mostra o anexo A. O modelo em elementos finitos não levará em consideração esta diferença de diâmetros porque ela é muito pequena, não gerando mudanças significativas no resultado. Por razões construtivas (molde) o diâmetro interno ( $D_i$ ) da longarina da ponta deverá ser igual a 26mm e o modelo da longarina simulado no computador possui diâmetro de 28,34mm. Tanto a longarina central quanto as longarinas das pontas terão o mesmo número de camadas e direção das fibras.

<sup>25</sup> O anexo A contém a vista da asa da ponta desencaixada da asa central.

<sup>26</sup> O diâmetro externo das longarinas da ponta é ligeiramente maior que o diâmetro interno da longarina central e as longarinas da ponta encaixarão dentro da longarina central por interferência.

Optou-se por colocar varetas de carbono na parte posterior da asa para evitar que a asa da ponta gire e se desalinhie com relação à asa central; logo estas varelas não têm função estrutural.

No modelo em elementos finitos a longarina foi engastada na seção  $i=1$ , pois esta região está em contato com a fuselagem e é muito mais rígida do que a longarina.

Como as curvas dos esforços em manobras simétricas estão muito parecidas com as curvas em manobras de rolamento não é possível concluir com certeza qual das duas situações é a mais crítica, por isso deve-se fazer uma análise em elementos finitos (FEA) da longarina tanto para estas duas condições. Dessa forma, **serão realizadas duas análises**: a primeira simulará a longarina submetida às cargas em manobras simétricas e às cargas de torção simultaneamente, e a segunda análise simulará as cargas em manobras de rolamento somadas às cargas de torção atuando simultaneamente na longarina.

A Tabela 3.9 mostra os valores das cargas que devem ser aplicadas na longarina na primeira análise. É importante notar que a longarina não passa pelas nervuras  $i=13$  e  $14$ , então se admitiu a hipótese de que as seções  $i=10$  e  $11$  deveriam suportar, cada uma, a metade da soma das cargas das seções  $13$  e  $14$ . Devido à translação das forças de sustentação das seções  $13$  e  $14$  para as seções  $10$  e  $11$  deve-se adicionar momentos fletores nas seções  $10$  e  $11$  a fim de manter a estrutura em equilíbrio. Também assumiu-se a hipótese de que as seções  $i=10$  e  $11$  suportariam os momentos torçores das seções  $13$  e  $14$ . As seções  $i=9$  e  $12$  representam à posição das dobradiças do aileron, que não estão transmitindo esforços diretamente para a longarina. Logo também foi admitido que a seção  $8$  deveria suportar as cargas da seção  $9$  e as seções  $i=10$  e  $11$  deveriam suportar as cargas da seção  $12$ .

Tabela 3.9 – Cargas aplicadas na longarina na primeira análise

| i  | y (m) | Sustentação [N] | Momento fletor [Nmm] | Momento torçor [Nmm] |
|----|-------|-----------------|----------------------|----------------------|
| 14 | 1,230 | -               | -                    | -                    |
| 13 | 1,115 | -               | -                    | -                    |
| 12 | 1,075 | -               | -                    | -                    |
| 11 | 1,000 | 31,52           | 1119                 | -3325                |
| 10 | 0,885 | 28,29           | 2446                 | -5306                |
| 9  | 0,865 | -               | -                    | -                    |
| 8  | 0,755 | 45,03           | 1817                 | -4899                |
| 7  | 0,665 | 27,96           | -                    | -3775                |
| 6  | 0,565 | 30,25           | -                    | -4194                |
| 5  | 0,465 | 30,88           | -                    | -4194                |
| 4  | 0,365 | 31,36           | -                    | -4194                |
| 3  | 0,265 | 31,71           | -                    | -4194                |
| 2  | 0,165 | 31,95           | -                    | -4194                |
| 1  | 0,065 | -               | -                    | -                    |

A Tabela 3.10 apresenta os valores das cargas que devem ser aplicadas na segunda análise.

Tabela 3.10 - Cargas aplicadas na longarina na segunda análise

| i  | y (m) | Sustentação [N] | Momento fletor [Nmm] | Momento torçor [Nmm] |
|----|-------|-----------------|----------------------|----------------------|
| 14 | -     | -               | -                    | -                    |
| 13 | -     | -               | -                    | -                    |
| 12 | -     | -               | -                    | -                    |
| 11 | 1,000 | 21,01           | 746                  | -3325                |
| 10 | 0,885 | 18,86           | 1631                 | -5306                |
| 9  | -     | -               | -                    | -                    |
| 8  | 0,755 | 30,02           | 1211                 | -4899                |
| 7  | 0,665 | 18,64           | -                    | -3775                |
| 6  | 0,565 | 20,16           | -                    | -4194                |
| 5  | 0,465 | 20,59           | -                    | -4194                |
| 4  | 0,365 | 20,91           | -                    | -4194                |
| 3  | 0,265 | 21,14           | -                    | -4194                |
| 2  | 0,165 | 21,30           | -                    | -4194                |
| 1  | 0,065 | -               | -                    | -                    |

Dimensionou-se a longarina utilizando o software *Femap with NX Nastran* e as figuras D.1 e D.2 apresentam o resultado da análise. O elemento finito utilizado foi um elemento de casca de 2ª ordem próprio para análise de compósitos, o *Laminate*, pois sua formulação permite simular materiais formados de várias camadas e permite definir qual o material, a espessura e a direção das fibras de cada uma das camadas utilizadas.

O software fornece as tensões  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$ ,  $\sigma_4$ ,  $\sigma_5$  e  $\sigma_6$  de cada uma das camadas do elemento finito e a falha do material ocorrerá se  $R_i < 1$ . Foram testadas várias configurações de longarina, variando o número de camadas, a ordem das camadas e o sentido das fibras de cada camada, e a melhor configuração encontrada foi uma longarina com 3 camadas, a primeira (parte externa da longarina) de fibra de carbono, a segunda de vidro e a terceira de fibra de carbono (parte interna da longarina), totalizando uma espessura de  $0,81 = 0,33+0,15+0,33$ . A direção das fibras da 1ª e 3ª camada é longitudinal para resistir à flexão, ou seja, no mesmo sentido do eixo da longarina, e para resistir à torção a direção das fibras da 2ª camada é a 45° das fibras da 1ª camada. A Tabela 3.11 e a Tabela 3.12 mostram as tensões máximas ocorridas em cada uma das 5 direções e em cada camada. Portanto, conclui-se que a situação mais crítica para a longarina é aquela sujeita às cargas em manobras simétricas e de torção, pois os índices “ $R_i$ ”s são menores para a primeira análise. As figuras D.1 e D.2 ilustram a situação mais crítica para a longarina.

Tabela 3.11 - Tensões na longarina para cargas da primeira análise (manobras simétricas + torção)

|                   | 1ª camada (externa) |                | 2ª camada    |                | 3ª camada (interna) |                |
|-------------------|---------------------|----------------|--------------|----------------|---------------------|----------------|
|                   | Carbono             |                | Vidro        |                | Carbono             |                |
| Direção da tensão | Tensão [MPa]        | R <sub>i</sub> | Tensão [MPa] | R <sub>i</sub> | Tensão [MPa]        | R <sub>i</sub> |
| $\sigma_1$        | 392,2               | 2,3            | 7,08         | 97,2           | 375,5               | 2,4            |
|                   | -392,4              | 1,6            | -211,3       | 2,2            | -375,3              | 1,6            |
| $\sigma_2$        | 4,516               | 16,8           | 211,3        | 3,3            | 4,473               | 16,9           |
|                   | -4,517              | 28,1           | 7,08         | -66,1          | -4,474              | 28,4           |
| $\sigma_6$        | -29,42              | 1,4            | 24,24        | 1,9            | -29,11              | 1,4            |
| $\sigma_4$        | 0                   | $\infty$       | 0            | $\infty$       | 0                   | $\infty$       |
| $\sigma_5$        | 0                   | $\infty$       | 0            | $\infty$       | 0                   | $\infty$       |

Tabela 3.12 - Tensões na longarina para cargas da segunda análise (manobras de rolamento + torção)

|                   | 1ª camada (externa) |                | 2ª camada    |                | 3ª camada (interna) |                |
|-------------------|---------------------|----------------|--------------|----------------|---------------------|----------------|
|                   | Carbono             |                | Vidro        |                | Carbono             |                |
| Direção da tensão | Tensão [MPa]        | R <sub>i</sub> | Tensão [MPa] | R <sub>i</sub> | Tensão [MPa]        | R <sub>i</sub> |
| $\sigma_1$        | 261,4               | 3,4            | 5,27         | 130,6          | 250,4               | 3,6            |
|                   | -261,6              | 2,3            | -181,5       | 2,6            | -250,2              | 2,4            |
| $\sigma_2$        | 3,011               | 25,2           | 181,6        | 3,8            | 2,982               | 25,4           |
|                   | -3,011              | 42,2           | -5,27        | 88,8           | -2,983              | 42,6           |
| $\sigma_6$        | -27,81              | 1,4            | -16,16       | 2,8            | -27,52              | 1,5            |
| $\sigma_4$        | 0                   | $\infty$       | 0            | $\infty$       | 0                   | $\infty$       |
| $\sigma_5$        | 0                   | $\infty$       | 0            | $\infty$       | 0                   | $\infty$       |

## 4. ANÁLISE ESTRUTURAL DO TREM DE POUSO

Foi utilizado RAYMER (1992) para determinação da geometria do trem de pouso e o regulamento JAR-VLA para o cálculo de cargas, e as principais distâncias estão mostradas na Figura 4.1. Optou-se pelo trem de pouso triciclo, pois sua utilização facilita em manter a carga útil na horizontal e a regular o ângulo de ataque da asa e da aeronave.

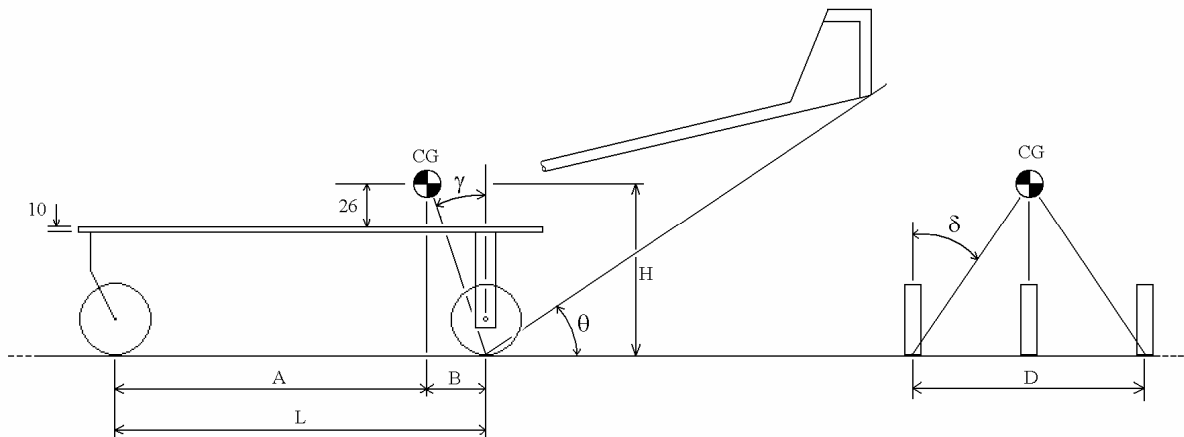


Figura 4.1 - Principais distâncias do trem de pouso

De acordo com RAIMER (1992), para evitar que o avião encoste a calda no chão durante uma decolagem ou pouso, o ângulo  $\gamma$  deve ser igual ou maior que o maior dos ângulos das condições a seguir:

- a) *tipback angle*  $\theta$  ;
- b) ângulo de ataque que gera 90% da sustentação máxima.

