

**AMANDA DE SOUSA MARTINS  
IGOR HENRICO SILVA MARIANO**

**PROPOSTAS DE MELHORIAS A PROJETOS ESTRUTURAIS DA  
EQUIPE TUCANO PARA COMPETIÇÕES**



UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA  
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA  
2020

**AMANDA DE SOUSA MARTINS  
IGOR HENRICO SILVA MARIANO**

**PROPOSTAS DE MELHORIAS A PROJETOS ESTRUTURAIS DA EQUIPE  
TUCANO PARA COMPETIÇÕES**

**Projeto de Conclusão de Curso** apresentado ao corpo docente do curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica da Universidade Federal de Uberlândia, como parte dos requisitos para a obtenção do título de **BACHAREL EM ENGENHARIA AERONÁUTICA**.

Orientadora: Profa. Dra. Núbia dos Santos Saad

Uberlândia - MG

2020

**AMANDA DE SOUSA MARTINS  
IGOR HENRICO SILVA MARIANO**

**PROPOSTAS DE MELHORIAS A PROJETOS ESTRUTURAIS DA EQUIPE  
TUCANO PARA COMPETIÇÕES**

Projeto de Conclusão de Curso aprovado pelo  
corpo docente do Curso de Graduação da Universi-  
dade Federal de Uberlândia.

Orientadora: Profa. Dra. Núbia dos Santos Saad

Banca Examinadora:

---

Profa. Dra. Núbia dos Santos Saad - FEMEC/UFU - Orientadora

---

Prof. Dr. Tobias Souza Moraes - FEMEC/UFU

---

Eng. Msc. Jefferson Gomes do Nascimento - FEMEC/UFU - Doutorando

Uberlândia, 21 de dezembro de 2020.

## AGRADECIMENTOS

Primeiramente a Deus, que nos sustentou em todos os momentos e nos deu força para alcançar nossos objetivos. Aos nossos pais Maria Aparecida, Arlindo Mariano e Edi Elizabet, que sempre nos apoiaram, deram-nos condições necessárias para dedicarmos a nossos estudos, amor e cuidado para não desanimarmos na caminhada e pelos valores ensinados. Eu, Igor, agradeço ao meu irmão, Kairo Alessandro, por todo apoio dado a mim em minha formação, e agradeço à Milena Félix por seu apoio e amor durante o tempo que minha atenção precisou se tornar mais escassa.

Aos nossos professores, que nos proporcionaram as ferramentas necessárias e o conhecimento, tão caro, durante nossa formação como engenheiros. Em especial à profa. Dra. Núbia Saad, que nos orientou e ajudou com sua experiência e conhecimento, e por sua amizade e apoio que nunca nos faltaram.

À banca examinadora pela disponibilidade e paciência, e aos quais admiramos pelo trabalho que exercem com dedicação e amor.

À Equipe Tucano Aerodesign, motivadora do trabalho desenvolvido, a cada um de seus membros atuais e de anos anteriores, por sua contribuição para o conhecimento da equipe, possibilitando resultados cada dia melhores. E também pelo apoio prestado a nós no desenvolvimento deste.

Por fim, ao curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica, sob coordenação do prof. Dr. Roberto Martins, à Faculdade de Engenharia Mecânica, sob direção da profa. Dra. Elaine Assis, e à Universidade Federal de Uberlândia, cujo Magnífico Reitor é o Prof. Dr. Valder Steffen Júnior, por toda infraestrutura e oportunidade de aprendizado fornecida.

MARTINS, A.S.; MARIANO, I.H.S. **PROPOSTAS DE MELHORIAS A PROJETOS ESTRUTURAIS DA EQUIPE TUCANO PARA COMPETIÇÕES**. 2020. 113 f. Projeto de Conclusão de Curso, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, MG.

## RESUMO

O desenvolvimento pela equipe Tucano Aerodesign do projeto estrutural de uma aeronave cargueira rádio-controlada para competição SAE Brasil Aerodesign exige melhorias constantes, devido ao alto nível das equipes participantes. Por esse motivo observou-se a necessidade de se desenvolverem métodos analíticos, capazes de melhorar os resultados obtidos nas etapas iniciais do projeto. Também foi notado que o tempo gasto para a criação de desenhos, necessários às simulações numéricas, tomava boa parte daquele dedicado à modelagem. Por essa razão, foram desenvolvidas duas ferramentas: uma, de otimização estrutural de asas, baseada em idealização por *booms* e outra, referente a um assistente de concepção geométrica, para importação de perfis e criação de asas. A primeira, construída em MATLAB®, necessita de *inputs* do usuário sobre a geometria da asa, perfis aerodinâmicos usados e número de nervuras, e a resposta é a massa da asa. Além disso, é informado também seu arranjo estrutural, dimensionamento e carregamentos. A segunda, feita em linguagem VBA, necessita de informações sobre a geometria aerodinâmica e estrutural da asa, vindas por exemplo do otimizador estrutural, e é capaz de executar todos os processos necessários para o desenho desta. Os resultados obtidos demonstram que o otimizador é capaz de fornecer valores próximos aos observados pelo método FEM, sendo portanto adequado às etapas iniciais de projeto. O auxílio para criação de asas mostrou capacidade de utilização nas mais diversas geometrias, quantidade de seções na asa ou tipos de perfis aerodinâmicos utilizados.

*Palavras-Chave: Aerodesign, Projeto estrutural, Otimizador estrutural, macro Catia, macro Excel*

MARTINS, A.S.; MARIANO, I.H.S. **Proposals for improving Tucano Aerodesign Team's aerostuctural design for competitions**. 2020. 113 f. Course Conclusion Paper, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, MG.

## ABSTRACT

The development by the Tucano Aerodesign team of the structural design of a cargo-controlled aircraft for SAE Brasil Aerodesign competition requires constant improvements, due to the high level of the participating teams. For this reason, there was a need to develop analytical methods, capable of improving the results obtained in the initial stages of the project. It was also noted that the time taken to create drawings, necessary for numerical simulations, took up much of that devoted to modeling. For this reason, two tools have been developed: a structural optimization of wings, based on the idealized by booms and an assistant for importing profiles and creating wings. The first, built in MATLAB<sup>®</sup>, requires user input on the wing geometry, aerodynamic profiles used and number of ribs. Its answer is the mass of the wing. In addition, its structural arrangement, dimensioning and loading are also informed. The second, made in VBA language, needs information about the aerodynamic and structural geometry of the wing, coming from, for example, the structural optimizer, and is capable of executing all the processes necessary for its design. The results obtained demonstrate that the optimizer is capable of providing values close to those observed by the FEM method, therefore being suitable for the initial design stages. The aid for creating wings showed the ability to be used in the most diverse geometries, number of sections on the wing or types of aerodynamic profiles used.

*Keywords: Aerodesign, structural design, Strutuctural optimizer, macros.*

## Lista de Figuras

1.1	Classificação da Equipe Tucano Aerodesign desde 2006, na competição SAE Brasil Aerodesign. . . . .	3
1.2	Desempenho da área de Estruturas e ensaios estruturais desde 2016. . . . .	4
1.3	Influência do <i>Empty Weight</i> (EW) na pontuação geral - Regulamento Equipe Regular 2019. . . . .	4
1.4	Análise SWOT do projeto estrutural. . . . .	5
2.1	Forças aerodinâmicas resultantes. . . . .	6
2.2	Sistema VLM em uma asa finita. . . . .	8
2.3	<i>Layout</i> estrutural típico. . . . .	9
2.4	Ilustrações da seção da asa: (a) real; (b) idealizada por <i>booms</i> . . . . .	10
2.5	Idealização do painel. . . . .	11
2.6	Idealização da seção da asa. . . . .	12
2.7	Asa afilada com representação de forças e momentos atuantes. . . . .	14
2.8	Divisão da seção transversal da asa. . . . .	15
2.9	Ilustração de um trecho diferencial da área varrida a partir do Centro de Torção. . . . .	16
2.10	Fluxos cisalhantes nas células mostrados na Equação 2.12. . . . .	16
2.11	Seção de asa submetida a cargas de cisalhamento. . . . .	17
2.12	Constante $k_s$ (cisalhamento) de flambagem. . . . .	19
2.13	Fator de flambagem para solicitação axial de compressão $C$ . . . . .	20
2.14	RBE3 aplicado na nervura. . . . .	24
2.15	Relação entre peso da asa e o espaçamento entre nervuras. . . . .	25
2.16	Evolução diferencial: construção de uma nova geração. . . . .	27

3.1	Fluxograma da função objetivo. . . . .	31
3.2	Alguns parâmetros da função objetivo. . . . .	32
3.3	Fluxograma geral da otimização. . . . .	33
4.1	Seção transversal da fuselagem: a) real; b) idealizada. . . . .	34
4.2	Seção de asa submetida à sustentação. . . . .	35
4.3	Seção transversal da viga. . . . .	36
4.4	Comparação das tensões no tubo de carbono devidas ao momento fletor. . . . .	39
4.5	Comparação das tensões cisalhantes na balsa. . . . .	39
4.6	Deslocamento. . . . .	40
4.7	Análise de flambagem em seção. . . . .	41
5.1	Resultado da Solução 200. . . . .	44
6.1	Fluxograma simplificado de processos executados pelo Excel®. . . . .	46
6.2	Planilha 1, local onde são executados os comandos e são apresentadas as informações calculadas. . . . .	47
6.3	Planilha 2, contém as tabelas que descrevem a geometria da asa e as coordenadas dos perfis aerodinâmicos utilizados. . . . .	48
6.4	Formulários de detalhamento da asa. . . . .	49
6.5	Fluxograma detalhado do funcionamento do formulário. . . . .	51
6.6	Exemplo de importação de perfis onde os dados estão nas colunas erradas. . . . .	54
6.7	Coordenadas geométricas do perfil NACA 0015. . . . .	55
6.8	Coordenadas do perfil aerodinâmico WTU. . . . .	56
6.9	Perfil com bordo de fuga aberto. . . . .	57
6.10	Perfil com bordo de fuga fechado sem correção de curvatura. . . . .	58
6.11	Perfil com bordo de fuga fechado após correção de curvatura. . . . .	58
6.12	Fluxograma detalhado do funcionamento da importação de perfis e correções feitas. . . . .	59
6.13	Fluxograma detalhado do procedimento de cálculo. . . . .	60
6.14	Descrição das variáveis geométricas da asa. . . . .	62
6.15	Preenchimento das variáveis geométricas de uma asa. . . . .	64
6.16	Exemplo de cálculo para modificação da geometria do perfil. . . . .	65

6.17 Exemplo de rotação do perfil. A linha branca está em ângulo 0°. A linha laranja está com 5° de incidência. . . . .	66
6.18 Demonstrativo do erro que ocorre ao fechar o bordo de fuga de um perfil com poucos pontos. . . . .	67
6.19 Mensagem de confirmação sobre fechamento do bordo de fuga. . . . .	67
6.20 Perfil com muitos pontos, fechamento correto do bordo de fuga. . . . .	67
6.21 Perfis configurados para utilização no software SolidWorks® . . . . .	68
6.22 Demonstração de preenchimento das informações para utilização no software AutoCAD®. . . . .	69
6.23 Utilização da ferramenta <i>Spline</i> no AutoCAD®. . . . .	70
6.24 Perfil após importação para AutoCAD®. . . . .	71
6.25 Confirmação do usuário sobre desejo de reiniciar as informações. . . . .	71
7.1 Fluxograma de ações executadas pelo Catia® para construção de asas - primeira parte. . . . .	75
7.2 Fluxograma de ações executadas pelo Catia® para construção de asas - segunda parte. . . . .	76
7.3 Caixa de seleção de arquivo dentro da macro no Catia®. . . . .	77
7.4 Semi-asa após feita a criação da superfície de múltiplas seções e <i>polylines</i> . . . . .	79
7.5 Semi-asa após extrusão de superfícies que definem bordos de ataque e fuga. . . . .	80
7.6 Mensagem solicitando confirmação sobre espaçamento entre perfis. . . . .	81
7.7 Preenchimento manual do espaçamento entre nervuras. . . . .	81
7.8 Mensagem de erro no distanciamento entre nervuras. . . . .	82
7.9 Demonstração da criação dos planos na asa. . . . .	83
7.10 Semi-asa após criação das interseções das nervuras. . . . .	83
7.11 Mensagem sobre fechamento dos bordos de ataque e fuga. . . . .	84
7.12 Semi-asa finalizada. . . . .	85
8.1 Tabela com informações geométricas da asa. . . . .	86
8.2 Asa criada no SolidWorks®. . . . .	86
8.3 Perfis originais a serem utilizados na asa. . . . .	87
8.4 Perfis ajustados para uso no SolidWorks®. . . . .	87
8.5 Formulários preenchidos para criação de asa . . . . .	88

8.6	Informações sobre a geometria da asa. . . . .	89
8.7	Vistas da asa descrita nos formulários da Figura 8.5 . . . . .	89
A.1	Ensaio de tração em laminado de carbono. . . . .	96
A.2	Dimensões nominais dos corpos de prova. . . . .	97
A.3	Diagrama tensão-deformação. . . . .	98

## Lista de Tabelas

2.1	Propriedades da balsa. . . . .	22
2.2	Propriedades do laminado de carbono com resina epóxi $kg/m^3$ . . . . .	22
3.1	Parâmetros de otimização. . . . .	32
4.1	Parâmetros de otimização. . . . .	35
4.2	Checagem do fluxo cisalhante. . . . .	36
4.3	Geometria e condições de voo da asa utilizada. . . . .	37
4.4	Espaçamento entre as nervuras em cada seção <sup>2</sup> , em milímetros. . . . .	37
4.5	Distribuição de carga ao longo da semi-asa. . . . .	38
4.6	Espaçamento entre as nervuras em cada seção em milímetros. . . . .	42
5.1	Espaçamento entre as nervuras em cada seção em milímetros. . . . .	43

## Lista de Símbolos

- $b_1$  - Envergadura da seção 1
- $C_1$  - Corda do perfil aerodinâmico 1 (raiz)
- $C_{root}$  - Corda da raiz do profundor
- $C_{tip}$  - Corda da ponta do profundor
- $\Gamma$  - Diedro da seção
- $\Theta$  - Torção geométrica do perfil
- $\Lambda$  - Enflechamento da seção

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>1</b>
1.1	A Equipe Tucano AeroDesign . . . . .	1
1.2	Análise histórica da competição . . . . .	2
<b>2</b>	<b>REVISÃO BIBLIOGRÁFICA</b>	<b>6</b>
2.1	Forças e momentos aerodinâmicos . . . . .	6
2.2	Layout estrutural típico de asas do AeroDesign . . . . .	8
2.3	Idealização estrutural . . . . .	9
2.4	Flambagem . . . . .	18
2.5	Critérios de falha . . . . .	21
2.6	Método de Elementos Finitos . . . . .	23
2.7	Impactos do espaçamento entre nervuras . . . . .	24
2.8	Otimização paramétrica . . . . .	26
2.9	Evolução Diferencial (DE) com restrições lineares de igualdade . . . . .	26
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA</b>	<b>29</b>
3.1	Estrutura dos códigos - Otimização estrutural . . . . .	29
<b>4</b>	<b>VALIDAÇÃO DO MÉTODO</b>	<b>34</b>
4.1	Checagem . . . . .	34
4.1.1	Tensão devida ao momento fletor . . . . .	34
4.1.2	Fluxo de cisalhamento . . . . .	35
4.1.3	Deslocamento vertical . . . . .	36
4.2	Validação através do FEMAP NASTRAN® . . . . .	37

4.2.1	Modelo FEMAP®	38
4.2.2	Comparação	38
4.3	Validação do estimador de massa	41
<b>5</b>	<b>APLICANDO O MÉTODO</b>	<b>43</b>
5.1	Análise teórica	43
5.2	Análise numérica	43
<b>6</b>	<b>FERRAMENTA NO EXCEL®</b>	<b>45</b>
6.1	Contextualização	45
6.2	Descrição das etapas do código	45
6.3	Formatação e funções da planilha	46
6.4	Formulário	47
6.4.1	Ações do Formulário 1	48
6.4.2	Ações do Formulário 2	50
6.5	Importação de perfis	51
6.5.1	Testar se o perfil foi colocado no lugar correto	53
6.5.2	Apagar nome do perfil caso esteja escrito	54
6.5.3	Conferir se o perfil está escrito de forma bidimensional	56
6.5.4	Teste do fechamento do bordo de fuga	56
6.6	Procedimentos de cálculo	60
6.7	Exportação de dados para SolidWorks®	66
6.8	Exportação de dados para AutoCAD®	69
6.9	Demais funcionalidades e procedimentos	70
6.9.1	Ferramenta “Limpar”	70
6.9.2	Ajuste do separador decimal	72
6.9.3	Recompilar informações	72
6.9.4	Informações necessárias para código do Catia®	73
<b>7</b>	<b>FERRAMENTA CATIA® – CONSTRUÇÃO DE ASAS</b>	<b>74</b>
7.1	Obtendo informações sobre a asa	75

	1
7.2 Criação das superfícies de múltiplas seções . . . . .	78
7.3 Criação das superfícies que definem bordos de ataque e fuga . . . . .	80
7.4 Criação dos planos de interseção . . . . .	81
7.5 União das superfícies, criação de interseções e preenchimento das nervuras . . . . .	82
7.6 Recortes das superfícies . . . . .	84
<b>8 RESULTADOS DA FERRAMENTA DE IMPORTAÇÃO DE PERFIS</b>	<b>86</b>
8.1 Modelos de asa criados no SolidWorks® . . . . .	86
8.2 Modelos de asa criados no Catia® . . . . .	87
<b>9 CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS</b>	<b>90</b>
9.1 Conclusões . . . . .	90
9.1.1 Otimizador Estrutural . . . . .	90
9.1.2 Auxílio para Criação de Asas . . . . .	91
9.2 Trabalhos futuros . . . . .	92
9.2.1 Otimizador Estrutural . . . . .	92
9.2.2 Auxílio para Criação de Asas . . . . .	92
<b>Referências</b>	<b>95</b>
<b>APÊNDICE A - ENSAIO EM LAMINADO DE CARBONO</b>	<b>96</b>

# CAPÍTULO I

## INTRODUÇÃO

### 1.1 A Equipe Tucano AeroDesign

A Equipe Tucano Aerodesign foi criada em 2001, tendo como fundador e tutor o Professor Domingos Alves Rade, da Faculdade de Engenharia Mecânica (FEMEC-UFU), cuja equipe era constituída por alunos do Curso de graduação em Engenharia Mecânica, para participar da competição SAE Brasil Aerodesign. O referido evento, criado pela *Society of Automotive Engineers* (SAE), tem como propósito o desenvolvimento, pelos participantes, do projeto de aeronaves cargueiras rádio-controladas, seguindo um regulamento definido anualmente. A Equipe Tucano é avaliada tanto pelo projeto técnico de engenharia, na forma de relatórios técnicos, quanto pelo voo da aeronave, sendo a vencedora, aquela que obtiver a maior pontuação geral.

A competição é dividida atualmente em três classes: Micro, Regular e *Advanced*. A Tucano participa desde a sua origem da classe Regular e no ano de 2010 iniciou sua participação também na classe Micro. As características da classe podem ser alteradas de um ano para o outro, especialmente porque o regulamento define as restrições geométricas, os objetivos, a motorização e outros itens em cada classe. No entanto, algumas costumam ser mantidas, como as citadas a seguir:

Classe Regular:

- Maior número de equipes e maior nível técnico;
- Uso de um único motor à combustão, sendo os possíveis definidos pela comissão técnica (a motorização está no entanto se tornando elétrica para os próximos anos);

- Envergadura da aeronave com valor intermediário entre Micro e *Advanced*;
- Foco na máxima carga paga;
- Carga paga geralmente metálica.

Classe Micro:

- Equipe em geral composta por discentes cursantes de períodos de graduação iniciais;
- Motorização elétrica sem restrição da quantidade de motores;
- Aeronaves devem ser desmontáveis e possuir uma caixa de armazenamento;
- É definida uma missão a ser cumprida e essa varia a cada ano, como por exemplo, alijamento de carga em voo ou carregamento de bolas de tênis.

## 1.2 Análise histórica da competição

Primeiramente, é necessário levar em conta o histórico da equipe até então, em termos de posição geral na competição. A Figura 1.1 mostra o posicionamento da equipe desde 2006 até o ano de 2019, em desempenho geral, no *ranking* das equipes que participaram das competições da SAE Brasil Aerodesign.

Vê-se que a equipe está estabilizada na nona posição e não consegue se superar desde 2016. Deste modo, constata-se a necessidade de se incorporarem inovações e análises minuciosas em determinados aspectos de melhoria da equipe para avançar na competição.

O principal *output* de Estruturas e Ensaio Estruturais para o projeto é o *Empty Weight (EW)*<sup>1</sup> da aeronave, que possui grande influência na pontuação final geral da equipe, como mostra a Figura 1.3.

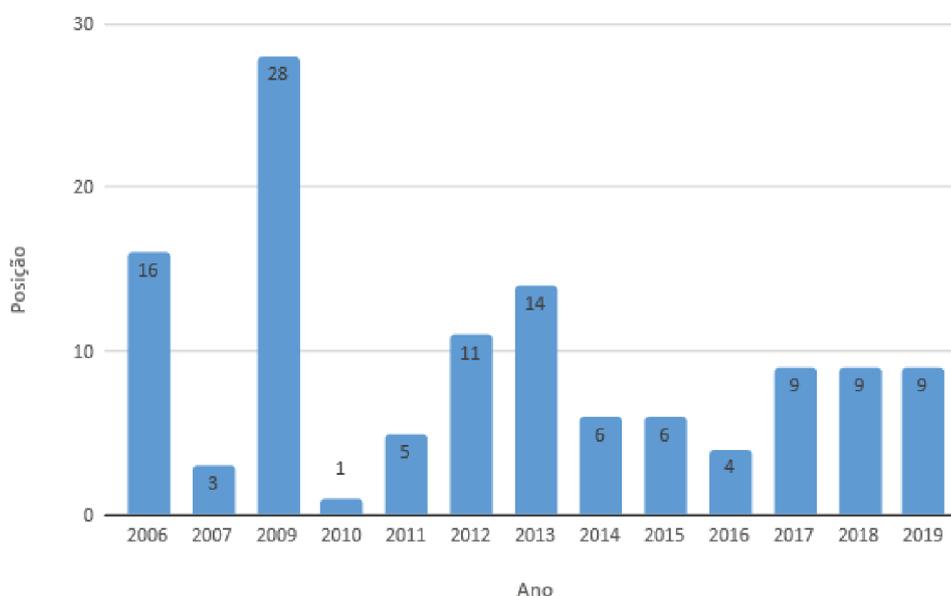
Por exemplo, para um mesmo *Take-off Weight (TOW)*<sup>2</sup> de 16 kg, tendo uma aeronave com peso vazio de 2,8 kg e outra de 3,8 kg, tem-se uma diferença de 13,7 pontos. Essa diferença de pontuação pode significar uma vitória, já que, por exemplo, em 2019 a equipe que conquistou o quarto lugar ficou 13 pontos abaixo do segundo lugar.

---

<sup>1</sup> *Empty weight*: massa total da estrutura da aeronave, sem considerar a carga paga

<sup>2</sup> *Take-off weight*: massa total da aeronave antes de decolar.

Figura 1.1 – Classificação da Equipe Tucano Aerodesign desde 2006, na competição SAE Brasil Aerodesign.



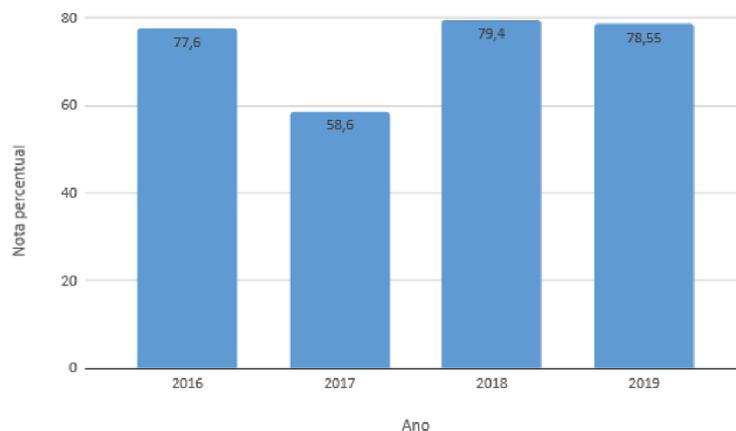
Fonte: Autoria própria.

Especificamente na Área de Estruturas e Ensaio Estruturais, o desempenho da Equipe Tucano vem sendo oscilante, o que indica inconsistência metodológica no projeto. A Figura 1.2 resume o desempenho da Equipe Tucano nesta Área, desde 2016, momento em que a SAE começou a avaliar cada área separadamente.

Deste modo, um melhor projeto estrutural pode significar conquista de posições melhores nos próximos anos.

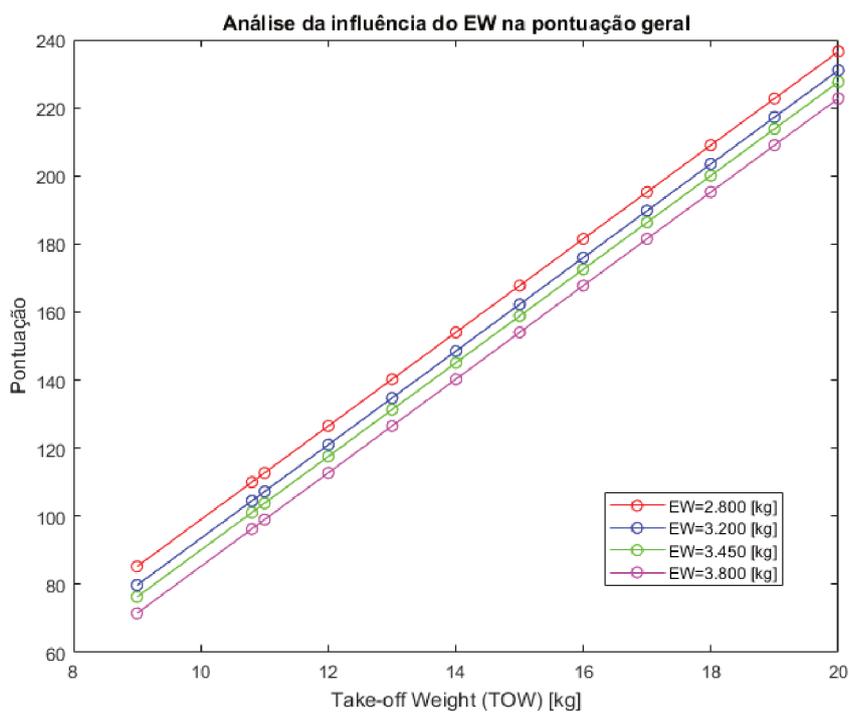
Para tanto, foram levantados os pontos de melhoria do projeto estrutural da equipe, realizando uma extensa pesquisa nos relatórios da equipe desde 2005, bem como dos *feedbacks* da comissão avaliadora da competição. No fim, foi realizada uma análise *SWOT* (*Strengths, Weaknesses, Opportunities and Threats*) como mostra a Figura 1.4.