Esta recomendação é baseada em observações de aviões reais, de grande porte. Na aeronave Ded2007, o ângulo que gera 90% da sustentação máxima é  $12^\circ$  e o *tipback angle* é de  $21^\circ$ , portanto  $\gamma$  deveria ser igual ou maior que  $21^\circ$ . Porém, experiências em competições anteriores mostraram que é possível diminuir um pouco este ângulo que não ocorrerá problemas, no caso de aeronaves da competição SAE. Dessa forma foi adotado  $\gamma = 19^\circ$ . Sendo  $H = 152\text{mm}$ , a distância B deve ser  $B = 52\text{mm}$ .

A distancia entre eixos é escolhida de forma que a carga suportada pela bequilha esteja dentro da faixa mostrada na equação (4.1). A distância L adotada foi de  $352\text{mm}$ , resultando em  $A = 300\text{mm}$  e  $V_{ef} = 21,6\text{N}$  (15%), e a carga em cada roda do trem de pouso principal vale  $V_{er} = 62,2\text{N}$  (42,5%).

$$5\% \cdot W \leq V_{ef} \leq 20\% \cdot W \quad (4.1)$$

O ângulo de capotamento “ $\delta$ ” é uma medida da tendência do avião em capotar quando faz uma curva com raio de curvatura pequeno durante o taxiamento. Este ângulo é medido através do ângulo do CG à roda principal, visto da traseira da aeronave de um local onde a roda principal está alinhada com a roda da bequilha<sup>27</sup>. Para a maioria dos aviões este ângulo não deve ser maior do que  $63^\circ$ , mas para aviões cargueiros este ângulo não pode ser maior que  $54^\circ$ . A distância entre as rodas (D) do trem de pouso principal pode ser calculada através da equação (4.2).

$$D = \frac{2 \cdot H}{\tan(\delta) \cdot \cos\left[\arcsen\left(\frac{H}{A \cdot \tan(\delta)}\right)\right]} + 2 \cdot B \cdot \tan\left[\arcsen\left(\frac{H}{A \cdot \tan(\delta)}\right)\right] \quad (4.2)$$

A distância mínima entre rodas, referente a um ângulo de capotamento de  $54^\circ$ , é de  $D_{\min}=279$  mm, mas optou-se em escolher uma distância de  $D=360$ mm para dar mais estabilidade à aeronave durante a corrida de decolagem e o pouso, o que resulta em um ângulo de capotamento de aproximadamente  $48^\circ$ . As dimensões adotadas para a aeronave Ded2007 estão resumidas na Tabela 4.1.

Tabela 4.1 – Principais dimensões do trem de pouso

|                            |
|----------------------------|
| H = 152mm                  |
| A = 300mm                  |
| B = 52mm                   |
| L = 352mm                  |
| D = 360mm                  |
| $\gamma = 19^\circ$        |
| $\theta = 21^\circ$        |
| $V_{ef} = 21,6N$ (15%*W)   |
| $V_{er} = 62,2N$ (42,5%*W) |

<sup>27</sup> D. P. Raimer, **Aircraft design: a conceptual approach**, p. 230.

## 4.1. CONSIDERAÇÕES DO JAR-VLA

Para dimensionar o trem de pouso principal (também chamado de trem principal) e a bequilha é necessário saber quais as cargas atuantes nos mesmos, e para calcular estas cargas é necessário saber os valores dos fatores de carga de inércia e de reação do solo. O JAR-VLA explica como calcular as cargas atuantes no trem de pouso e de acordo com o §473:

- a) A massa usada para determinar a velocidade vertical de descida deve corresponder a máxima massa de decolagem;
- b) As cargas de impacto de aterrissagem, sob JAR-VLA §479 e 473, podem ser calculadas a partir da energia de impacto. O fator de carga de inércia vertical (no centro de gravidade do aeromodelo) **não deve ser menor** do que aquele que seria obtido em um pouso com velocidade de descida

$$V = 0,51 \cdot \left( \frac{W}{S} \right)^{1/4} \quad (\text{m/s})$$

A velocidade não pode ser menor do que 2,13m/s e não precisa ser maior do que 3,05m/s.

- c) Admiti-se que a sustentação da asa não deve exceder 2/3 do peso da aeronave durante o pouso (pouso estolado), ou seja,  $L/W = 2/3$ . O fator de reação do solo deve ser igual ao fator de carga de inércia menos a razão mencionada anteriormente, ou seja:

$$n_g = n - L/W$$

- d) O fator de carga de inércia usado para projeto não deve ser menor do que 2,67 e o fator de reação do solo não pode ser menor do que 2,0.

Assim, a velocidade de descida da Ded2007 deveria ser

$$V = 0,51 \cdot \left( \frac{146}{1,19} \right)^{1/4} = 1,70 \text{ m/s}, \text{ mas como } V > 2,13 \text{ m/s então } V = 2,13 \text{ m/s}.$$

O § 303 estabelece que deve ser utilizado um fator de segurança de FS=1,5 para o dimensionamento do trem de pouso.

### 4.1.1. Fator de carga de inércia para pouso

O trem de pouso deverá absorver toda energia devido ao impacto. Em outras palavras, a energia cinética se transformará em energia potencial elástica, assim:

$$\begin{aligned}
 K &= U \\
 \frac{1}{2} \cdot m \cdot V^2 &= \frac{1}{2} \cdot k \cdot \delta_{\max}^2 \\
 \delta_{\max}^2 &= \frac{m \cdot V^2}{k} = \frac{m \cdot V^2}{\frac{W}{\delta_{\text{est}}}} \\
 \delta_{\max}^2 &= V \cdot \sqrt{\frac{\delta_{\text{est}}}{g}}
 \end{aligned}$$

O fator de carga de impacto é definido como sendo:

$$\begin{aligned}
 n &= \frac{F_{\max}}{F_{\text{est}}} = \frac{k \cdot \delta_{\max}}{k \cdot \delta_{\text{est}}} = \frac{\delta_{\max}}{\delta_{\text{est}}} \\
 n &= \frac{V}{\sqrt{g \cdot \delta_{\text{est}}}} \tag{4.3}
 \end{aligned}$$

sendo:  $\delta_{\text{est}}$  : Deformação do trem principal quando submetido pelo próprio peso {mm}  
 $\delta_{\max}$  : Deformação máxima que o trem principal sofre durante a aterragem {mm}

Para calcular o fator de carga para pouso “n”, e portanto as cargas que atuarão no trem de pouso, é preciso ter a deformação estática do trem de pouso, antes mesmo de se ter o trem de pouso construído. Uma solução para este problema seria obter a deformação estática do trem principal através de uma simulação em elementos finitos. Uma outra solução seria construir um protótipo de trem principal e obter a deformação estática através de um ensaio. Foi construído um trem principal de fibra de carbono e vidro (composto híbrido) com 20 camadas de fibra e para este trem obteve-se  $\delta_{\text{est}} = 10\text{mm}$  e portanto  $n=6,8$  através de ensaio. No entanto, devido às experiências em competições anteriores, sabe-se que  $n=6,8$  é um valor exagerado e que um trem principal típico projetado com  $n \cong 2,67$  consegue resistir às cargas

que ocorrem na competição SAE. Por esse motivo adota-se  $n=2,67$  para a aeronave Ded2007 e

$$n_g = 2,67 - \frac{2}{3}$$

$$n_g = 2,0$$

## 4.2. CÁLCULO DAS CARGAS NO TREM DE POUSO

O JAR-VLA estipula que o trem de pouso deve suportar as cargas de 7 diferentes condições de pouso, conforme apresentadas nos parágrafos JAR-VLA 479 a JAR-VLA 499 e descritas a seguir.

### 4.2.1. Aterragem nivelada em três pontos (Condição A)

Existe uma componente horizontal atuando nos pneus cujo valor é não menor que 25% da máxima componente vertical. Em outras palavras, adota-se aqui um coeficiente de atrito de  $\mu=0,25$ . A configuração do pouso está apresentada na Figura 4.2.

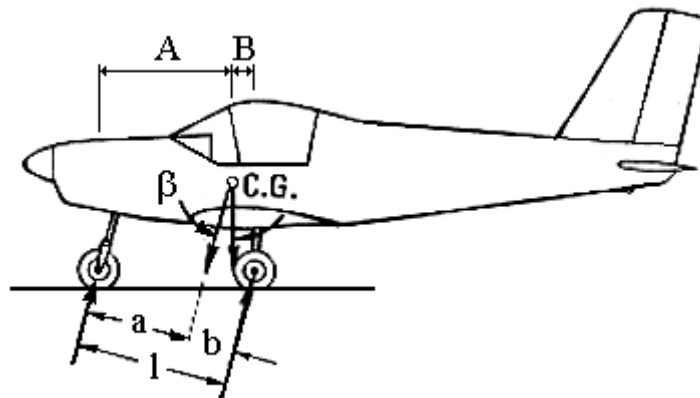


Figura 4.2 - Aterragem nivelada em três pontos

- 1) Componente vertical no centro de gravidade

$$V_{CG} = n \cdot W = 389,8N$$

- 2) Componente horizontal no centro de gravidade

$$H_{CG} = \mu \cdot V_{CG} = 97,5N$$

- 3) Componente vertical no solo

$$V_g = \left( n - \frac{L}{W} \right) \cdot W = 292 \text{ N}$$

- 4) Componente horizontal no solo

$$H_g = \mu \cdot V_g = 73 \text{ N}$$

- 5) Componente vertical no trem principal (em cada roda)

$$V_r = \frac{V_g}{2} \cdot \frac{a}{l} = \frac{V_g}{2} \cdot \frac{(A - H \cdot \mu)}{(A + B)} = 108,7 \text{ N}$$

- 6) Componente horizontal no trem principal (em cada roda)

$$H_r = \mu \cdot V_r = 27,2$$

- 7) Componente vertical no trem de nariz

$$V_f = V_g \cdot \frac{b}{l} = V_g \cdot \frac{(B + H \cdot \mu)}{(A + B)} = 74,7 \text{ N}$$

- 8) Componente horizontal no trem de nariz

$$H_f = \mu \cdot V_f = 18,7 \text{ N}$$

### 4.2.2. Aterragem nas duas rodas principais (Condição B)

Nesta condição o avião pouisa nivelado, porém sem tocar a roda do nariz no chão e a configuração desta condição está apresentada na Figura 4.3.

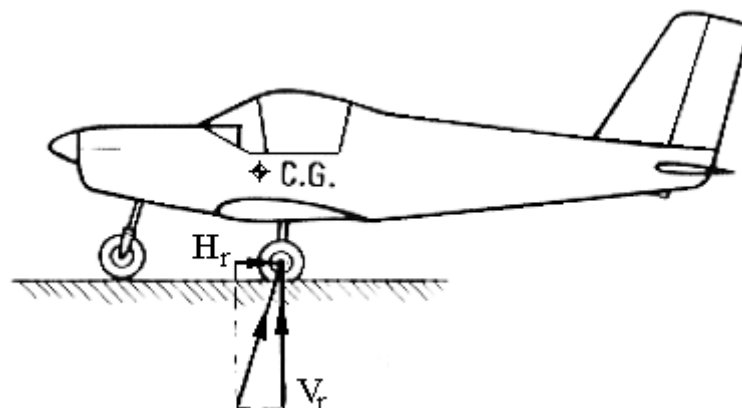


Figura 4.3 - Aterragem nas duas rodas principais

- 1) Componente vertical no trem principal (em cada roda)

$$V_r = n_g \cdot \frac{W}{2} = 146 \text{ N}$$

- 2) Componente horizontal no trem principal (em cada roda)

$$H_r = \mu \cdot V_r = 36,5\text{N}$$

### 4.2.3. Aterragem com calda baixa (Condição C)

Para esta condição só existe uma carga sendo aplicada no trem principal, cujo valor é igual ao calculado no subitem 4.2.2 nº 1. A configuração de pouso é apresentada na próxima figura.