Figura 1.2 – Desempenho da área de Estruturas e ensaios estruturais desde 2016.



Fonte: Autoria própria.

Figura 1.3 – Influência do *Empty Weight* (EW) na pontuação geral - Regulamento Equipe Regular 2019.



Fonte: Autoria própria.

O escopo deste trabalho refere-se aos pontos de melhoria internos pertinentes à falta de métodos analíticos e etapas lentas frente ao tempo curto de projeto, já que são pontos críticos para a melhoria do projeto. Além de serem muito discutidos pela comissão avaliadora nos últimos anos, têm comprovadamente diminuído a qualidade do projeto estrutural.

Figura 1.4 – Análise SWOT do projeto estrutural.



Fonte: Autoria própria.

Com esta análise, constata-se que caso haja melhora no projeto estrutural, isso poderá significar uma vitória da Equipe Tucano na competição. Deste modo, torna-se claro que o desenvolvimento de um método analítico para análises conceituais e preliminares e uso de ferramentas de programação para diminuição de processos repetitivos frequentes nas análises são cruciais para o aperfeiçoamento da equipe.

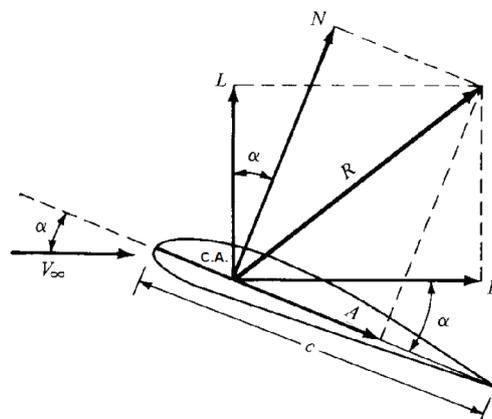
## CAPÍTULO II

### REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

#### 2.1 Forças e momentos aerodinâmicos

De acordo com [1], a existência de forças e momentos aerodinâmicos se deve à distribuição de pressão e tensão cisalhante pelo corpo da superfície, independentemente da geometria do corpo. Seja uma asa infinita com ângulo de ataque  $\alpha$ , velocidade do ar  $V_\infty$  e corda  $c$ . Integrando essas distribuições ao longo de toda a superfície do corpo tem-se como resultante a força  $R$ , como mostra a Figura 2.1.

Figura 2.1 – Forças aerodinâmicas resultantes.



Fonte: [1].

De posse da distribuição aerodinâmica, é possível determinar as forças atuantes sobre a asa. Elas são resumidas nas seguintes forças aplicadas no Centro Aerodinâmico (CA) da asa:

- **Força de sustentação (L):** Força na direção perpendicular à direção do escoamento e sentido para cima;
- **Força de arrasto (D):** Força na mesma direção e sentido do escoamento;
- **Momento de torção ( $M_y$ ):** Momento resultante no centro aerodinâmico quando se transfere a força aerodinâmica resultante no centro de pressão.

O CA geralmente se localiza a 25% da corda a partir do bordo de ataque. Para determinar as resultantes aerodinâmicas é necessário ter o campo de fluxo aerodinâmico determinado. Para tanto, será utilizado o método *Vortex-Lattice (VLM)*, [2].

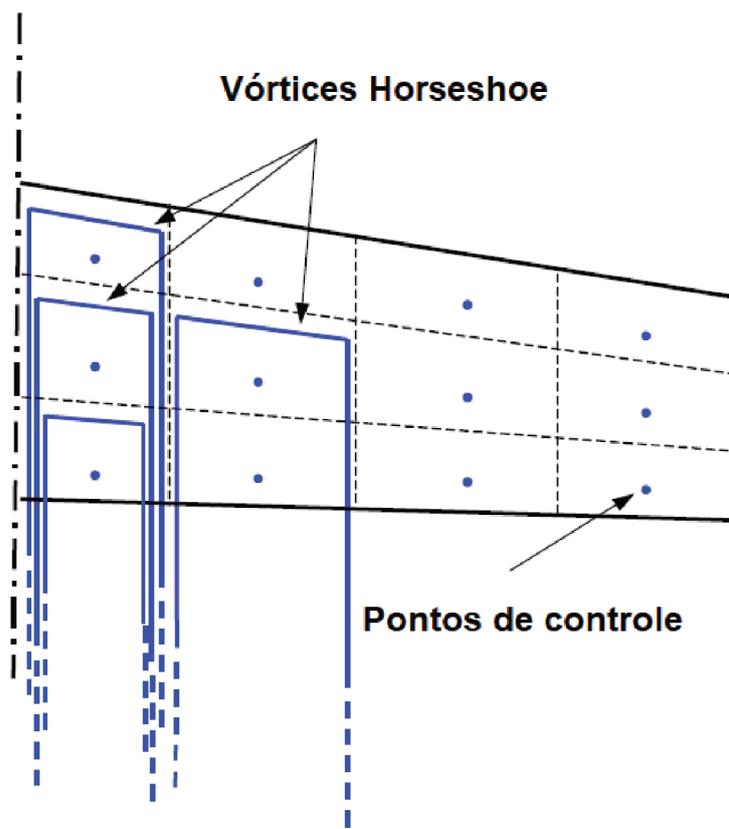
VLM é um método computacional que obtém soluções numéricas para determinar a circulação  $\Gamma$  em cada ponto de uma superfície sustentadora, através da obtenção do *strength* de cada vórtice, tanto na direção da corda, como na direção transversal da asa. A partir disso, é possível calcular as forças e momentos aerodinâmicos ao longo da asa.

Através deste método, a superfície sustentadora é discretizada em segmentos infinitesimais vide Figura 2.2, denominados vórtices *horseshoes*. Estes vórtices induzem velocidades ao longo da superfície que podem ser obtidas, em todos os pontos da asa (*control points*), através da Lei de *Biot-Savart*. Fazendo uso da condição de não-escorregamento no fluido em contato com a superfície, é possível construir um sistema linear e determinar a distribuição de  $\Gamma$  ao longo da asa, e, portanto, as forças atuantes.

Conforme discutido por [4], este método é indicado para asas de baixo a moderado alongamento, sem separação significativa de fluxo, considerando escoamento invíscido, sendo portanto preferencialmente utilizado em escoamentos com *Reynolds* acima de  $10^6$ .

No AeroDesign, as aeronaves possuem faixa de operação em escoamentos com Número de Reynolds na ordem de  $10^5$ , já que a velocidade de cruzeiro não ultrapassa 25 m/s com corda média aerodinâmica na ordem de centímetros. Apesar de não incluir efeitos não-lineares, o método VLM será utilizado neste trabalho para calcular os carregamentos aerodinâmicos ao longo da asa, por ter resultados rápidos e satisfatórios para análises conceituais e preliminares, já que as asas geralmente são de baixo a médio alongamento e não atuam em ângulos de ataque elevados, oferecendo vantagens em relação à *Lifting Line Theory (LLT)*, que, conforme pontuado por [3], possui

Figura 2.2 – Sistema VLM em uma asa finita.



Fonte: [3].

severas limitações para este tipo de geometria, considerando também que a superfície sustentadora se encontra em um plano apenas.

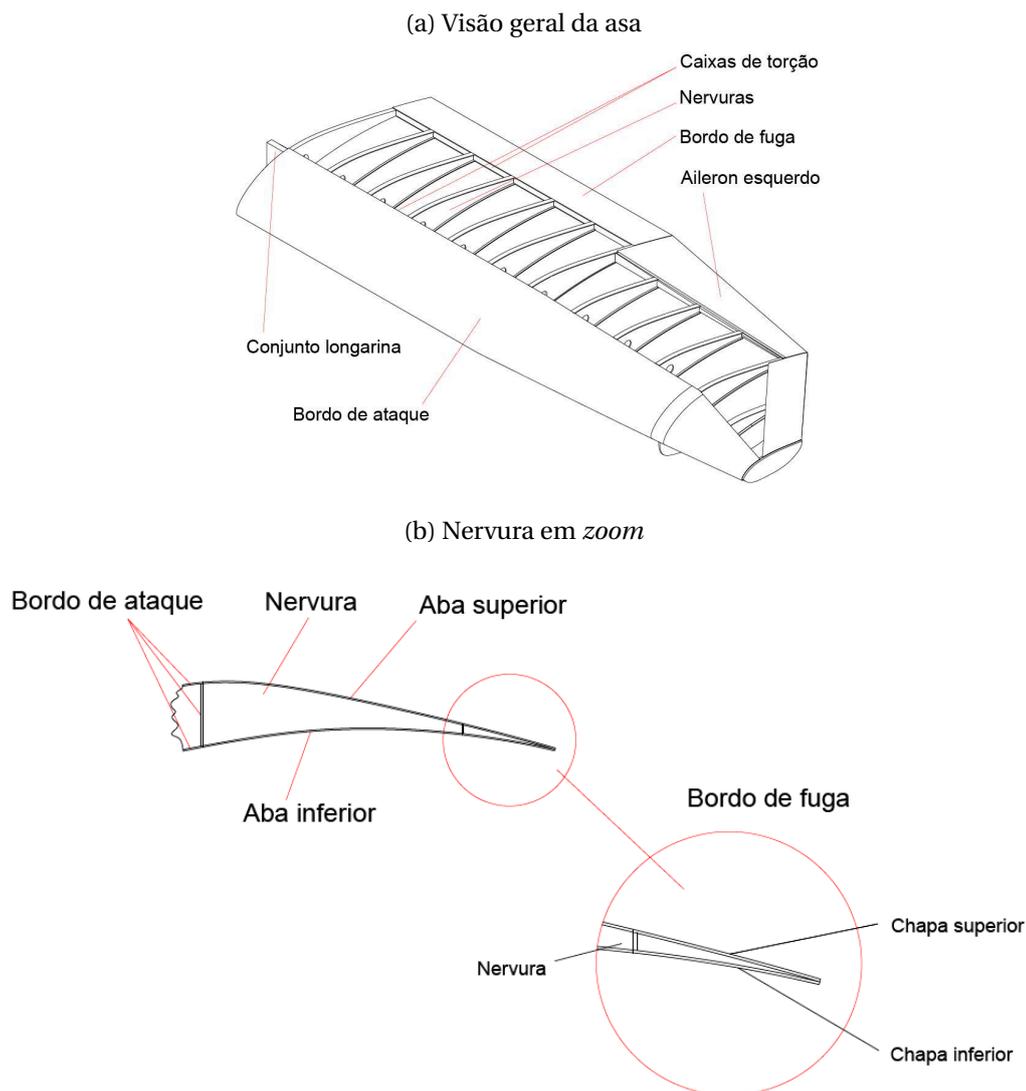
## 2.2 Layout estrutural típico de asas do AeroDesign

As asas da competição AeroDesign Regular são geralmente constituídas pelos seguintes componentes, conforme mostra a Figura 2.3:

- **Bordo de ataque:** Estrutura em C, componente da caixa de torção, responsável por garantir rigidez à torção; constituído em balsa;
- **Bordo de fuga:** Adiciona rigidez à torção na ponta da asa e protege a região frágil da nervura, além de transmitir carregamento de *aileron* para a longarina; constituído em balsa;
- **Nervura:** Componente responsável por transmitir as cargas para a longarina, além de adicionar rigidez à torção e evitar flambagem do bordo de ataque;

- **Longarina:** Principal componente resistente estrutural, responsável por garantir rigidez à flexão, oferecendo resistência ao momento fletor. Geralmente composta em sua alma de um material frágil (balsa, espuma de baixa densidade etc.) e nos extremos por tubos de carbono; localizada a 25% da corda.

Figura 2.3 – *Layout* estrutural típico.



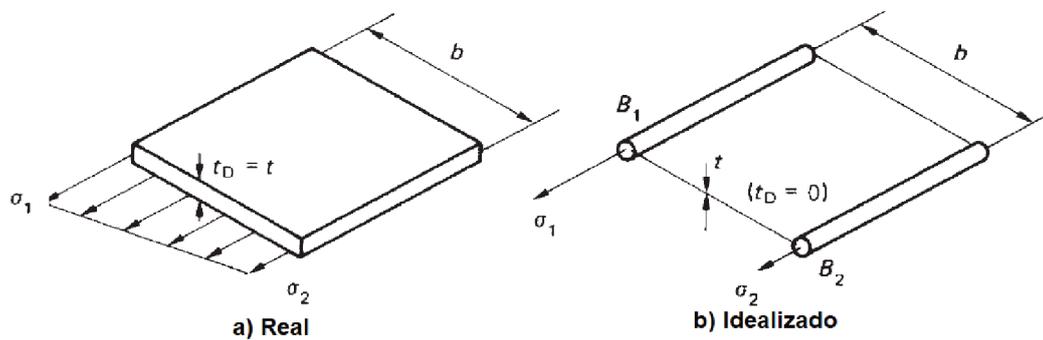
Fonte: Autoria própria.

### 2.3 Idealização estrutural

Asas são formadas por componentes estruturais complexos e muitas vezes algumas simplificações não comprometem a representatividade do modelo estrutural, mantendo boa acurácia.



Figura 2.5 – Idealização do painel.



Fonte: [5].