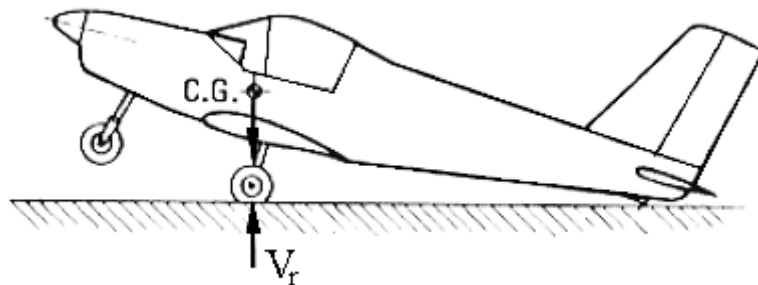


Figura 4.4 – Aterragem com calda baixa

### 4.2.4. Aterragem em uma roda (Condição D)

A configuração da aeronave para esta condição está apresentada na Figura 4.5. Assume-se que a aeronave está pousando com apenas uma roda do trem principal e que esta está em atitude nivelada, ou seja, a inclinação da aeronave deve ser desconsiderada.

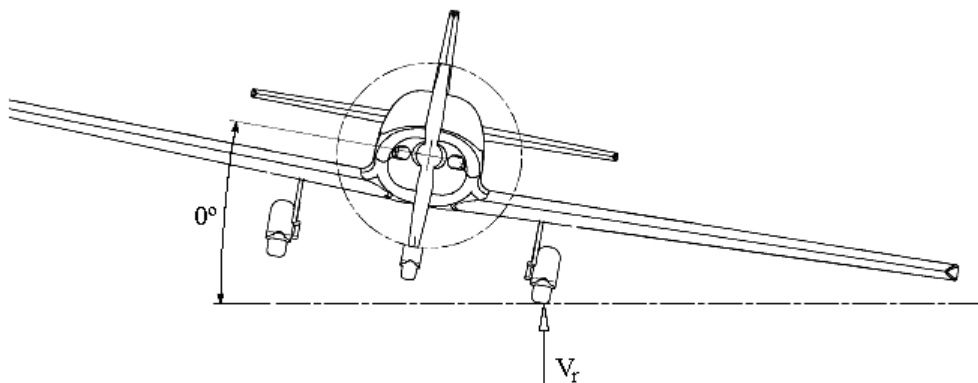


Figura 4.5 – Aterragem em uma roda

- 1) Componente vertical na roda do trem principal

$$V_r = n_g \cdot W = 292 \text{ N}$$

- 2) Componente horizontal na roda do trem principal

$$H_r = \mu \cdot V_r = 73 \text{ N}$$

#### 4.2.5. Cargas laterais na aterragem (Condição E)

Nesta condição a aeronave está em atitude nivelada com apenas o trem principal em contato com o solo. O fator de carga vertical deve ser igual a 1,33, dividindo-se a carga vertical igualmente para as duas rodas. O fator de carga lateral deve ser igual a 0,83, sendo 0,5 atuando no sentido para dentro em uma roda e 0,33 atuando no sentido para fora na outra roda. A Figura 4.6 ilustra a configuração para esta condição de pouso.

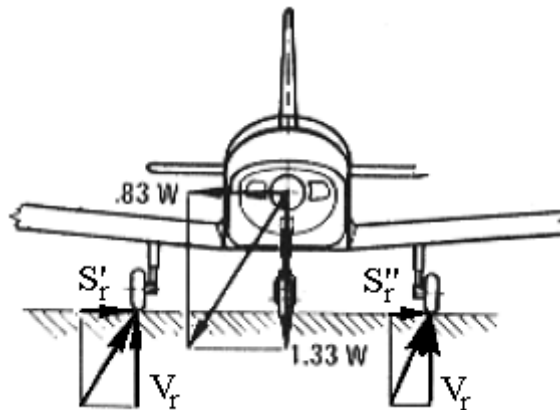


Figura 4.6 – Cargas laterais na aterragem

- 1) Componente vertical no solo no trem principal (em cada roda)

$$V_r = 1,33 \cdot \frac{W}{2} = 97,1 \text{ N}$$

- 2) Componente lateral apontando para dentro

$$S_r' = 0,5 \cdot W = 73 \text{ N}$$

- 3) Componente lateral apontando para fora

$$S_r'' = 0,33 \cdot W = 48,2 \text{ N}$$

### 4.2.6. Cargas de frenagem (Condição F)

O fator de carga vertical deve ser de 1,33 e a componente horizontal devido à frenagem deve ser igual a 80% da componente vertical. Como só há freio no trem de nariz só haverá carga horizontal na roda da bequilha e a atitude de contato deve ser aquela descrita no subitem 4.2.1. A Figura 4.7 ilustra esta condição de pouso.

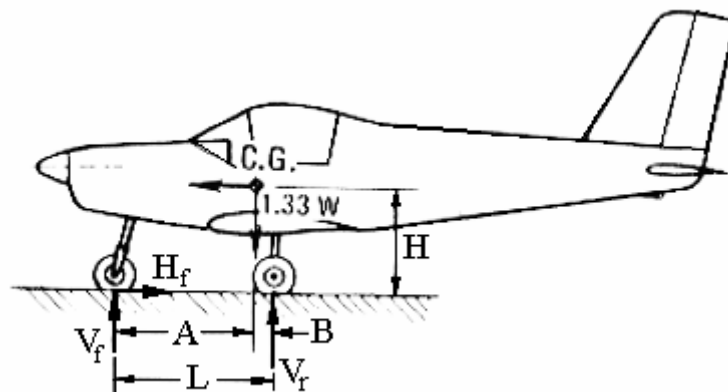


Figura 4.7 - Cargas de frenagem

- 1) Componente vertical no trem de nariz

$$V_f = 1,33 \cdot W \cdot \frac{B}{L} + H_f \cdot \frac{H}{L}$$

Sendo  $H_f = 0,8 \cdot V_f$ , então:

$$V_f = \frac{1,33 \cdot W \cdot \frac{B}{L}}{\left(1 - 0,8 \cdot \frac{H}{L}\right)} = 43,8\text{N}$$

- 2) Componente horizontal no trem de nariz

$$H_f = 0,8 \cdot V_f = 35,1\text{N}$$

- 3) Componente vertical no trem principal (em cada roda)

$$V_r = \frac{1,33 \cdot W \cdot A - H_f \cdot H}{2 \cdot L} = 75,2\text{N}$$

### 4.2.7. Condições suplementares para o trem de nariz (Condição G)

- a) Para cargas com sentido para trás a componente vertical precisa ser de 225% da carga estática e a componente horizontal precisa ser 80% da componente vertical, conforme Figura 4.8.

$$V_f = 2,25 \cdot V_{ef} = 48,6\text{N}$$

$$H_f = 0,8 \cdot V_f = 38,9\text{N}$$

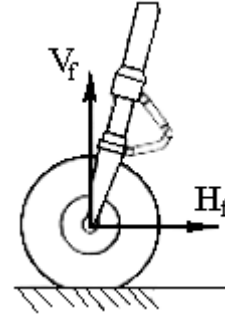


Figura 4.8 – Carga para trás

- b) Para cargas com sentido para frente a componente vertical precisa ser 225% da carga estática e a componente horizontal precisa ser 40% da componente vertical, conforme Figura 4.9.

$$V_f = 2,25 \cdot V_{ef} = 48,6\text{N}$$

$$H_f = 0,4 \cdot V_f = 19,4\text{N}$$

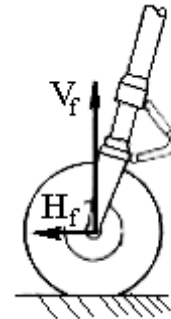


Figura 4.9 – Cargas para frente

- c) Para cargas laterais a componente vertical precisa ser 225% da carga estática e a componente lateral precisa ser 70% da componente vertical, conforme Figura 4.10.

Figura 4.10 – Cargas laterais

A Tabela 4.2 apresenta sintetiza o que foi calculado do subitem 4.2.1 ao 4.2.7.

Tabela 4.2 – Cargas atuantes no trem de pouso

| Condição de pouso                | Cargas em cada roda do Trem Principal |                        | Carga na roda da bequilha |                        |      |
|----------------------------------|---------------------------------------|------------------------|---------------------------|------------------------|------|
|                                  | Sentido da Carga                      | Intensidade [N]        | Sentido da Carga          | Intensidade [N]        |      |
| Condição A<br>VLA 479 (a)(2)(i)  | Vertical para cima                    | 108,7                  | Vertical para cima        | 74,7                   |      |
|                                  | Horizontal para trás                  | 27,2                   | Horizontal para trás      | 18,7                   |      |
| Condição B<br>VLA 479 (a)(2)(ii) | Vertical para cima                    | 146,0                  | Vertical para cima        | -                      |      |
|                                  | Horizontal para trás                  | 36,5                   | Horizontal para trás      | -                      |      |
| Condição C<br>VLA 481            | Vertical para cima                    | 146,0                  | Vertical para cima        | -                      |      |
|                                  | Horizontal para trás                  | -                      | Horizontal para trás      | -                      |      |
| Condição D<br>VLA 483            | Vertical para cima                    | 292,0                  | Vertical para cima        | -                      |      |
|                                  | Horizontal para trás                  | 73,0                   | Horizontal para trás      | -                      |      |
| Condição E<br>VLA 485            | Vertical para cima                    | 97,1                   | Vertical para cima        | -                      |      |
|                                  | Lateral para dentro                   | 73,0                   | Lateral para dentro       | -                      |      |
|                                  | Lateral para fora                     | 48,2                   | Lateral para fora         | -                      |      |
| Condição F<br>VLA 493            | Vertical para cima                    | 75,2                   | Vertical para cima        | 43,8                   |      |
|                                  | Horizontal para trás                  | -                      | Horizontal para trás      | 35,1                   |      |
| Condição G<br>VLA 499            | (a)                                   | Vertical para cima     | -                         | Vertical para cima     | 48,6 |
|                                  |                                       | Horizontal para trás   | -                         | Horizontal para trás   | 38,9 |
|                                  | (b)                                   | Vertical para cima     | -                         | Vertical para cima     | 48,6 |
|                                  |                                       | Horizontal para frente | -                         | Horizontal para frente | 19,4 |
|                                  | (c)                                   | Vertical para cima     | -                         | Vertical para cima     | 48,6 |
|                                  |                                       | Horizontal lateral     | -                         | Horizontal lateral     | 34,0 |

Não foram calculadas as cargas referentes às condições de reboque e taxiamento, visto que a aeronave não sofrerá estas operações.

### 4.3. DIMENSIONAMENTO ESTRUTURAL DO TREM DE POUSO PRINCIPAL

O trem de pouso principal deve resistir sem falhar a todas as cargas calculadas no item 4.2 e o seu layout está ilustrado no anexo A. Ele será de fibra de carbono e de vidro, sendo o tecido de fibra de carbono unidirecional, como ilustrado na Figura 2.1 (a), e o de vidro bidirecional, como na Figura 2.1 (b). Ele será constituído de várias camadas que serão empilhadas umas sobre as outras até atingir uma espessura e que resista às cargas atuantes. O número e a ordem das camadas a ser utilizado e a direção de cada camada devem ser definidos baseando-se nos conhecimentos de mecânica dos materiais.