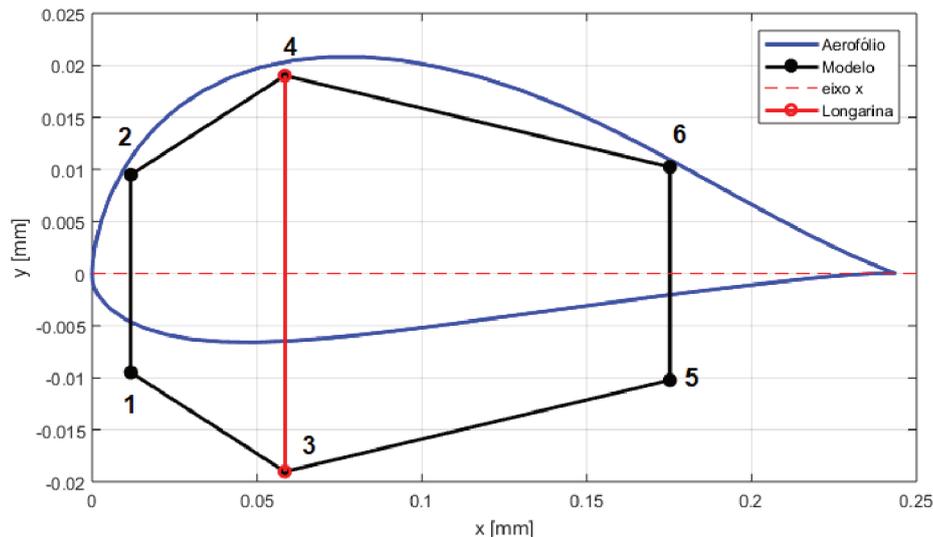
$$B_1 = \frac{t_D b}{6} \left( 2 + \frac{\sigma_2}{\sigma_1} \right) \quad (2.1)$$

Já o momento de inércia  $I_{xx}$  da seção é calculado a partir da Equação 2.2, onde:  $y_i$  é a coordenada  $y$  do *boom*,  $n$  a quantidade de seções consideradas e  $B_i$  a área equivalente ou *boom*, definido anteriormente.

$$I_{xx} = \sum_{i=1}^n B_i y_i^2 \quad (2.2)$$

Para modelar uma asa de AeroDesign da Equipe Regular, conforme abordado na Subseção 2.2, foram selecionados os pontos mostrados na Figura 2.6 de modo a representar a porção resistente de cada seção da asa.

Figura 2.6 – Idealização da seção da asa.



Fonte: Autoria própria.

Entre 5% e 25% da corda do perfil (*booms* 1, 2, 3, 4) consta a caixa de torção da seção, e entre 25% e 75% (*booms* 3, 4, 5, 6) a maior porção das nervuras, responsáveis pela distribuição de carga. O bordo de fuga, pela diminuta seção transversal e função majoritariamente aerodinâmica, foi considerado desprezível para fins de dimensionamento.

De acordo com [6], modelar a seção da asa como simétrica em relação ao eixo  $x$ , ainda que o aerofólio não o seja, tem implicações mínimas na acurácia dos resultados. Deste modo, considerou-se a seção simétrica. Os pontos, correspondentes aos *booms*, numerados de 1 a 6, foram realocados, de  $y_i$  para  $y'_i$ , como mostra a Figura 2.6, de modo a manter o mesmo momento de inércia em relação ao eixo  $x$ , determinante para a tensão devida ao momento fletor e, conseqüentemente, para o dimensionamento da asa. A formulação que segue sumariza o procedimento.

$$I_{xx} = I_{xx,sim} \Rightarrow \sum_{i=1}^6 B_i y_i^2 = 2 \sum_{i=1}^6 B_i y_i'^2 \quad (2.3)$$

Conforme [5], o fluxo cisalhante em cada *web*<sup>1</sup> da seção pode ser calculado conforme mostra a Equação 2.4, onde:  $t_D$  refere-se à espessura do *web* sob tensão axial,  $x$  e  $y$  a posição em análise,  $s$  a posição em relação ao início arbitrário da trajetória na seção,  $S_y$  a força externa atuante da direção  $y$ ,  $S_x$  a força na direção  $x$ ,  $r$  o *boom* genérico,  $I_{xx}$  o momento de inércia em torno do eixo  $x$ ,  $I_{yy}$  o momento de inércia em torno do eixo  $y$  e  $I_{xy}$  o momento polar de inércia.

$$q_s = - \left( \frac{S_x I_{xx} - S_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \left( \int_0^s t_D x ds + \sum_{r=1}^n B_r x_r \right) - \left( \frac{S_y I_{yy} - S_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \left( \int_0^s t_D y ds + \sum_{r=1}^n B_r y_r \right) \quad (2.4)$$

Em modelagens considerando a casca apenas resistindo à tensão cisalhante, a distribuição de fluxo cisalhante em cada *web* torna-se constante, já que a mudança do fluxo é realizada na ocorrência de um *boom* entre dois trechos de painéis adjacentes. Assim, o fluxo cisalhante não depende da posição de trajetória entre um *boom* e outro, sendo constante em cada trecho.

Para seções fechadas tais como a em análise, é necessário “abrir” a seção em um local à escolha do engenheiro calculista, e, fazendo uso da Equação 2.4, o procedimento é calcular o fluxo cisalhante básico  $q_b$  e posteriormente, através da equação de equivalência de momentos em relação a um ponto arbitrário, determinar o fluxo  $q_{s,0}$  de modo que:

$$q_{web} = q_b + q_{s,0}. \quad (2.5)$$

Assim, e levando em consideração as simplificações esclarecidas no início desta Seção, a Equação 2.4 pode ser reduzida à Equação 2.6:

$$q_{web,b} = \frac{S_y}{I_{xx}} \sum_{i=1}^n B_i y_i, \quad (2.6)$$

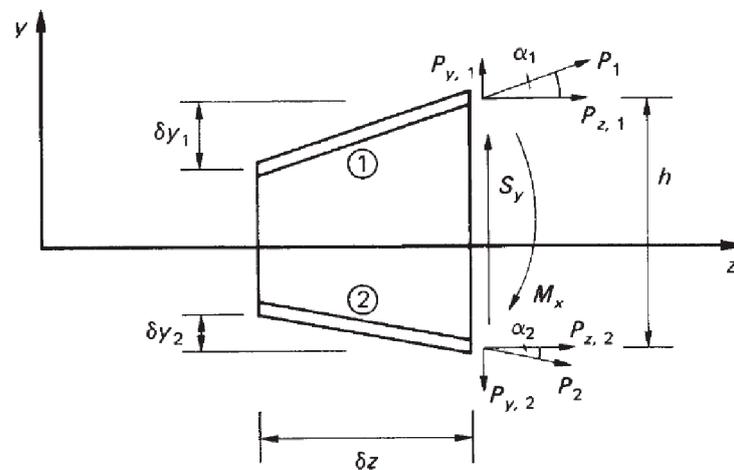
onde  $q_{web,b}$  corresponde ao fluxo cisalhante básico no *web*,  $q_b$  é o fluxo básico da célula, como se a mesma fosse aberta, e  $q_{s,0}$ , o fluxo cisalhante que ocorre no ponto da seção transversal onde se arbitrou “abrir” a seção para calcular os fluxos. Este último é um valor numérico real, que

<sup>1</sup> *web* trata-se de cada trecho de casca entre dois *booms* da seção da asa

corrige todos os fluxos básicos calculados em quaisquer posições na seção transversal, podendo inclusive ser nulo.

Para aumentar a eficiência aerodinâmica, as asas do AeroDesign são sempre afiladas, conforme ilustrado na Seção 2.2, de modo que o equilíbrio de forças na casca e nos *booms* deve ser reconsiderado, segundo [5], levando-se em conta a inclinação das forças atuantes mostradas na Figura 2.7.

Figura 2.7 – Asa afilada com representação de forças e momentos atuantes.



Fonte: [5].

Segundo [5], considerando a atuação do momento fletor e da força cisalhante devidos à sustentação aplicada no Centro Aerodinâmico, a força em cada direção, segundo o sistema tridimensional  $xyz$ , atuantes no *boom*  $r$  genérico serão, então:

$$P_{z,r} = \frac{M_x}{I_{xx}} y_r B_r; \quad (2.7)$$

$$P_{y,r} = P_{z,r} \frac{\delta y_r}{\delta z}; \quad (2.8)$$

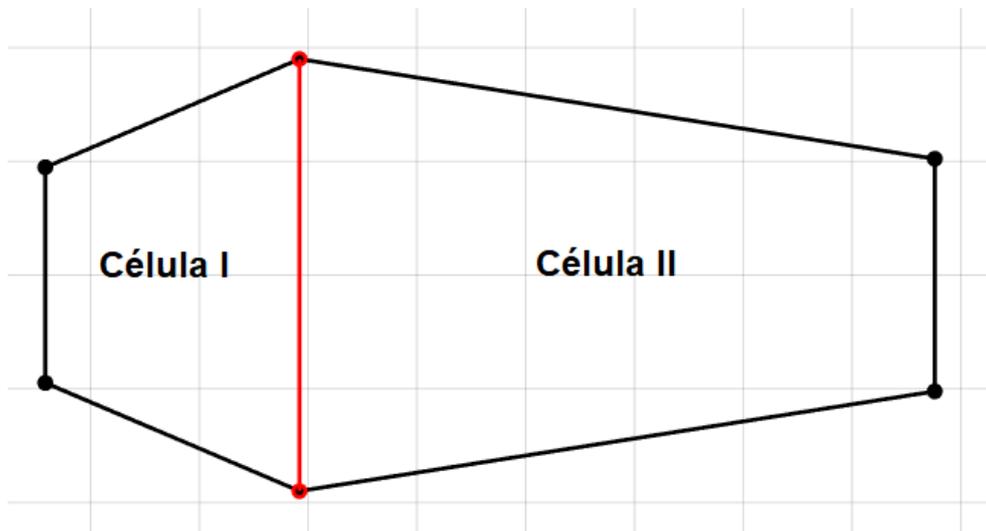
$$P_{x,r} = P_{z,r} \frac{\delta x_r}{\delta z}. \quad (2.9)$$

Desse modo, a força cisalhante atuante no *web* é obtida conforme a Equação 2.10, pois  $S_y$  corresponde à soma das forças que atuam nos flanges e a que atua na alma.

$$S_{y,w} = S_y - \sum_{r=1}^n P_{y,r} \quad (2.10)$$

Cada seção da asa de AeroDesign pode ser dividida em duas células, como mostra a Figura 2.8, isso porque existem duas regiões estruturais bem definidas no bordo de ataque (Célula I) e da longarina para o bordo de fuga (Célula II).

Figura 2.8 – Divisão da seção transversal da asa.



Fonte: Autoria própria.

Para determinar  $q_{s,0}$  para a asa afilada, deve-se levar em conta a taxa torção, que, em cada célula, é determinada pela Equação 2.11, onde:  $A$  é a Área da célula,  $q_s$  o fluxo cisalhante,  $G$ , o Módulo de Cisalhamento do material,  $t$ , a espessura do painel, e  $s$  o comprimento varrido.

$$\frac{d\theta}{dz} = \frac{1}{2A} \oint \frac{q_s}{Gt} ds \quad (2.11)$$

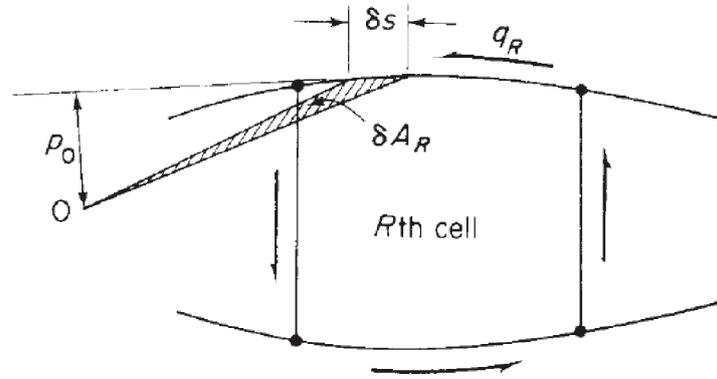
Resolvendo para a célula  $i$  a integral de linha para os fluxos cisalhantes  $q_{s,0}$  considerando que a casca é composta por um único material e a espessura é constante ao longo da seção, e que a seção é composta de duas células, [5] apresenta a expressão para obtenção da taxa de torção:

$$\frac{d\theta}{dz} = \frac{1}{2A_i G} \left( -q_{s,0,i-1} \delta_{i-1} + q_{s,0,i} \delta_i + \oint \frac{q_{b,i}}{t} ds \right), \quad (2.12)$$

onde  $s$  é o comprimento da linha do *web* varrido pela integral,  $t$  é a espessura,  $\delta = s/t$ ,  $A_i$  é a área varrida a partir do ponto  $O$  definido como *Moment Center* ou Centro de Torção, vide Figura 2.9 e 2.10,  $G$  é o módulo de cisalhamento do material e  $q_{b,i}$  o fluxo de cisalhamento básico

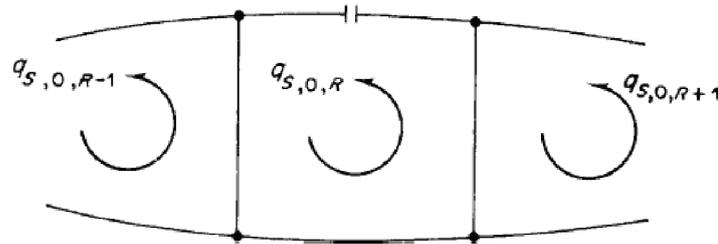
na célula  $i$ .

Figura 2.9 – Ilustração de um trecho diferencial da área varrida a partir do Centro de Torção.



Fonte: [5].

Figura 2.10 – Fluxos cisalhantes nas células mostrados na Equação 2.12.



Fonte: [5].