Optou-se por utilizar uma largura de 30mm para o trem principal e determinar qual a mínima espessura que resista aos esforços. Foi utilizado o software *Femap with NX Nastran* para se dimensionar o trem principal, e o elemento finito utilizado foi o *Laminate* de 1ª ordem. O trem principal foi engastado na região de fixação com a fuselagem de *Honeycomb* porque esta região é muito mais rígida do que o trem principal. Foram testadas várias configurações de trem principal, cada uma com um determinado número de camadas, a ordem das camadas e o sentido das fibras de cada camada. A melhor configuração encontrada foi um trem principal com 22 camadas, cuja ordem das camadas está apresentada na Figura 4.11. As camadas cuja coluna “Material” contém o número 1 são as camadas de carbono e as que contêm o número 2 são as camadas de vidro. O ângulo “90” significa que as fibras daquela camada estão na direção longitudinal do trem, ou seja, indo de uma roda para a outra e o ângulo “45” significa que as fibras daquela camada estão a 45° em relação à direção longitudinal. A camada nº1 está localizada na parte externa do trem principal e a camada nº22 na parte interna. Assim a espessura média do trem de pouso principal deve ser de  $e = 8 \cdot 0,15 + 16 \cdot 0,33 = 6,48\text{mm}$ .

A Tabela 4.3 e a Tabela 4.4 mostram as tensões máximas ocorridas em cada uma das 5 direções das camadas mais críticas, respectivamente para a Condição D e E. O resultado obtido pelo software mostra que a condição mais crítica para o trem de pouso é a **Condição D**, pois os índices “ $R_i$ ”s são menores para esta condição. A camada mais crítica do laminado é a camada de carbono que está mais perto da superfície externa, sendo solicitada por uma tensão de compressão de  $\sigma_{1t} = -370,50\text{MPa}$ , resultando em uma razão de tensão de  $R_{1t} = 1,7$  para esta camada. O §303 de JAR-VLA estabelece que deve ser utilizado um fator de segurança  $FS=1,5$  para o dimensionamento do trem de pouso, portanto esta configuração do trem principal é aceitável.

|   | Material | Thickness | Angle |    | Material | Thickness | Angle |    | Material | Thickness | Angle |
|---|----------|-----------|-------|----|----------|-----------|-------|----|----------|-----------|-------|
| 1 | 2        | 0,15      | 45,   | 10 | 2        | 0,15      | 90,   | 19 | 2        | 0,15      | 90,   |
| 2 | 1        | 0,33      | 90,   | 11 | 1        | 0,33      | 90,   | 20 | 1        | 0,33      | 90,   |
| 3 | 1        | 0,33      | 90,   | 12 | 1        | 0,33      | 90,   | 21 | 1        | 0,33      | 90,   |
| 4 | 2        | 0,15      | 90,   | 13 | 2        | 0,15      | 90,   | 22 | 2        | 0,15      | 45,   |
| 5 | 1        | 0,33      | 90,   | 14 | 1        | 0,33      | 90,   | 23 |          |           |       |
| 6 | 1        | 0,33      | 90,   | 15 | 1        | 0,33      | 90,   | 24 |          |           |       |
| 7 | 2        | 0,15      | 90,   | 16 | 2        | 0,15      | 90,   | 25 |          |           |       |
| 8 | 1        | 0,33      | 90,   | 17 | 1        | 0,33      | 90,   | 26 |          |           |       |
| 9 | 1        | 0,33      | 90,   | 18 | 1        | 0,33      | 90,   | 27 |          |           |       |

Figura 4.11 – Ordem das camadas do trem principal

Tabela 4.3 - Tensões no trem principal para carregamentos da Condição D

| Material   | 1ª camada    |                | 2ª camada    |                | 3ª camada    |                | 4ª camada    |                | Penúltima camada |                | Última camada |                |
|------------|--------------|----------------|--------------|----------------|--------------|----------------|--------------|----------------|------------------|----------------|---------------|----------------|
|            | Vidro        |                | Carbono      |                | Carbono      |                | Vidro        |                | Carbono          |                | Vidro         |                |
|            | Tensão [MPa] | R <sub>i</sub> | Tensão [MPa] | R <sub>i</sub> | Tensão [MPa] | R <sub>i</sub> | Tensão [MPa] | R <sub>i</sub> | Tensão [MPa]     | R <sub>i</sub> | Tensão [MPa]  | R <sub>i</sub> |
| $\sigma_1$ | 76,57        | 9,0            | 27,69        | 32,5           | 22,66        | 39,7           | 6,658        | 103,3          | 351,2            | 2,6            | 73,74         | 9,3            |
|            | -80,43       | 5,8            | -370,5       | 1,7            | -324,6       | 1,9            | -106,2       | 4,4            | -51,48           | 11,9           | -77,32        | 6,1            |
| $\sigma_2$ | 7,95         | 86,5           | 0,705        | 107,5          | 0,692        | 109,5          | 10,24        | 67,2           | 2,957            | 25,6           | 110,4         | 6,2            |
|            | -109,1       | 4,3            | -3,045       | 41,7           | -2,663       | 47,7           | -20,49       | 22,8           | -0,71            | 178,9          | -3,187        | 146,8          |
| $\sigma_6$ | -24,48       | 1,8            | -20,78       | 1,9            | -18,11       | 2,2            | -22,36       | 2,0            | 21,25            | 1,9            | 23,28         | 1,9            |
| $\sigma_4$ | 0,514        |                | 4,022        |                | 7,08         |                | 7,56         |                | 0,514            |                | 0             |                |
| $\sigma_5$ | -0,797       |                | -0,994       |                | -1,16        |                | -1,907       |                | -0,797           |                | 0             |                |

Tabela 4.4 - Tensões no trem principal para carregamentos da Condição E

| Material   | 1ª camada    |                | 2ª camada    |                | 3ª camada    |                | 4ª camada    |                | Penúltima camada |                | Última camada |                |
|------------|--------------|----------------|--------------|----------------|--------------|----------------|--------------|----------------|------------------|----------------|---------------|----------------|
|            | Vidro        |                | Carbono      |                | Carbono      |                | Vidro        |                | Carbono          |                | Vidro         |                |
|            | Tensão [MPa] | R <sub>i</sub> | Tensão [MPa] | R <sub>i</sub> | Tensão [MPa] | R <sub>i</sub> | Tensão [MPa] | R <sub>i</sub> | Tensão [MPa]     | R <sub>i</sub> | Tensão [MPa]  | R <sub>i</sub> |
| $\sigma_1$ | 13,53        | 50,8           | 59,27        | 15,2           | 51,98        | 17,3           | 16,12        | 42,7           | 120              | 7,5            | 32,19         | 21,4           |
|            | -31,99       | 14,6           | -119,3       | 5,1            | -104         | 5,9            | -35,3        | 13,3           | -60,47           | 10,1           | -14,52        | 32,2           |
| $\sigma_2$ | 13,53        | 50,8           | 0,813        | 93,2           | 0,702        | 108,0          | 6,65         | 103,5          | 1,306            | 58,0           | 32,19         | 21,4           |
|            | -31,99       | 14,6           | -1,325       | 95,8           | -1,157       | 109,8          | -11,07       | 42,3           | -0,924           | 137,4          | -14,52        | 32,2           |
| $\sigma_6$ | -8,34        | 5,4            | 2,468        | 16,2           | 2,147        | 18,6           | 2,646        | 17,0           | 2,571            | 15,6           | 8,37          | 5,4            |
| $\sigma_4$ | 0,086        |                | 0,675        |                | 1,189        |                | 1,27         |                | 0,086            |                | 0             |                |
| $\sigma_5$ | 0,739        |                | 0,921        |                | 1,08         |                | 1,769        |                | 0,739            |                | 0             |                |

Não se possui os valores  $F_4$  e  $F_5$  para verificar se o laminado falha por causa das tensões  $\sigma_4$  e  $\sigma_5$ , mas no geral os valores obtidos em FEA são muito baixos e não representam perigo. Deve-se lembrar que todas as cargas calculadas no item 4.2 são aplicadas no ponto de contato aeronave-solo, portanto deve-se tomar ter o cuidado para não aplicá-las no furo que passa o eixo da roda, no modelo de elementos finitos. As figuras D.3 e D.4 do anexo D representam a situação mais crítica para o trem principal.

#### 4.4. DIMENSIONAMENTO ESTRUTURAL DAS RODAS

Optou-se por utilizar a mesma roda para o trem principal e para o trem de nariz por motivos de modularidade. As rodas são feitas de alumínio aeronáutico, cujas propriedades mecânicas estão na Tabela 4.5, e devem resistir a todas as cargas calculadas no item 4.2.

Foram testadas várias geometrias de roda e a adotada foi aquela que possuía a maior eficiência estrutural, ou seja, aquela com menor peso possível para carregar as cargas de projeto estipuladas, sem falhar.

O elemento finito utilizado foi o tetraédrico parabólico e foi considerado a roda engastada no local do rolamento. Depois de testadas todas as condições da Tabela 4.2 pode-se perceber que a condição mais crítica para as rodas é a Condição E, apresentada nas figuras D.5 e D.6 do anexo D. Como a máxima tensão de von Mises foi de 61,58MPa, menor do que a tensão admissível  $\sigma_{adm} = \sigma_{esc}/FS = 349/1,5 = 233\text{MPa}$ <sup>28</sup>, confirma-se a utilização desta roda no trem principal e na bequilha.

Em uma visão estrutural, poder-se-ia otimizar mais ainda a roda porque a tensão atuante é muito menor do que a tensão admissível. Porém, isto não foi feito porque poderiam ocorrer problemas no processo de usinagem por causa dos furos muito próximos uns dos outros. A Tabela 4.6 apresenta as massas dos componentes do trem de pouso da aeronave Ded2007.

Tabela 4.5 – Propriedades mecânicas do alumínio

| Alumínio: 2024-T3                 |                                   |                                   |
|-----------------------------------|-----------------------------------|-----------------------------------|
| Módulo de elasticidade: 73760 MPa | Módulo de cisalhamento: 22729 MPa | Coefficiente de poisson: 0,33     |
| Tensão de escoamento: 349 MPa     | Alongamento de fratura: 17%       | Densidade: 2,78 g/cm <sup>3</sup> |

Tabela 4.6 – Massa do trem de pouso

|                                       |
|---------------------------------------|
| Trem principal: 135g                  |
| Roda + pneu: 35g                      |
| Bequilha: 80g                         |
| Outros (parafusos, porcas, etc.): 40g |
| Massa total do trem de pouso: 360g    |

<sup>28</sup> Deve ser utilizado um fator de segurança de 1,5 para o dimensionamento das rodas, conforme JAR-VLA §303.