Como as células são perfeitamente conectadas, a taxa de torção nas células I e II são iguais. A soma dos momentos de torção de cada célula é equivalente ao momento externo aplicado no mesmo ponto.

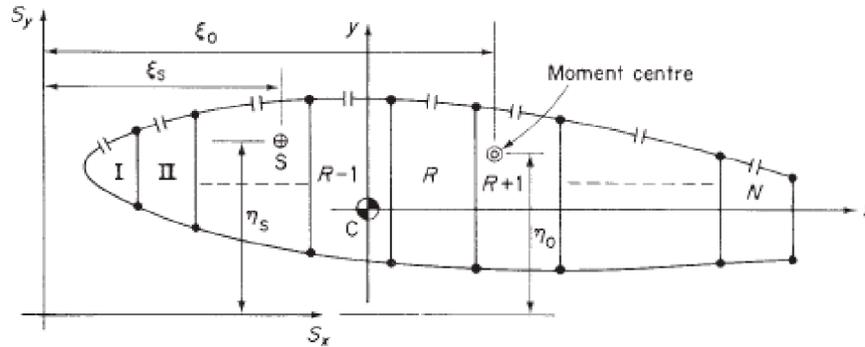
A soma dos momentos nas células é equivalente ao momento das cargas aplicadas externamente em torno do mesmo ponto  $O$ , conforme definido por [5] através da Equação 2.13:

$$S_x \eta_0 - S_y \xi_0 = \sum_{i=1}^n 2A_i q_{s,0,i} + \oint_i q_b p_0 ds, \quad (2.13)$$

onde  $S_x$  e  $S_y$  são as forças externas aplicadas e  $\eta$  e  $\xi$  braços de alavanca mostrados na Figura 2.11.

Caso o centro de momento  $O$  coincida com o ponto de intersecção das linhas de ação das forças externas  $S_y$  e  $S_x$ , a 25% da corda, os momentos devidos a elas serão nulos. Portanto, a

Figura 2.11 – Seção de asa submetida a cargas de cisalhamento.



Fonte: [5].

partir da Equação 2.13, tomando o ponto de intersecção do eixo x com o *web* 34, Figura 2.6, como centro de momento, e levando em conta o momento de torção  $M_z$  e a força de sustentação  $S_y$ , a Equação 2.13 pode ser definida por:

$$M_z = \sum_{i=1}^n 2A_i q_{s,0,i} + \oint_i q_b p_0 ds. \quad (2.14)$$

Deste modo, com o uso da Equação 2.12 é possível obter uma relação entre os dois fluxos cisalhantes, já que a taxa de torção é igual em ambas as células e, posteriormente, pode-se substituir esta relação na Equação 2.14 e calcular os fluxos cisalhantes  $q_{s,0,i}$  em cada célula, e posteriormente, definir a tensão cisalhante, bastando multiplicar o fluxo cisalhante obtido pela espessura do trecho da parede celular, onde o mesmo atua, já que  $\tau = q/t$ .

Por outro lado, a deflexão correspondente em uma asa composta por barras delgadas sob atuação das forças aerodinâmicas pode ser calculada pela aplicação do método da carga unitária. De acordo com [5], para a asa em análise, a deflexão vertical total  $\Delta$ , devida ao momento fletor e à força de sustentação, pode ser determinada pela Equação 2.15:

$$\Delta = \int_0^L \frac{M_{x,0} M_{x,1}}{EI_{xx}} + \int_0^L \left( \int_{secao} \frac{q_0 q_1}{Gt} \right), \quad (2.15)$$

onde  $L$  é o comprimento da asa, da raiz até o ponto em análise,  $M_{x,0}$  é o momento fletor devido à sustentação na posição onde se deseja calcular a deflexão, e  $M_{x,1}$  o momento fletor no mesmo local devido à força unitária aplicada na mesma direção e sentido da sustentação. Análogamente, os fluxos  $q_0$  e  $q_1$  são definidos respectivamente como o fluxo devido à sustentação, e o fluxo devido à força unitária aplicada na mesma direção e sentido da sustentação. Neste estudo, a

deflexão na ponta da asa será a única considerada por ser a mais crítica.

## 2.4 Flambagem

Deflexão transversal em componentes estruturais esbeltos e compridos sujeitos a forças axiais de compressão, causando-lhes instabilidade, leva o nome de flambagem, dependente das condições de contorno, geometria da seção transversal, comprimento e do material. Para uma coluna biarticulada de comprimento  $L$ , módulo de elasticidade  $E$  e momento de inércia mínimo  $I$  biarticulada nas extremidades, a carga crítica  $P_{cr}$  de flambagem a partir da qual ela sofrerá flambagem é determinada pela Equação 2.16.

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{L^2} \quad (2.16)$$

Dependendo das condições de apoio nas extremidades, o comprimento é corrigido, conforme [5].

Caso ocorra em componentes estruturais principais, este fenômeno pode levar ao colapso completo de toda a estrutura. No AeroDesign, devido à natureza das forças atuantes, o extradorso da asa pode vir a sofrer flambagem devido ao momento fletor, já que as placas utilizadas nesta porção da asa são esbeltas.

Como o extradorso se trata de uma placa curvada de acordo com o aerofólio selecionado, as condições de contorno dos quatro lados da placa do extradorso são determinantes para a análise de flambagem, bem como o raio de curvatura da seção estrutural.

De acordo com [5], a tensão crítica de flambagem para uma placa fina é calculada pela Equação 2.17,

$$\tau_{CR} = \frac{k\pi^2 E}{12(1-\nu^2)} (t/b)^2, \quad (2.17)$$

onde  $t$  é a espessura da placa,  $b$  é a largura,  $\nu$  o coeficiente de *Poisson* e  $k$  uma constante empírica dependente das condições de contorno e dimensões da placa.

Para a determinação de  $k$  para placas curvadas, foi utilizado o banco de dados disponibilizado por [7], onde é necessário selecionar as condições de contorno, a curvatura, os tipos de carregamentos que podem levar à flambagem, e as dimensões da placa.

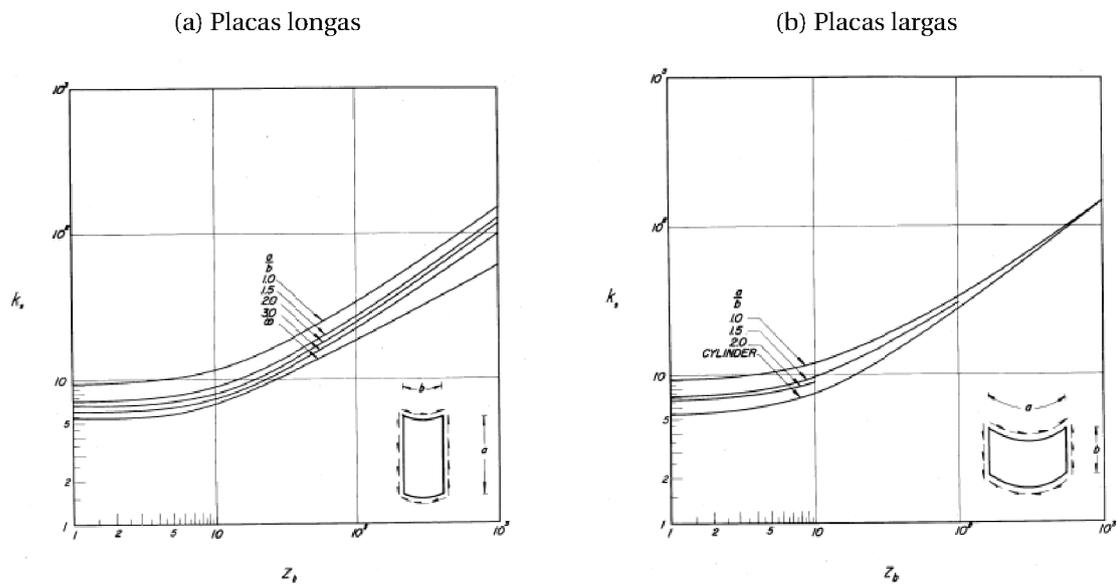
Segundo [5], considera-se dois tipos majoritários de condições de contorno, *simply supported*<sup>2</sup> e *clamped supported*<sup>3</sup>. Na intenção de seguir uma análise conservativa, sem considerar alto padrão de construção, já que as placas são afixadas à aeronave através de cola, o que não garante fixação de todos os graus de liberdade para diminuir a criticidade da flambagem, todas as placas serão consideradas com condições de contorno do tipo *simply supported*.

A Figura 2.12 mostra a relação entre a constante  $k$  para se obter a tensão cisalhante crítica de flambagem, onde  $z_b$  é uma constante definida por:

$$z_b = \frac{b^2}{rt} (1 - \nu^2)^{(1/2)}, \quad (2.18)$$

onde  $r$  é o raio de curvatura da placa. Valores maiores de  $z_b$  sugerem uma placa com comportamento à flambagem mais próximo ao de um cilindro.

Figura 2.12 – Constante  $k_s$  (cisalhamento) de flambagem.



Fonte: [7].

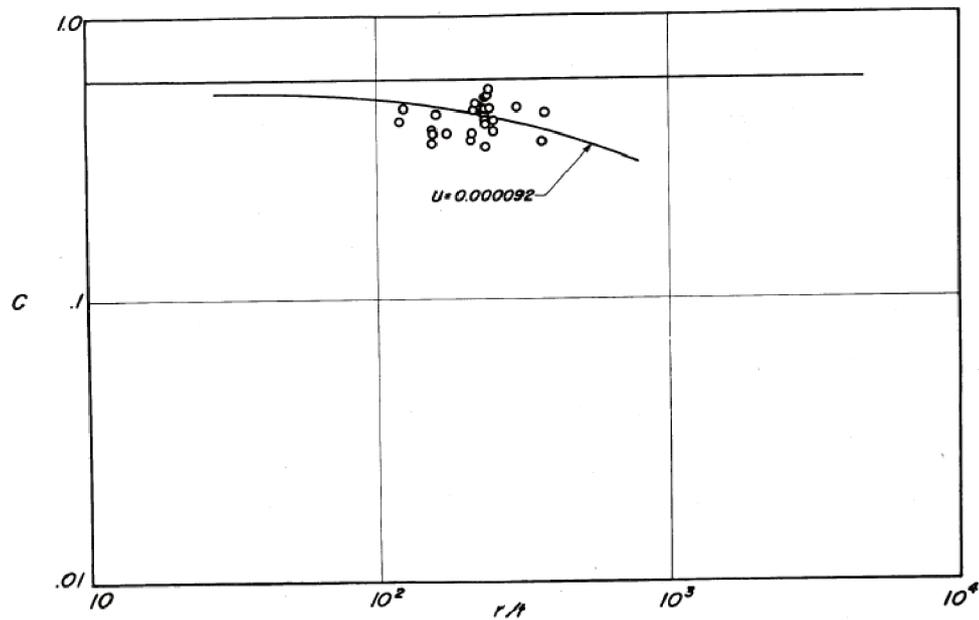
Para encontrar o fator de flambagem  $C$ , correspondente à solicitação axial crítica de flambagem devido ao momento fletor, fez-se uso da base de dados sumarizada na Figura 2.13.

Na Figura 2.13, a curva horizontal está relacionada à teoria elástica de flambagem de placas curvadas, elaborada por [8]. Optou-se por trabalhar apenas com o regime elástico, já que a

<sup>2</sup>Os contornos da placa não sofrem deflexão

<sup>3</sup>Os contornos não sofrem deflexão nem rotação

Figura 2.13 – Fator de flambagem para solicitação axial de compressão  $C$ .



Fonte: [7].

balsa tem comportamento relativamente frágil à compressão. O parâmetro  $U$  está relacionado às irregularidades superficiais da placa. Por se tratar de um parâmetro que foge do controle do projetista estrutural, assumiu-se que a placa estará em perfeitas condições de uso. Deste modo, para todas as placas em análise, será considerado  $C = 0,6$ . A tensão de compressão de flambagem é definida por:

$$\sigma_{CR} = \frac{CEt}{r}. \quad (2.19)$$

Conforme [7], para uma placa curva sujeita à compressão axial e tensão cisalhante, para que não haja flambagem, a Equação 2.20 deve ser satisfeita:

$$R_s^2 + R_x = 1, \quad (2.20)$$

onde  $R_s$  e  $R_x$  são, respectivamente, a relação entre a tensão atuante e a tensão crítica, para tensões cisalhantes e axiais.

## 2.5 Critérios de falha

Para dimensionar um componente estrutural estaticamente, deve-se determinar os modos de falha, ou seja, a região onde sofrerá falha e como essa falha acontecerá.

A natureza do material determina o tipo de carga à qual é mais suscetível à falha e como ele se comportará em termos de deformação. Existem dois tipos básicos de material: frágil e dúctil.

Materiais frágeis não sofrem deformação permanente e falham mais facilmente à tensão axial (falha por fratura). Os dúcteis, por sua vez, caracterizam-se por sofrer deformação plástica severa antes de falhar de fato, sendo mais suscetíveis a falhas devido à tensões cisalhantes (falha por escoamento).

Conforme consta na Subseção 2.2, uma asa de AeroDesign constitui-se de dois materiais, balsa e tubo de carbono; ambos aqui modelados como materiais frágeis devido ao seus comportamentos observados empiricamente, como em experimentos conforme Anexo A.

A balsa é um material frágil anisotrópico e, conforme esclarecido por [9], pode ser caracterizada, de maneira simplificada, como um material ortotrópico 2D, onde a direção de maior resistência é a direção das fibras e a perpendicular, a de menor, possuindo módulos de cisalhamento e de *Young* cerca de uma ordem a menos. Ademais, de acordo com [10], as suas propriedades mecânicas de resistência e elasticidade são altamente dependentes de sua estrutura celular microscópica, da umidade do ambiente e de sua densidade, que varia de 100 a 250  $kg/m^3$ .