## CONCLUSÃO

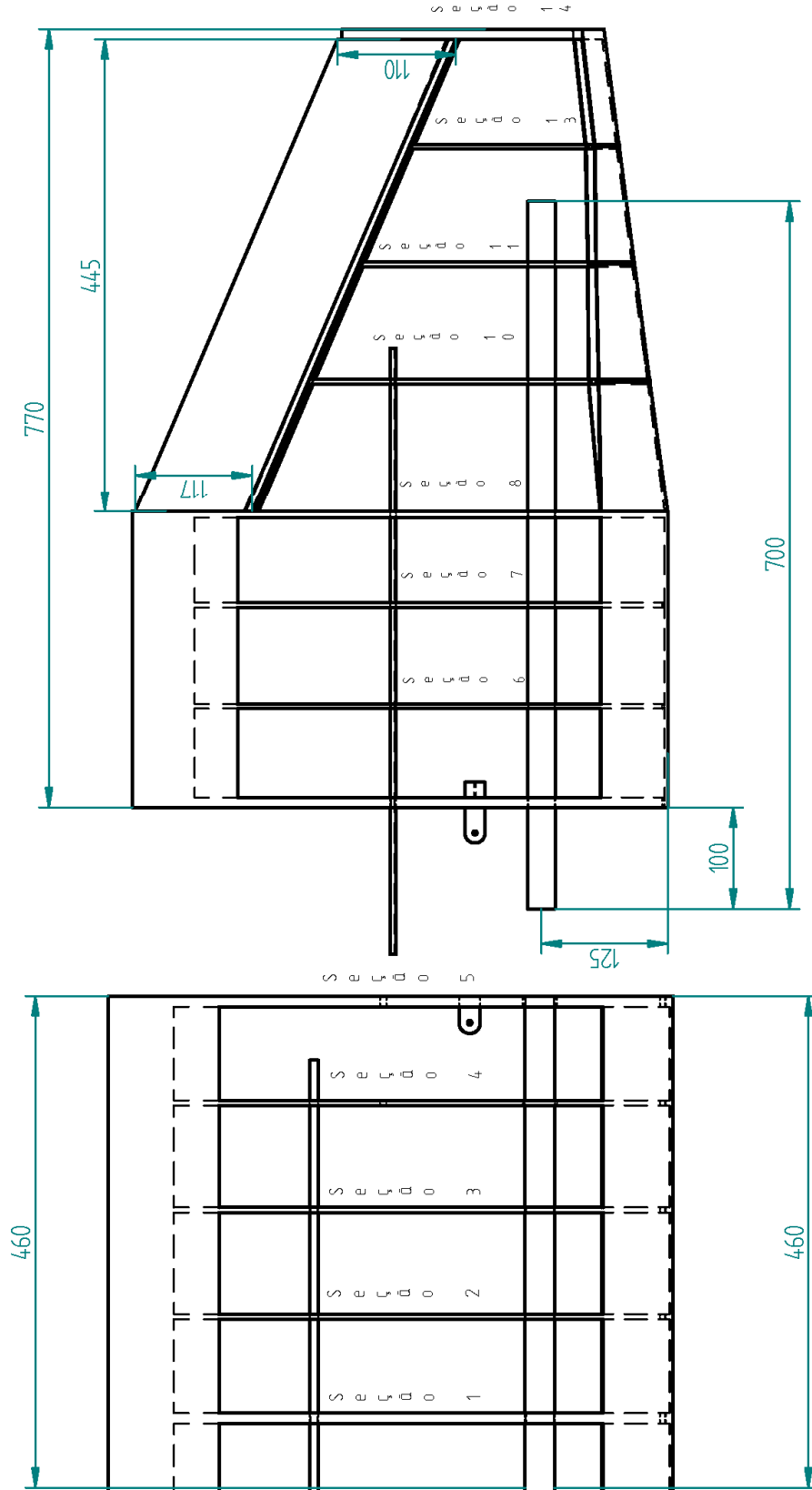
Um projeto aeronáutico demora muito tempo para ficar pronto, pois sempre que um parâmetro da aeronave muda, muitos outros mudam também, sendo necessário calcular tudo novamente. Não foi diferente com o projeto da aeronave Ded2007: muitos parâmetros mudaram durante seu desenvolvimento e a cada mudança os cálculos, mostrados neste trabalho, eram efetuados novamente. Os parâmetros da Tabela 3.1 são os parâmetros definitivos, ou seja, a última mudança na aeronave resultou naqueles parâmetros, portanto os resultados obtidos nos capítulos 3 e 4 devem ser utilizados para a fabricação da aeronave.

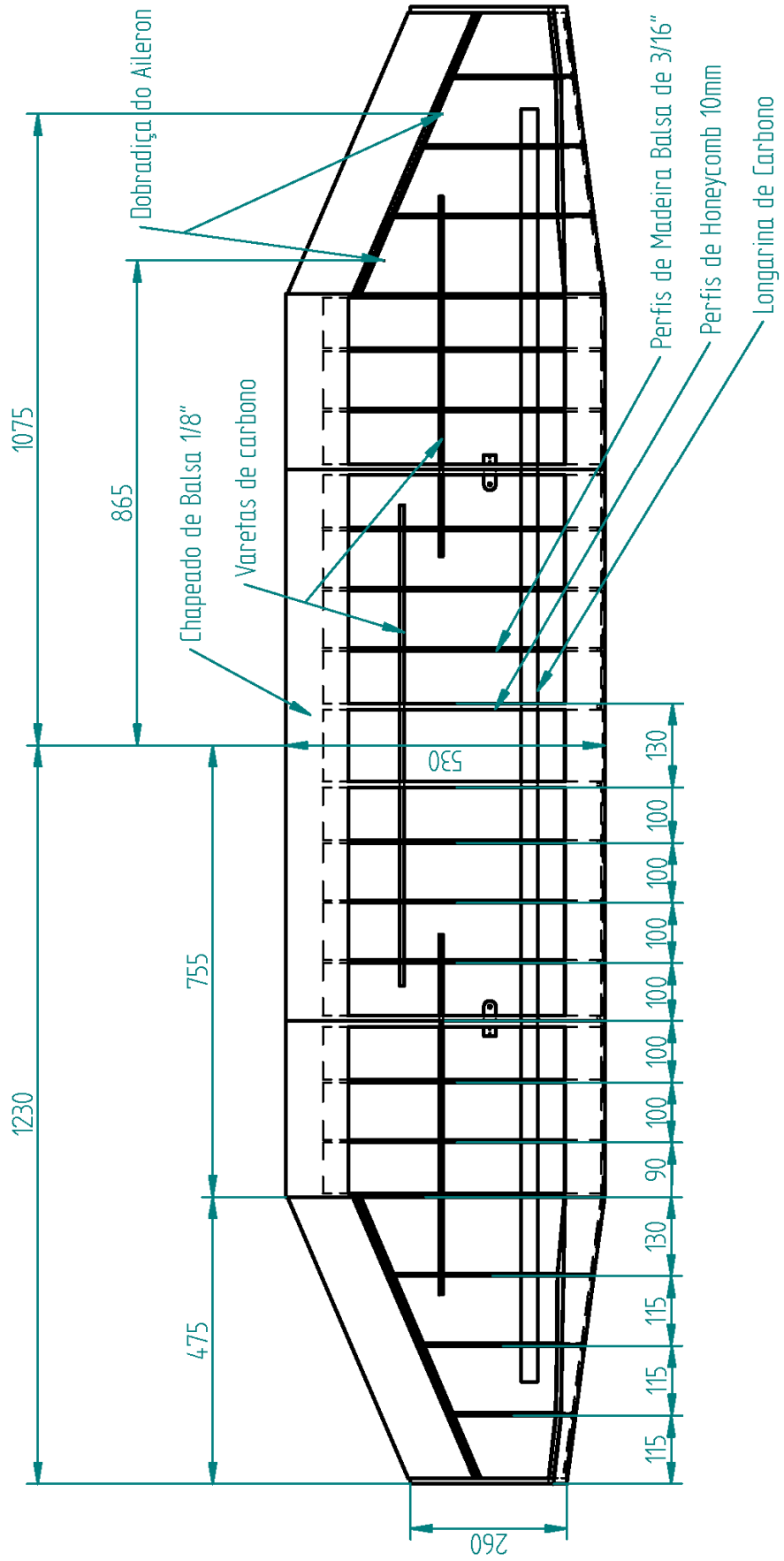
Neste trabalho foi abordado o comportamento mecânico dos materiais compósitos e seus critérios de falha. Na análise estrutural da asa foi mostrado como determinar o importante Diagrama V-n, que é a base para o projeto da asa, a distribuição de cargas na asa, o cálculo dos esforços na asa e o dimensionamento utilizando FEA. Na análise estrutural do trem de pouso foi mostrado como determinar as cargas atuantes durante o pouso e foi feito o dimensionamento também utilizando FEA.

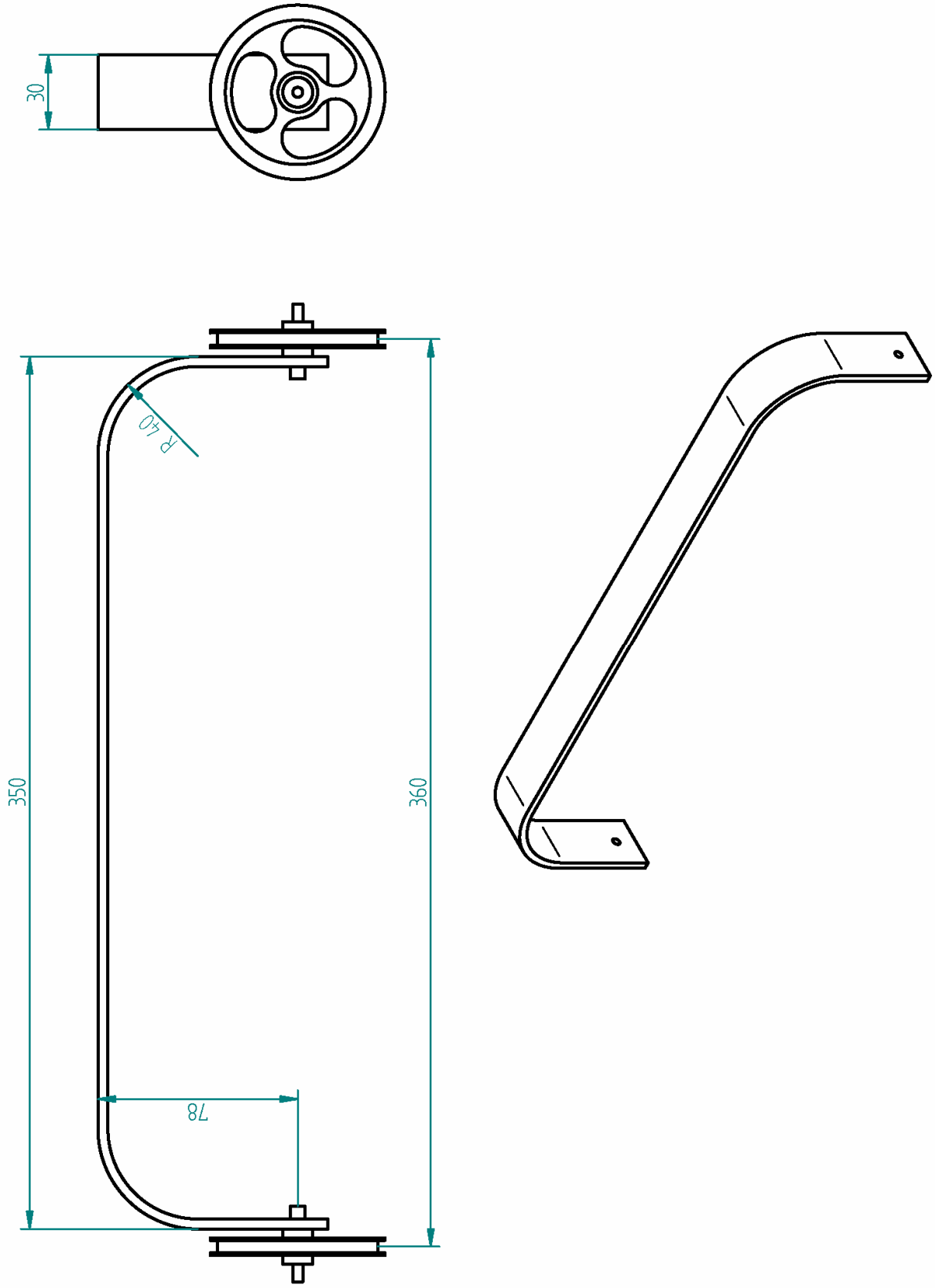
O Método dos Elementos Finitos tem se mostrado muito eficiente na solução de problemas de engenharia, principalmente no âmbito do projeto estrutural. Na indústria, mais especificamente na área de desenvolvimento de produto, os componentes estruturais que possuem geometria complexa são projetados utilizando softwares baseados neste método. Por isso é muito importante que o engenheiro estrutural saiba utilizar algum destes softwares. Porém, mais importante do que o conhecimento do software, é fundamental que ele conheça o Método dos Elementos Finitos e a teoria da mecânica dos materiais, pois o software de elementos finitos é apenas uma calculadora complexa que contém uma biblioteca de rigidez de elementos da mecânica dos materiais. Desta maneira é fácil concluir que, assim como uma calculadora de bolso, se o usuário entrar com parâmetros errados, o software vai calcular uma resposta também errada.

Espera-se que este trabalho possa auxiliar os estudantes a projetarem suas aeronaves para a competição SAE AeroDesign.

# ANEXO A – PLANTAS DA AERONAVE DED2007



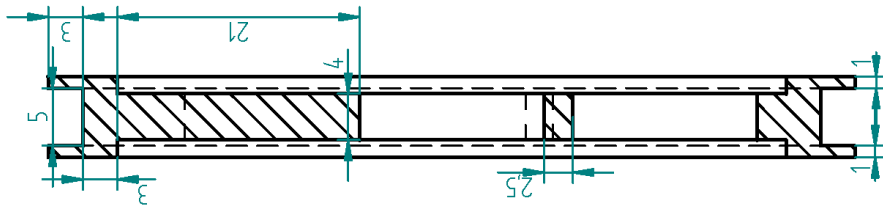
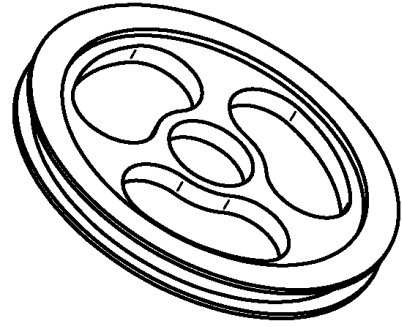




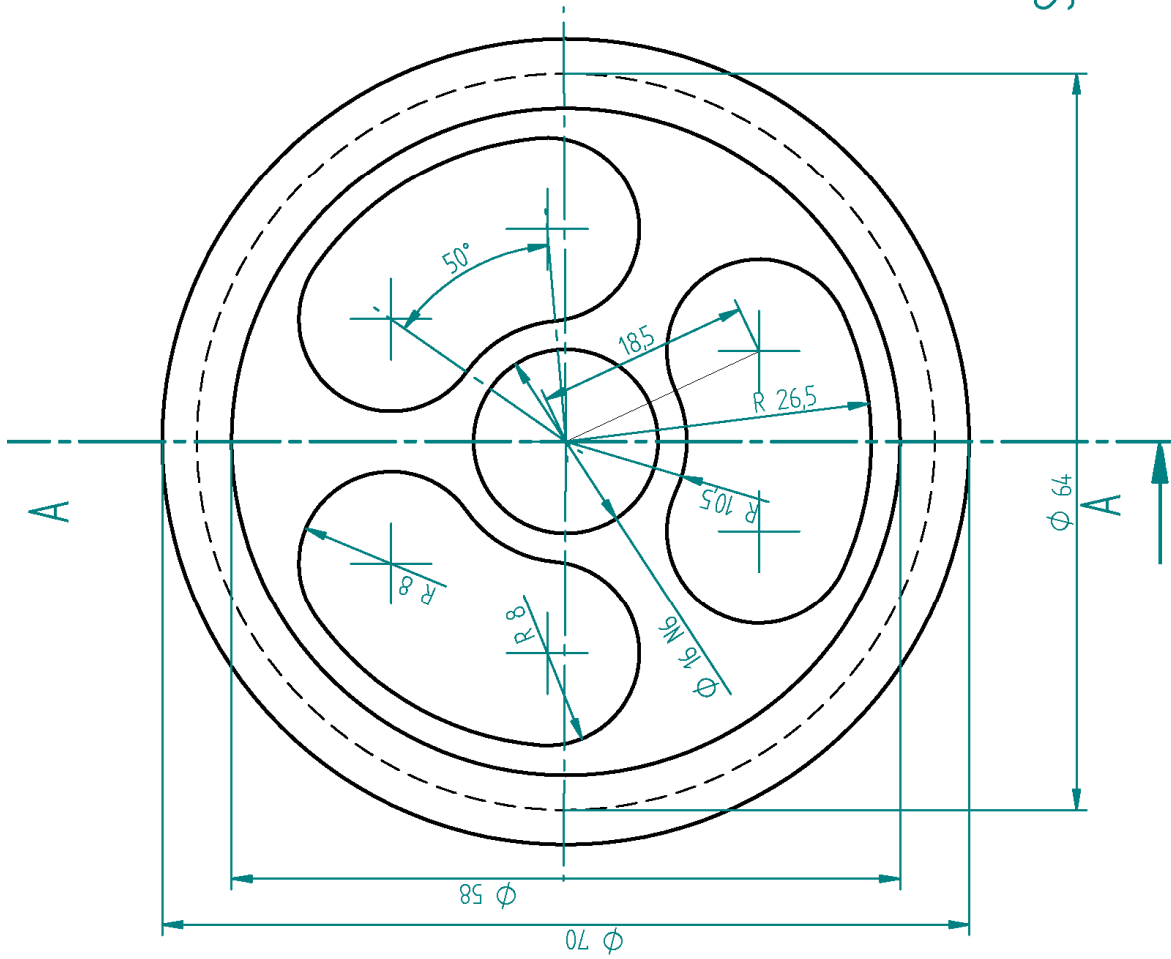
OBS: Para o rasgo cujo raio é de 8mm poderá se utilizar uma fresa com diâmetro 5/16"