Neste estudo, será considerado que a balsa possui densidade de 150  $kg/m^3$ , já que historicamente a Equipe Tucano adquire balsas com tal densidade. Ademais, será avaliado que as fibras possuem estrutura microcelular hexagonal, baseando-se no fato de possuir propriedades mais críticas em relação a outras estruturas, segundo defendido por [9].

Portanto, a balsa em análise possui as propriedades mecânicas mostradas na Tabela 2.1.

Já que, conforme discutido na Subseção 2.3, a balsa sofrerá apenas tensão cisalhante, será considerado que ela sofrerá falha quando ultrapassar sua tensão cisalhante crítica.

O tubo de carbono adotado é composto por fibras de carbono na direção longitudinal e transversal, com propriedades bem definidas nestas direções, com matriz do tipo resina epóxi. Conforme experimento descrito no Apêndice A, tal material possui comportamento frágil.

Tabela 2.1 – Propriedades da balsa.

Propriedade	Valor
Densidade [kg/m <sup>3</sup> ]	150
Módulo de Elasticidade longitudinal [MPa]	5500
Módulo de Elasticidade transversal [MPa]	300
Módulo de Cisalhamento [MPa]	200
Tensão de cisalhamento crítica [MPa]	2,8
Coefficiente de <i>Poisson</i> [-]	0,006

Fontes: [10] e [9].

Para o dimensionamento do tubo, serão utilizadas as propriedades de uma camada do laminado composta por 60% de fibras em termos de volume e espessura de 0,13mm. A Tabela 2.2 mostra as propriedades utilizadas.

Tabela 2.2 – Propriedades do laminado de carbono com resina epóxi kg/m<sup>3</sup>.

Propriedade	Valor
Módulo de Elasticidade longitudinal [GPa]	134
Módulo de Elasticidade transversal [GPa]	7
Resistência a tração longitudinal [MPa]	1270
Resistência a tração transversal [MPa]	42
Resistência a compressão longitudinal [MPa]	1130
Resistência a compressão transversal [MPa]	141
Módulo de Cisalhamento [GPa]	4,2
Tensão de cisalhamento crítica [MPa]	63
Coefficiente de <i>Poisson</i> [-]	0,25

Fonte: [11].

De acordo com [11], os principais modos de um laminado sofrer falha são por tração, compressão e delaminação entre fibras adjacentes. Quando é detectada a ruptura de uma das camadas do laminado, isso não leva, necessariamente, à ruptura de todo o laminado.

Conforme discutido na Subseção 2.2 o tubo de carbono irá resistir às tensões devidas ao momento fletor, e, portanto, deve fornecer resistência tanto à compressão quanto à tração. As camadas de fibra na direção longitudinal cobrem a maior parte da tensão resultante, mas as fibras transversais também cobrem parte desta tensão e devem ser também avaliadas, já que possuem menor resistência na direção da tensão atuante.

Para o dimensionamento das fibras, será utilizado o critério de *Hill-Tsai*, sendo análogo ao critério de *Von Mises* que é aplicado a materiais isotrópicos. Ele deve ser considerado para cada

camada do laminado, ou seja, na direção longitudinal  $l$  e transversal  $t$ . O número de *Hill-Tsai*,  $\alpha$ , segundo [11] é calculado através Equação 2.21, e deve ser menor do que 1 para que nenhuma fibra sofra ruptura. Caso exceda este valor, na camada em consideração, a ruptura acontecerá.

$$\alpha^2 = \left( \frac{\sigma_l}{\sigma_{l,rupt}} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_t}{\sigma_{t,rupt}} \right)^2 - \left( \frac{\sigma_l \sigma_t}{\sigma_{l,rupt}^2} \right) + \left( \frac{\tau_{lt}}{\tau_{lt,rupt}} \right)^2 \quad (2.21)$$

Na Equação 2.21,  $\sigma_{t,rupt}$ ,  $\sigma_{l,rupt}$  e  $\tau_{lt,rupt}$  são, respectivamente, a tensão crítica de ruptura à tração no sentido transversal e longitudinal, e a de cisalhamento.

De acordo com [11], quando um laminado, com as características mostradas na Tabela 2.2, com 70% de fibras a 90° e 30% a 0°, é submetido a uma tensão de 1 MPa ao longo da direção a 0°, as fibras longitudinais sofrerão tensão de 2,97 MPa nesse sentido e 0,04 MPa na direção perpendicular. As fibras transversais, por sua vez, sofrerão 0,02 MPa nesta direção e 0,15 MPa na direção ortogonal à mesma. Considerando esta mesma proporção no tubo de carbono, com a tensão devido ao fletor determinada, é possível aplicar a Equação 2.21 para determinar se as fibras falham, tanto as longitudinais como as transversais.

## 2.6 Método de Elementos Finitos

Conforme descrito por [12], o Método de Elementos Finitos (FEM, sigla em inglês) discretiza o domínio físico em análise e interpola os resultados para todo o domínio. Qualquer objeto contínuo tem infinitos graus de liberdade, mas através da modelagem, pode ser bem representado por finitos graus de liberdade através da discretização em nós (possuidor dos graus de liberdade, responsável por ligar elementos) e elementos (possuidor de deformação, tensão e propriedades mecânicas).

De acordo com [13], para uso do FEM, três etapas devem ser seguidas: pré-processamento (geometria, malha e condições de contorno), processamento da solução e pós-processamento (interpretação dos resultados).

A malha é essencial para a confiabilidade dos resultados, e existem diferentes tipos de elementos que se podem selecionar, e, conforme [12], esta depende da dimensão e da geometria da estrutura, bem como do tipo de análise e do tempo disponível para realizar as três etapas.

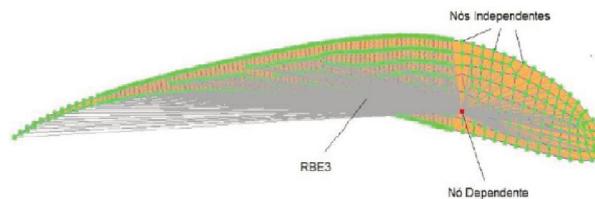
Em [12] é recomendado o uso de elementos 1D para geometrias que possuem uma di-

mensão que é muito maior que as demais, como os tubos de carbono, cuja dimensão da seção transversão não ultrapassa 10 mm de diâmetro mas o comprimento é na ordem de metros. Os principais tipos de elementos 1D são *bar* e *beam*. Será considerado que a deformação fora do plano, *warping*, é desprezível para tubos de carbono. Portanto, para os tubos de carbono, serão considerados elementos *bar*, que supõem-se que toda a força está aplicada no centro de cisalhamento, diferentemente do *beam*.

Elementos 2D e 3D seguem a mesma lógica. Portanto, elementos 2D possuem duas dimensões muito maiores que a terceira. Este elemento se encaixa com as placas de balsa a serem utilizadas. Aqui, serão utilizados os elementos CQUAD4 (4 vértices e 4 nós) e CTRIA3 (três vértices e três nós), que se adequam bem à geometria da asa e descrito por [12] como recomendados para análises estáticas.

Para a aplicação das forças aerodinâmicas no Centro Aerodinâmico, será considerado o uso de elementos rígidos do tipo 3 (RBE3). Em [14] considera-se que RBE3 define uma relação de *constraint* cujo movimento a um ponto de referência, nó dependente, é definido como a média quadrática ponderada do movimento nos nós independentes e, diferentemente do RBE2, não adiciona perigosamente rigidez à estrutura. A Figura 2.14 mostra o RBE3 aplicado a uma nervura.

Figura 2.14 – RBE3 aplicado na nervura.



Fonte: Autoria própria.

Por fim, as condições de contorno (*Multipoint Constraint (MPC)*), para voo de cruzeiro reto e nivelado serão consideradas aplicadas na raiz da asa, restringindo nesta região o movimento em todos os graus de liberdade de rotação e translação.

## 2.7 Impactos do espaçamento entre nervuras

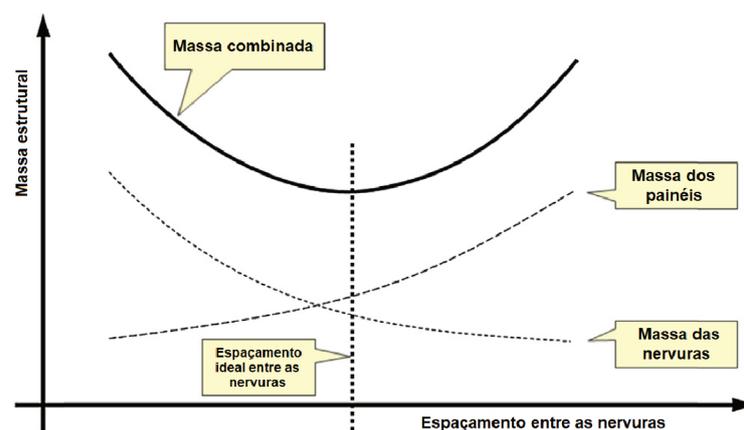
As nervuras são componentes estruturais essenciais para a distribuição de carga e estabilidade estática (flambagem) do bordo de ataque.

Conforme [15], o espaçamento entre as nervuras de uma asa é um importante parâmetro para a otimização do peso da estrutura final.

Um maior espaçamento entre as nervuras aumenta a esbeltez da região entre as nervuras, aumentando a criticidade da flambagem. Além disso, aumenta a carga aerodinâmica em cada nervura, o que exige maior espessura desta e aumento da seção da longarina. Ao mesmo tempo, um número maior de nervuras pode tornar maior a massa da asa para além da massa da nervura. Para afixar uma nervura numa asa de AeroDesign, é necessário o uso de cola, não só entre a nervura e a balsa, mas também entre a nervura e a longarina que a atravessa. Deste modo, de acordo com [16], existe um ponto ótimo de espaçamento a partir do qual a adição de nervuras não diminui, mas aumenta a massa total da asa.

Em [16] esclarece-se que, para um espaçamento ótimo e uniforme de nervuras, é necessário assumir um espaçamento inicial, dimensionar a asa em função das cargas aerodinâmicas discretizadas, e repetir o processo para outros espaçamentos, até que seja possível ajustar uma curva polinomial que estabeleça a relação entre a massa e o espaçamento, como mostra a Figura 2.15.

Figura 2.15 – Relação entre peso da asa e o espaçamento entre nervuras.



Fonte: [16].

No entanto, um espaçamento ótimo uniforme pode ser um problema pois a região próxima à raiz da asa é muito mais solicitada do que a ponta. O ideal, portanto, é obter um espaçamento ótimo diferente para cada região da asa de modo a obter a menor massa possível.

## 2.8 Otimização paramétrica

De acordo com [17], a otimização paramétrica (PO, em inglês), permite uma otimização seletiva do modelo baseado em parâmetros dados e o intervalo de valores que eles podem assumir, e é matematicamente definida pela Equação 2.22:

$$Z = \min[f(x)], \quad (2.22)$$

$$x = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ \dots \ x_N],$$

$$LB \leq x_i \leq UP,$$

$$\sum_{i=1}^N x_i = b_w,$$

onde  $Z$  é a função objetivo e  $x$  o vetor de variáveis de *design*.  $LB$  e  $UP$  limitam o valor que estas variáveis podem assumir. A última equação é uma restrição de igualdade em função da soma das variáveis de *design*.

## 2.9 Evolução Diferencial (DE) com restrições lineares de igualdade

A Evolução Diferencial, criada por [18], que estabelece que DE faz uso de  $NP$  vetores de parâmetros  $D$ -dimensionais, com,  $x_{i,G}$   $i = 1, 2, \dots, NP$  como população em cada geração  $G$ .

Inicialmente, um conjunto de vetores é gerado, de maneira estocástica, devendo cobrir todo o espaço de busca, definido como limites inferior e superior.

Através da perturbação pela diferença ponderada entre dois vetores, multiplicada pelo parâmetro Fator de Mutação  $F$ , como mostra a Equação 2.23, novos vetores de parâmetros são gerados. Esta fase é denominada mutação:

$$v_{i,G+1} = x_{r1,G} + F(x_{r3,G} - x_{r2,G}), \quad (2.23)$$

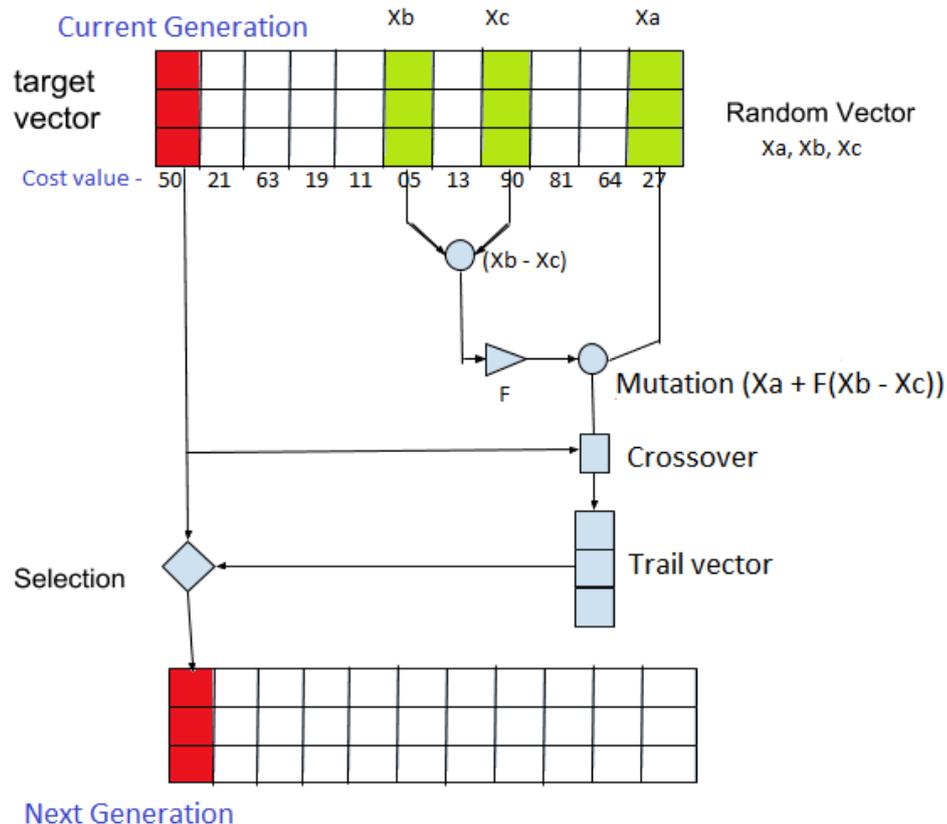
onde  $r_1, r_2, r_3 \in 1, 2, \dots, NP$  são índices distintos entre si e diferentes de  $i$ ,  $F$  é um parâmetro  $\in [0,2]$ . Em [19], tem-se a demonstração de inúmeras estratégias para selecionar o vetor  $v_{i,G+1}$ .