Escala 2:1

Todas as cotas em mm



SECTION A-A



## ANEXO B – DETERMINAÇÃO DA CARGA ALAR NO AILERON

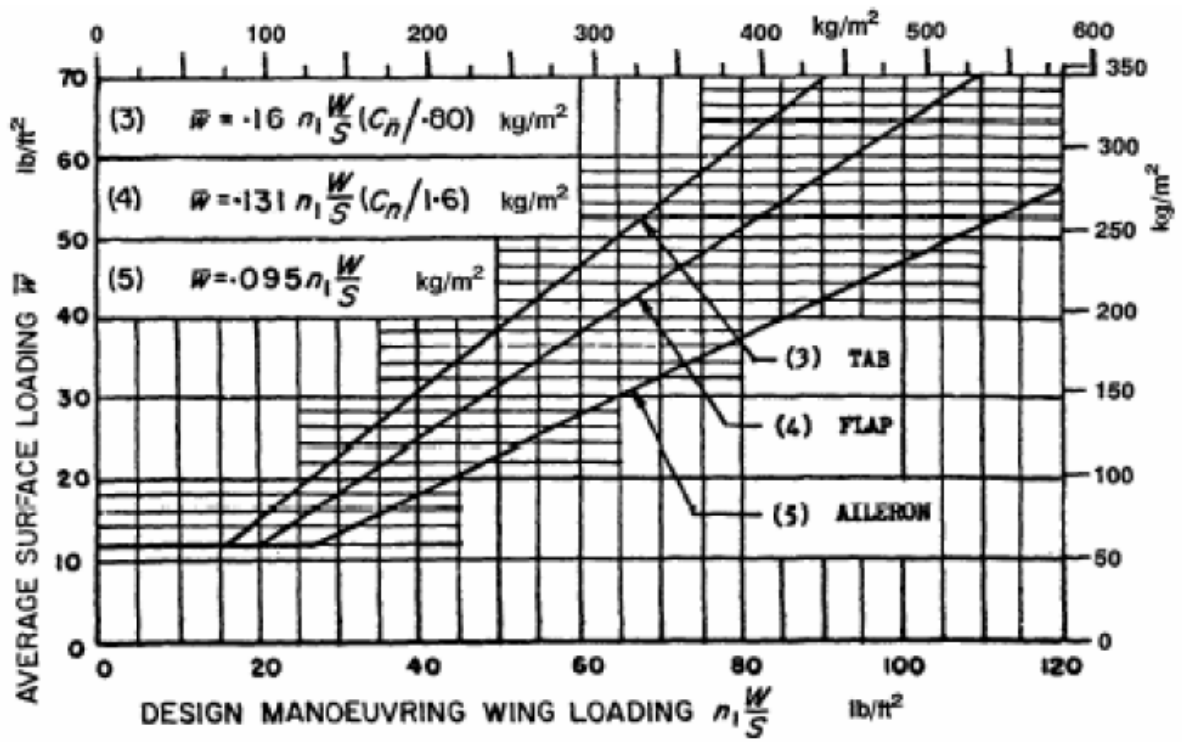


Figura B.1 – Carga alar no aileron

## ANEXO C – MALHA DE ELEMENTOS FINITOS

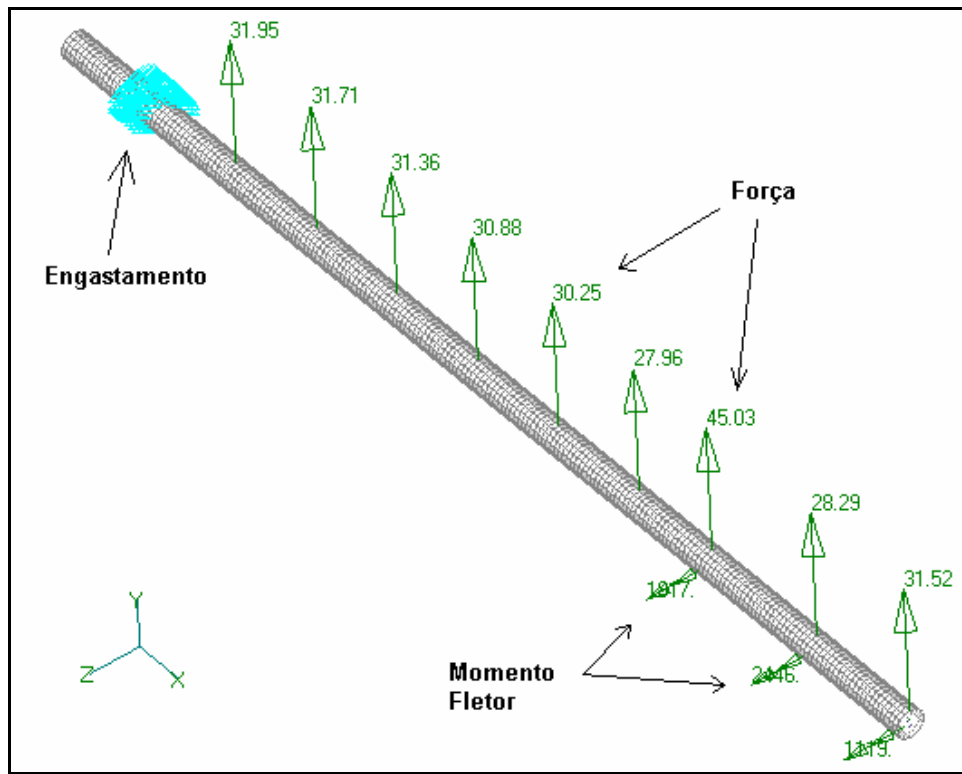


Figura A.1 - Cargas em manobras simétricas

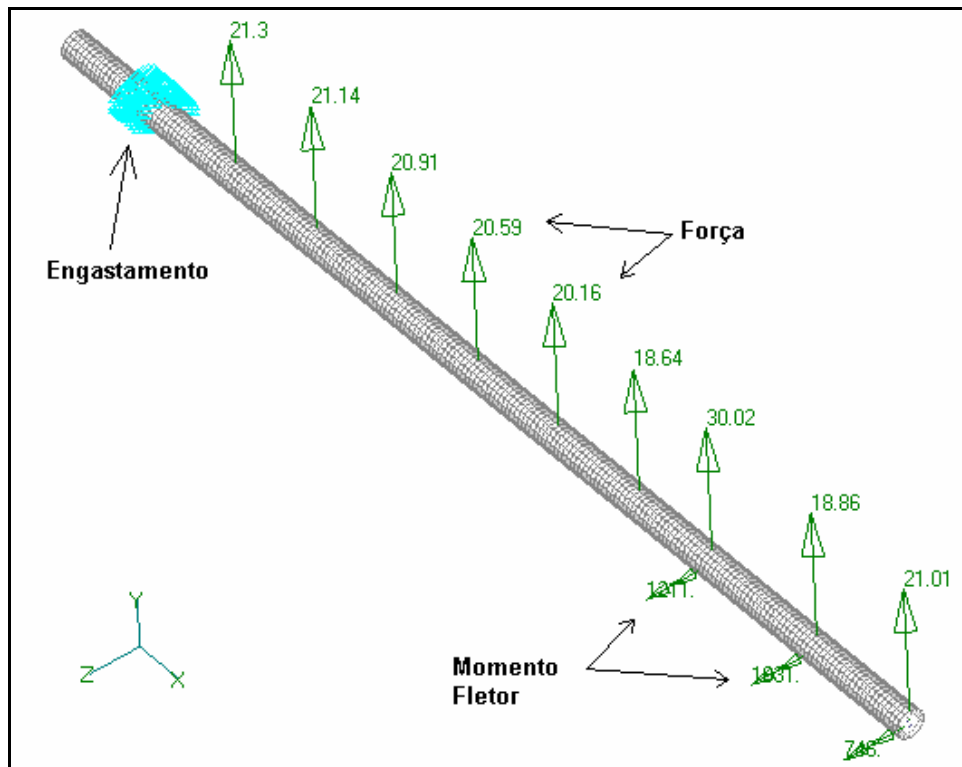


Figura A.2 - Cargas em manobras de rolamento

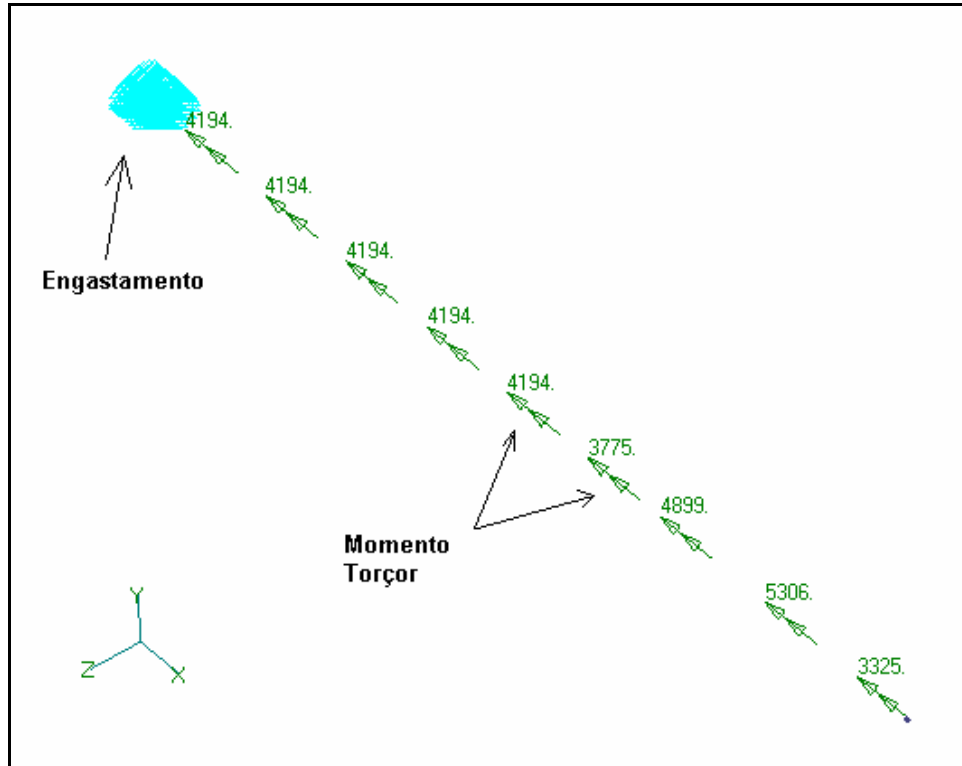


Figura A.3 - Cargas de torção

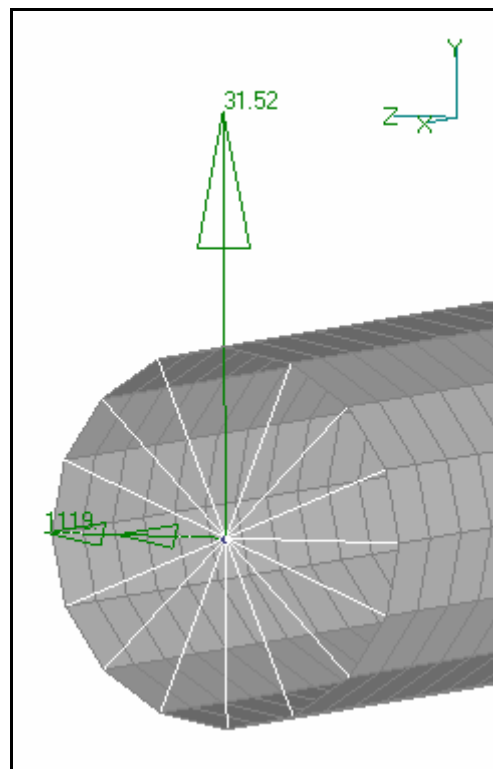


Figura A.4 – Detalhe do *Spider*

## ANEXO D – RESULTADOS DE FEA

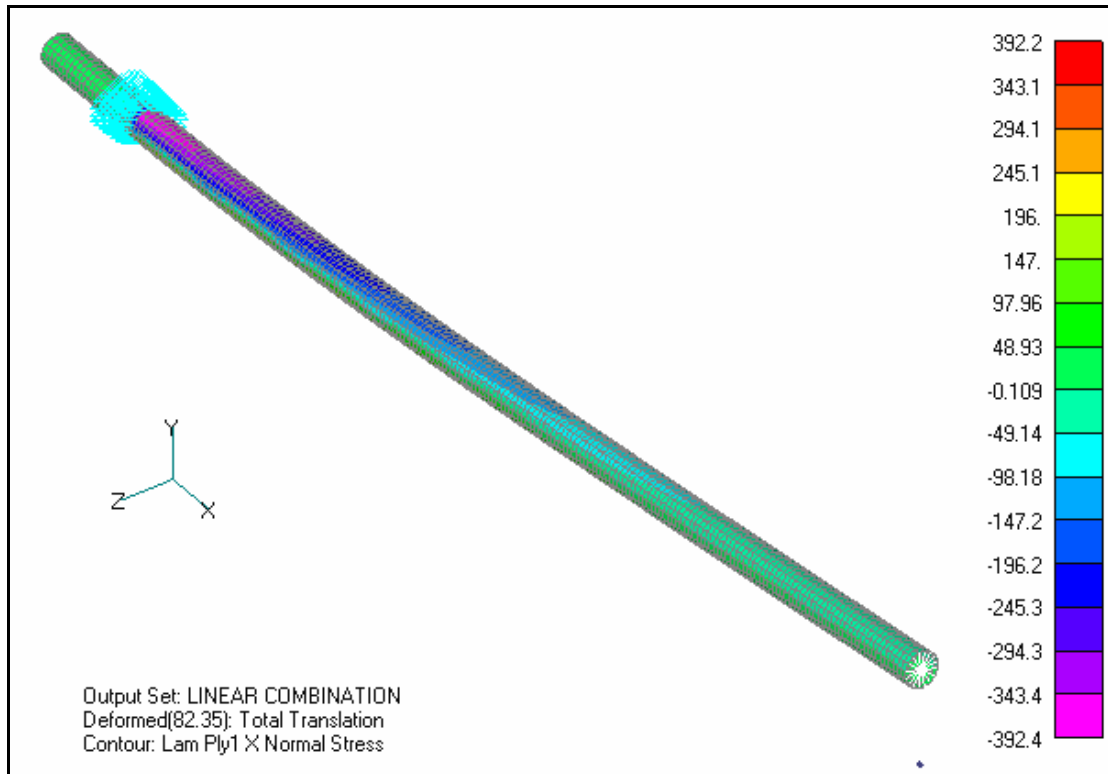


Figura D.1 – Tensão normal  $\sigma_1$  na primeira camada da longarina, devido às cargas de manobras + torção

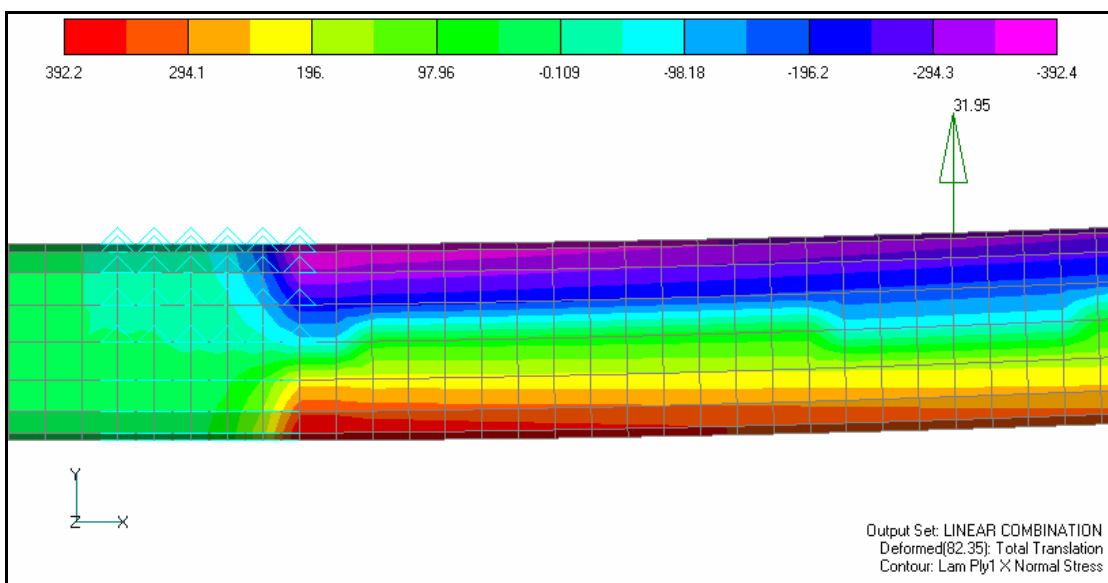


Figura D.2 – Tensão normal  $\sigma_1$  na primeira camada da longarina, devido às cargas de manobras + torção (detalhe)

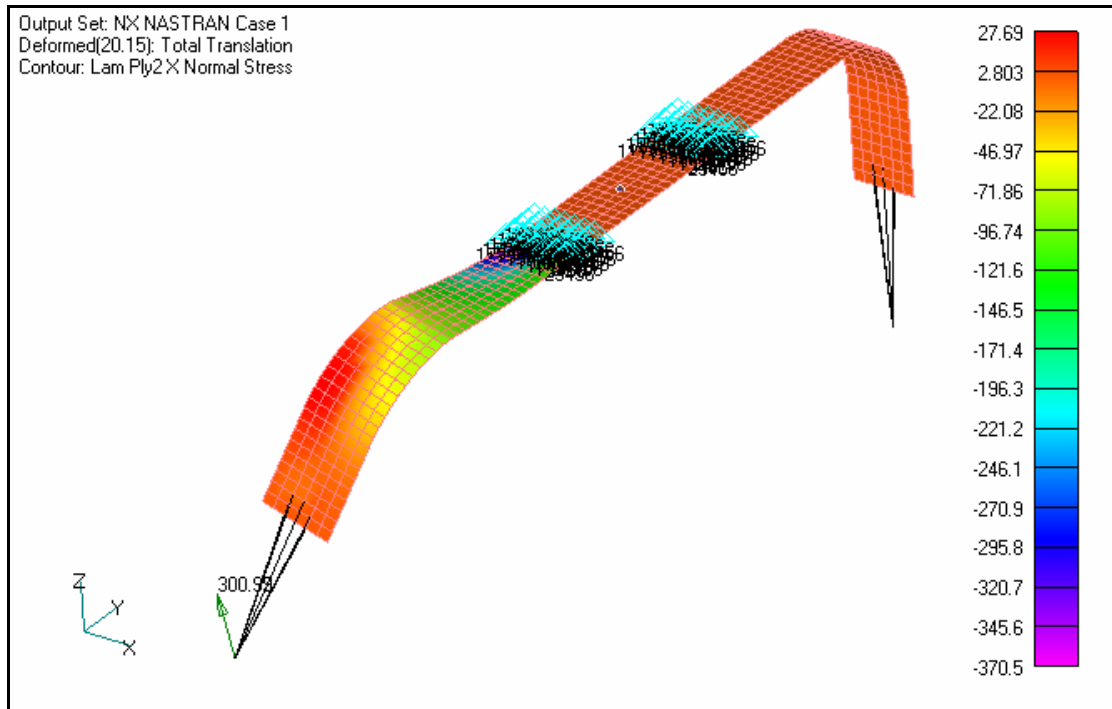


Figura D.3 – Tensão normal  $\sigma_1$  na segunda camada do trem principal, devido às cargas da Condição D (vista 1)