Para aumentar a diversidade dos indivíduos, estes novos vetores são então combinados com os vetores da geração anterior, chamados *target vector*, gerando *trial vectors*, operação denominada *crossover*. O Fator de Cruzamento  $Cr$ , variando de 0 a 1, determina quando esta operação deve ocorrer, ao ser comparado com um valor aleatório definido entre 0 e 1. Quando este valor é menor do que  $Cr$ , o *crossover* ocorre. Se o *trial vector* oferece um valor melhor que o *target vector*, ele será selecionado para a próxima geração, fase denominada seleção.

A preservação dos vetores para a próxima geração esta condicionada aos valores assumidos por eles onde, na minimização, o menor valor é preservado e o melhor valor é salvo.

A operação se repete até que a diferença entre o melhor valor na geração anterior e na atual esteja menor que a tolerância adotada. A Figura 2.16 resume um ciclo do processo.

Figura 2.16 – Evolução diferencial: construção de uma nova geração.



Fonte: [20].

Restrições lineares de igualdade podem ser adicionadas à otimização através da estratégia de penalidades, que tornam o problema irrestrito. Caso um vetor gerado não obedeça à restrição

de igualdade, a aplicação deste vetor à função objetivo será multiplicada por um valor muito maior, no caso da minimização, de modo a eliminá-lo das próximas gerações.

Outro modo é o uso da estratégia *Differential Evolution for Linear Equality* (DELEqC) que cria um sistema linear entre uma das variáveis de otimização e as demais em função da restrição linear. O procedimento é detalhado por [21].

# CAPÍTULO III

## METODOLOGIA

### 3.1 Estrutura dos códigos - Otimização estrutural

Para a aplicação do método da idealização por *booms*, as seguintes considerações serão feitas:

- a região da nervura entre 5% e 75% da corda é a região em análise neste estudo, considerando o restante negligenciável para a análise estrutural estática da estrutura;
- os aerofólios serão considerados simétricos. As coordenadas de cada nervura serão corrigidas para se obter o momento de inércia equivalente, conforme descrito na Subseção 2.3;
- a curvatura dos aerofólios será considerada para a análise de flambagem. O raio de curvatura  $\rho$  será calculado através da Equação 3.1, conforme mostrado por [22], onde  $y$  é a equação da curvatura do aerofólio nas coordenadas cartesianas;

$$\rho = \frac{(1 + y'^2)^{3/2}}{y''} \quad (3.1)$$

- a casca da seção será toda composta de balsa, incluindo a nervura, e possuirá a mesma espessura em todos os seus componentes;
- o tubo de carbono terá a mesma seção transversal ao longo da seção;

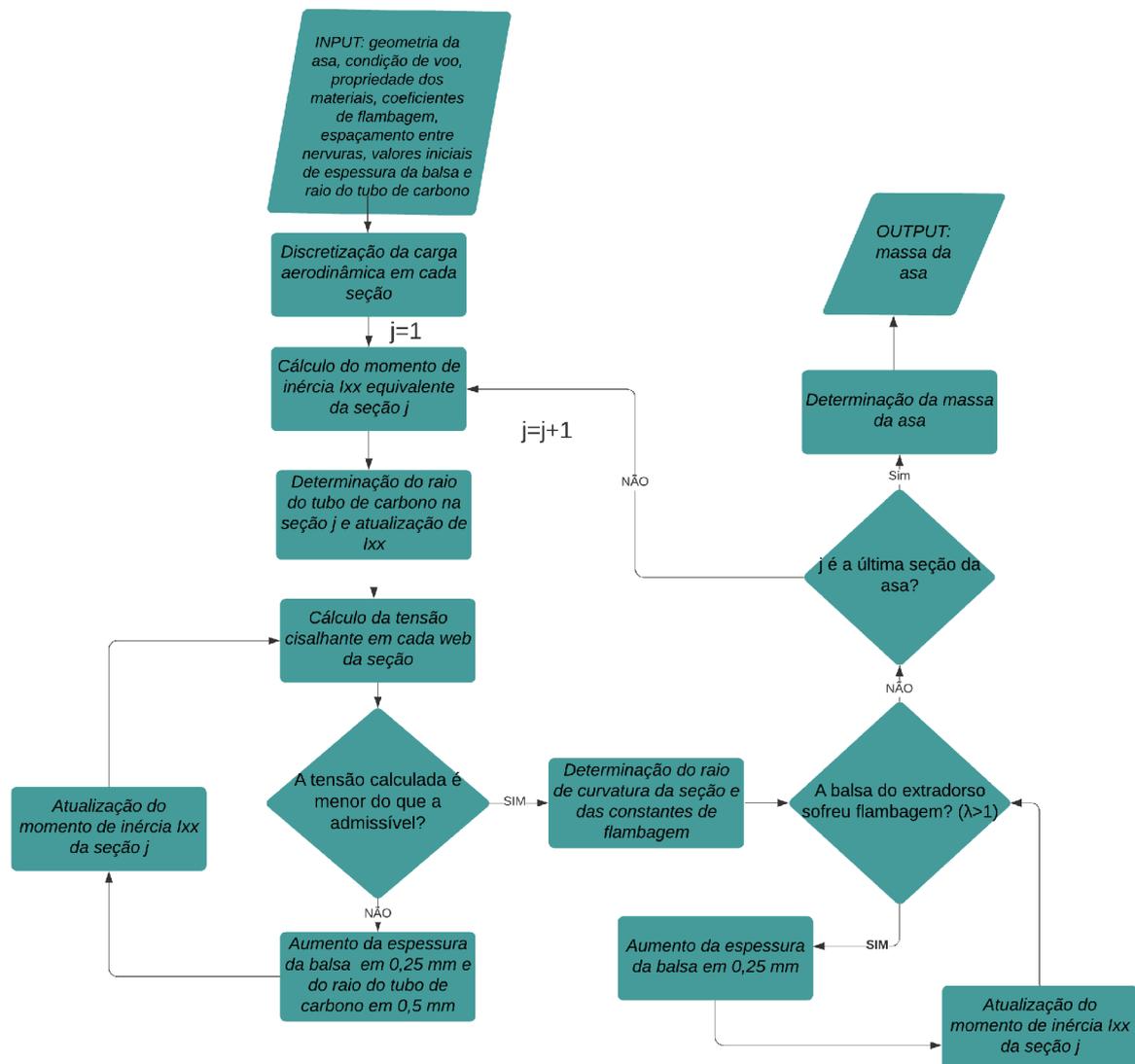
- para ter uma análise mais conservadora, em cada seção a carga aerodinâmica será aplicada na nervura mais próxima da raiz, a 25% da corda do aerofólio;
- não será considerado nenhum tipo de concentração de tensão;
- o extradorso do bordo de ataque será composto por uma placa de balsa de comprimento equivalente ao tamanho de cada seção.

O eixo x será definido como a direção e sentido do fluxo de ar, y na direção longitudinal da asa, sentido da esquerda para a direita, e z na direção e sentido da sustentação. A origem será o Centro Aerodinâmico da raiz da asa.

Para o dimensionamento dos componentes, será considerado um fator de segurança de 1,5, conforme FAR 25, seção 303.

O código foi escrito com o uso do software MATLAB<sup>®</sup>, e o diagrama de fluxo mostrado na Figura 3.1 sumariza a execução da função objetivo.

Figura 3.1 – Fluxograma da função objetivo.



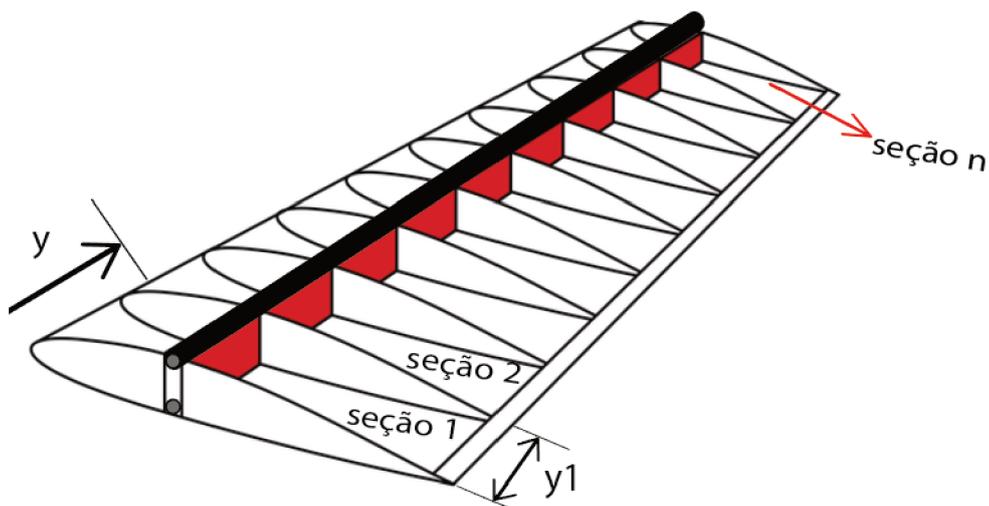
Fonte: Autoria própria.

O usuário definirá os limites inferior e superior do espaçamento das seções, aqui estabelecidos como 50 mm e 200 mm, de acordo com o histórico da equipe. Será considerado um fator de carga de 2 e condição de voo de cruzeiro. Conforme mostra a Figura 3.2, as seções serão varridas da raiz até a ponta. O parâmetro que será tomado como fundamental para a minimização da massa será o comprimento  $y_i$  de cada seção. Todos os espaçamentos serão alocado em um único vetor, como mostra a Seção 2.8.

A longarina será composta de dois tubos de carbono nas extremidades (em preto) e balsa na alma (em vermelho).

A otimização trabalhará alterando estes valores dentro dos limites estabelecidos, de acordo com o algoritmo de Evolução Diferencial desenvolvido. Foi estabelecido que os parâmetros

Figura 3.2 – Alguns parâmetros da função objetivo.



Fonte: Autoria própria.

de otimização que aumentaram a eficiência da otimização são os listados na Tabela 3.1. Os fatores de cruzamento e de mutação foram selecionados de acordo com o proposto por [23]. A estratégia de mutação utilizada será a clássica (DE/RAND/1/BIN).

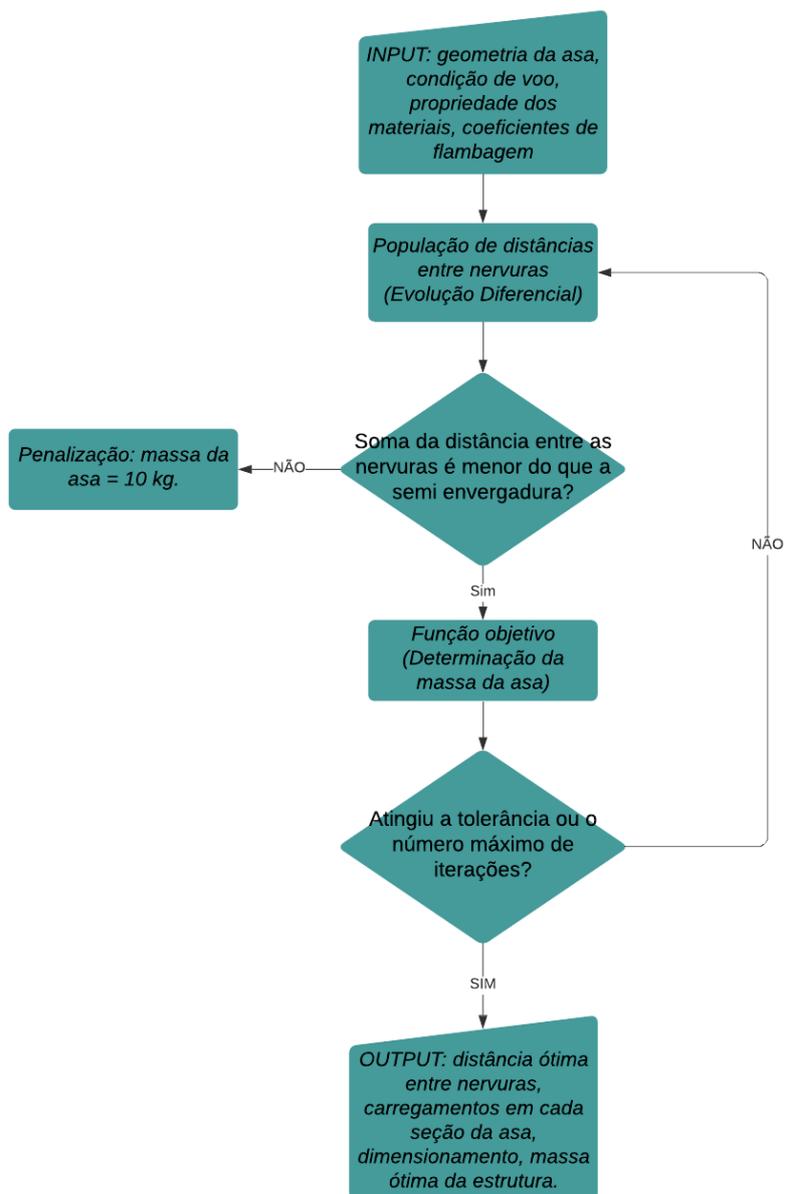
Tabela 3.1 – Parâmetros de otimização.