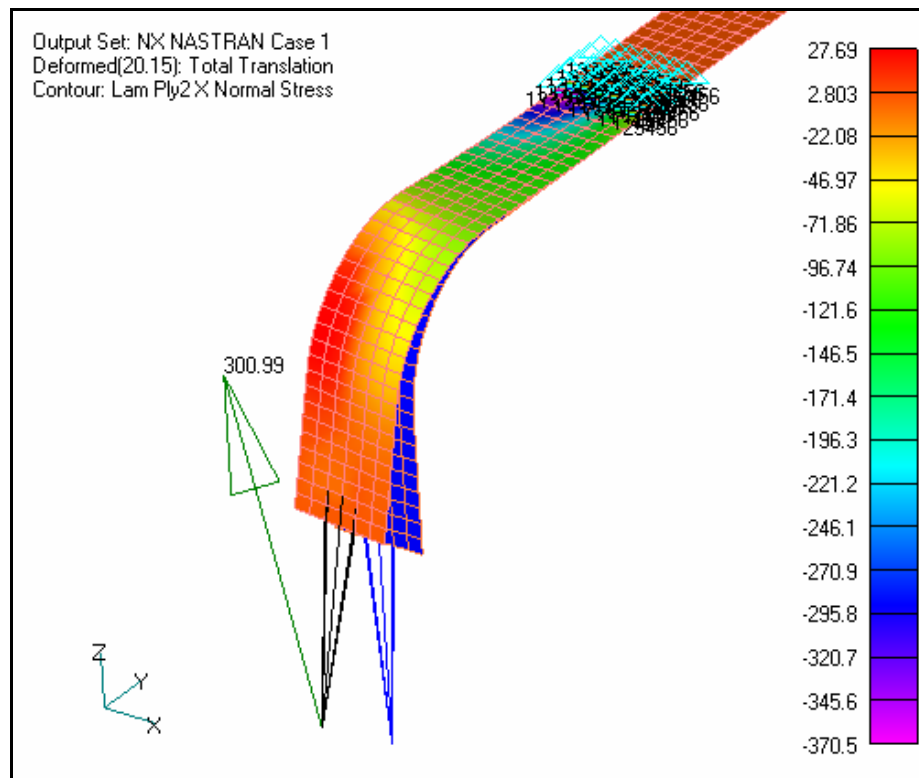


Figura D.4 – Detalhe do trem principal deformado e não deformado. Tensão normal  $\sigma_1$  na segunda camada do trem principal, devido às cargas da Condição D.

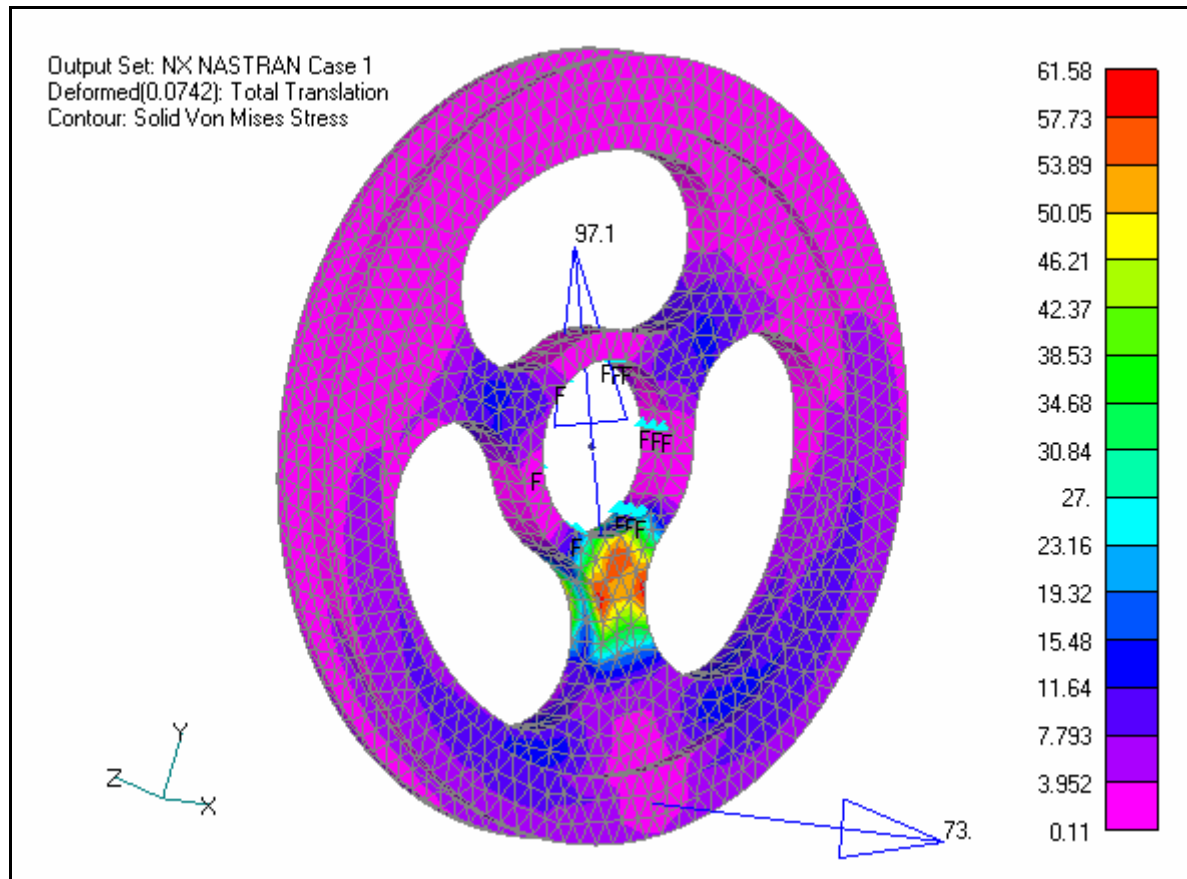


Figura D.5 - Roda carregada com a condição mais crítica.

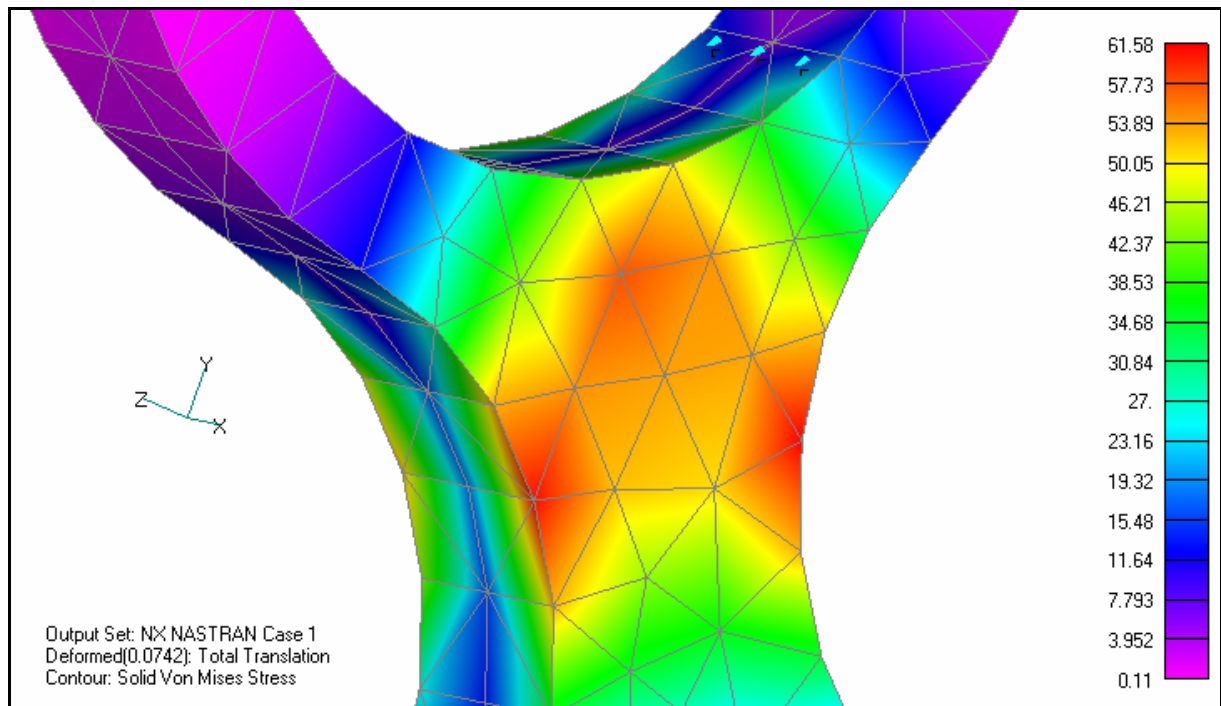


Figura D.6 - Detalhe da seção mais solicitada.

## BIBLIOGRAFIA

BARBERO, E. J. **Introduction to Composite Materials Design**. New York: Taylor & Francis Group, 1999.

DA ROSA, E. **Introdução ao Projeto Aeronáutico: Uma Contribuição à Competição SAE AeroDesign**. Florianópolis: UFSC/GRANTE, 2006.

Federal Aviation Administration (FAA). **Federal Aviation Regulation (FAR): Part 23**. Disponível em: <[http://flightsimaviation.com/data/FARS/part\\_23.html](http://flightsimaviation.com/data/FARS/part_23.html)>. Acesso em: 12 abr. 2006.

FILHO, A. A. **Elementos Finitos: a base da tecnologia CAE**. 3ª ed. São Paulo: Érica, 2005.

FILHO, A. A.; NOHARA, S. **Procedimentos básicos para utilização do SISTEMA FEMAP em aplicações do MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS: Análise Estrutural Estática**. 54 f. Guia para uso de software de engenharia, São Paulo, [s.d.]

HIBBELER, R. C. **Resistência dos Materiais**. 5ª ed. São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2004.

ISCOLD, P. H. A. **Introdução às Cargas nas Aeronaves**, Curso PEE da EMBRAER. Disponível em: <<http://www.demec.ufmg.br/Cea/Bibliografia/cargasnaaeronaves.pdf>>. Acesso em: 12 abr. 2006.

ISCOLD, P. H. **Projeto BRATI-01**. Relatório do projeto da aeronave BRATI-01 - Universidade Federal de Minas Gerais. Disponível em: <<http://www.demec.ufmg.br/Cea/Projetos/2005-BRATI01.pdf>>. Acesso em: 17 abr. 2006.

Joint Aviation Authorities. **Certification Specifications for Very Light Aeroplanes (CS-VLA)**. Disponível em: <<http://www.jaat.eu>>. Acesso em: 28 mar. 2007.

LENNON, A. **Basics of R/C model aircraft design**. [s.l.: s.n.], 1996.

RAYMER, D. P. **Aircraft design: a conceptual approach**. 2<sup>nd</sup>. ed. Washington: AIAA, 1992.

SILVA, A. L. C.; MEI, P. R. **Aços e ligas especiais**. 2ª ed. São Paulo: [s.n.], 1988.