Propriedade	Valor
F	0,8
Cr	0,8
Número de populações	5
Número máximo de iterações	1000
Tolerância	$10^{-6}$

Fonte: Autoria própria.

A Figura 3.3 mostra o diagrama de fluxos da otimização, que receberá o nome de RIBSPO (*Rib Spacing Parametric Optimization*).

Figura 3.3 – Fluxograma geral da otimização.



Fonte: Autoria própria.

# CAPÍTULO IV

## VALIDAÇÃO DO MÉTODO

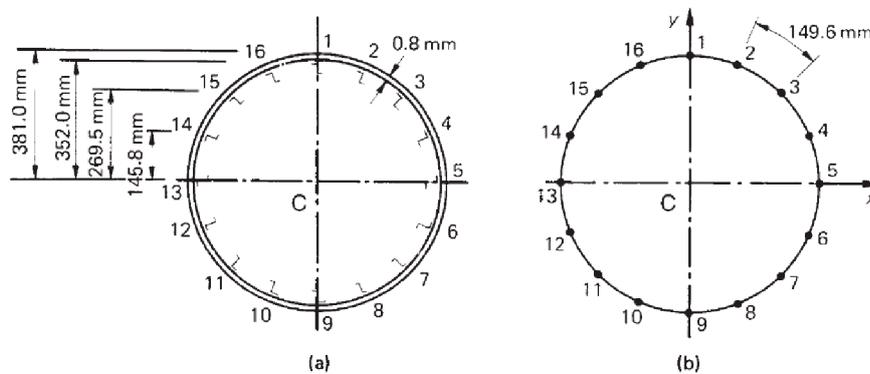
### 4.1 Checagem

Para averiguar se o código está correto, em termos da análise estática, alguns exercícios propostos pelo [5] serão resolvidos com auxílio do código.

#### 4.1.1 Tensão devida ao momento fletor

No Exemplo 22.1 de [5], deve-se considerar uma fuselagem submetida a um momento fletor de 200 kNm cuja geometria está apresentada na Figura 4.1.

Figura 4.1 – Seção transversal da fuselagem: a) real; b) idealizada.



Fonte: [5].

Sabendo que:

$$\sigma_z = \frac{M_x \cdot y}{I_{xx}}, \quad (4.1)$$

chega-se no resultado mostrado na Tabela 4.1, onde consta também a comparação com o resultado mostrado por [5].

Tabela 4.1 – Parâmetros de otimização.

Boom	Megson [MPa]	MATLAB [MPa]	Erro [%]
1	302,4	302,84	0,14116
2	279,4	279,78	0,13495
3	219,9	214,2	0,14226
4	115,7	115,88	0,15983
5	0	0	0

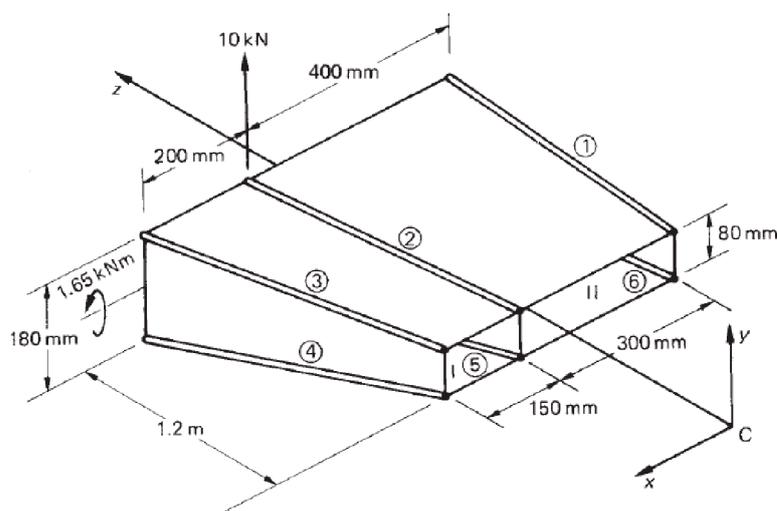
Fonte: Autoria própria.

Com o erro inferior a 0,2%, considera-se o código correto na obtenção das tensões devido ao momento fletor.

#### 4.1.2 Fluxo de cisalhamento

Esta checagem foi feita com base no Exemplo 23.4 proposto por [5], onde uma seção da asa, Figura 4.2, está submetida a uma força de sustentação de 10 kN e momento fletor de 1,65 kNm.

Figura 4.2 – Seção de asa submetida à sustentação.



Fonte: [5].

Utilizando a função objetivo, chegou-se aos resultados comparativos mostrados na Tabela 4.2.

Tabela 4.2 – Checagem do fluxo cisalhante.

Web	Megson [ $N/mm$ ]	MATLAB [ $N/mm$ ]	Erro [%]
43	19,3	19,078	1,1519
32	4,6	4,4172	3,9739
25	-19,9	-20,152	1,2646
54	4,6	4,4172	3,9739
16	-12,2	-12,082	0,96404
65	2,5	2,5781	3,1243
52	19,9	20,152	1,2646
21	2,5	2,5781	3,1243

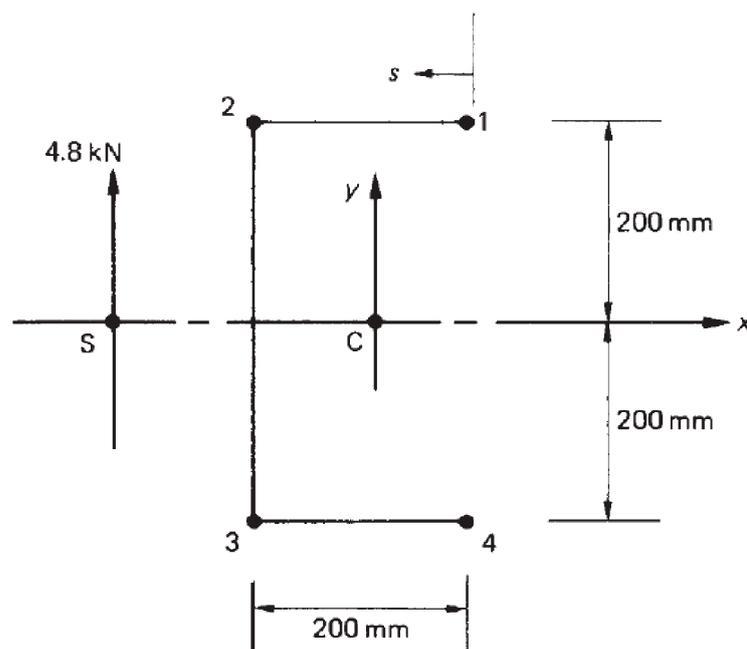
Fonte: Autoria própria.

Com erro inferior a 4%, considera-se o código correto para cálculo do fluxo cisalhante.

#### 4.1.3 Deslocamento vertical

Deslocamento será checado através do Exercício 20.5 do [5]. Uma força de 4,8 kN é aplicada no ponto S na ponta de uma viga cantilever de 2 metros, com seção transversal mostrada na Figura 4.3.

Figura 4.3 – Seção transversal da viga.



Fonte: [5].

O autor proponente [5] calculou o deslocamento vertical de 3,81 mm na ponta da viga, mesmo valor obtido na solução com a função objetivo.

#### 4.2 Validação através do FEMAP NASTRAN®

Para realizar a validação foi utilizada uma asa desenvolvida pela Equipe Tucano em 2019, com a geometria e condições de voo sumarizadas na Tabela 4.3, e distanciamento entre nervuras na Tabela 4.4.

Tabela 4.3 – Geometria e condições de voo da asa utilizada.

Propriedade	Valor
Seções aerodinâmicas	3
Aerofólios	[WTU ; WTU ; BA2WT01 ; MH70]
Corda no início da seção <sup>1</sup> [m]	[0,4152 ; 0,3321 ; 0,2471 ; 0,1669]
Posição em y de cada seção <sup>1</sup> [m]	[0 ; 0,9823 ; 1,2279 ; 1,2926]
Área da asa [m <sup>2</sup> ]	0,9031
Torção em cada seção <sup>1</sup> [°]	[0 ; 0 ; -1 ; -3]
Velocidade de cruzeiro [m/s]	21
Ângulo de ataque [°]	10
Fator de carga [–]	1
MTOW [kg]	17,5
Número de nervuras	8

Fonte: Autoria própria.

Tabela 4.4 – Espaçamento entre as nervuras em cada seção<sup>2</sup>, em milímetros.

Seção 1	Seção 2	Seção 3	Seção 4	Seção 5	Seção 6	Seção 7
98,7	191,3	200	200	200	200	200

Fonte: Autoria própria.

A discretização das cargas aerodinâmicas, realizada com o uso do software OpenVSP, *solver* VSPAERO, está mostrada na Tabela 4.5.

<sup>1</sup>Em termos da geometria aerodinâmica da asa, seção se refere às porções com mesmas propriedades aerodinâmicas (aerofólio, afilamento, alongamento etc).

<sup>2</sup>Aqui, seção se refere a porção da asa entre uma nervura e a seguinte.

Tabela 4.5 – Distribuição de carga ao longo da semi-asa.

Seção	Sustentação [N]	Momento fletor [Nm]	Momento de torção [Nm]
1	0,4	33,3	-0,1
2	12,6	33,1	-3,4
3	19,7	25,9	-5,4
4	16,7	15,8	-4,8
5	13,2	8,5	-3,9
6	9,8	3,9	-3,0
7	7,2	1,2	-2,3
Soma	85,84	121,72	24,87

Fonte: Autoria própria.

#### 4.2.1 Modelo FEMAP®

Foi feito um modelo FEMAP® da asa, onde a asa foi engastada na raiz, bordo de fuga e ataque, nervuras, caixas de torção e alma da longarina foram modelados como elementos 2D do tipo *plate*, enquanto os tubos de carbono da longarina foram modelados como elementos do tipo *bar*.

As cargas na Tabela 4.5 foram aplicadas nos Centros Aerodinâmicos de cada nervura, através de elementos RBE3.

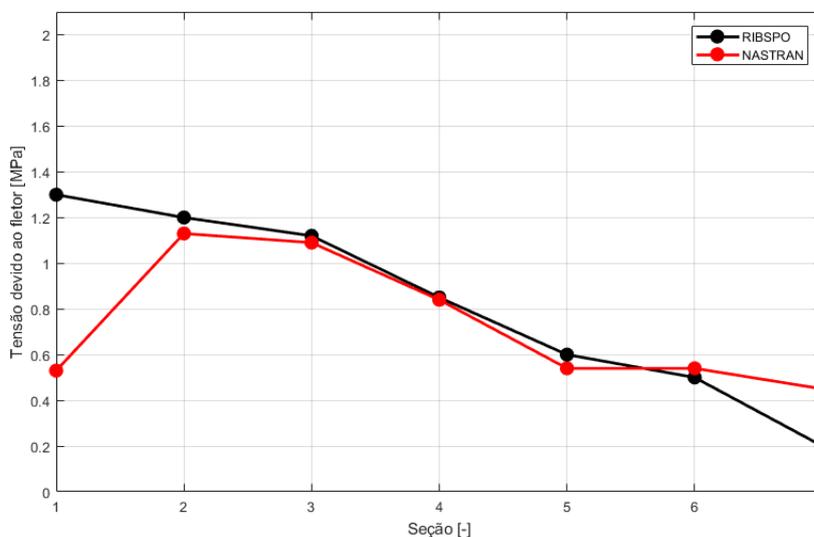
#### 4.2.2 Comparação

A comparação das tensões devidas ao momento fletor e tensão cisalhante em cada seção pode ser visualizada nas Figuras 4.4 e 4.5. Os resultados do FEMAP NASTRAN® foram obtidos através da Solução 101 (estática linear).

Nota-se a partir da Figura 4.4 que o modelo da função objetivo apresenta acurácia a partir da segunda seção até a 6. A primeira e a última, no entanto, não são bem representadas pelo modelo embutido no RIBSPO. A seção 1 se encontra próxima à raiz, onde estão as condições de contorno, que restringem o movimento em todos os graus de liberdade, já que a asa é considerada engastada nesta região.

Uma explicação para esta discrepância pode estar relacionada ao fato de que, conforme esclarecido por [24], a força em um elemento devida às forças externas é calculada pela lei de *Hooke* em função do deslocamento destes pontos, que foram restringidas como nulas. Deste modo, no engaste as forças eram nulas, e, na Seção 1, portanto, as forças são muito menores que as estabelecidas pelo método desenvolvido no RIBSPO.

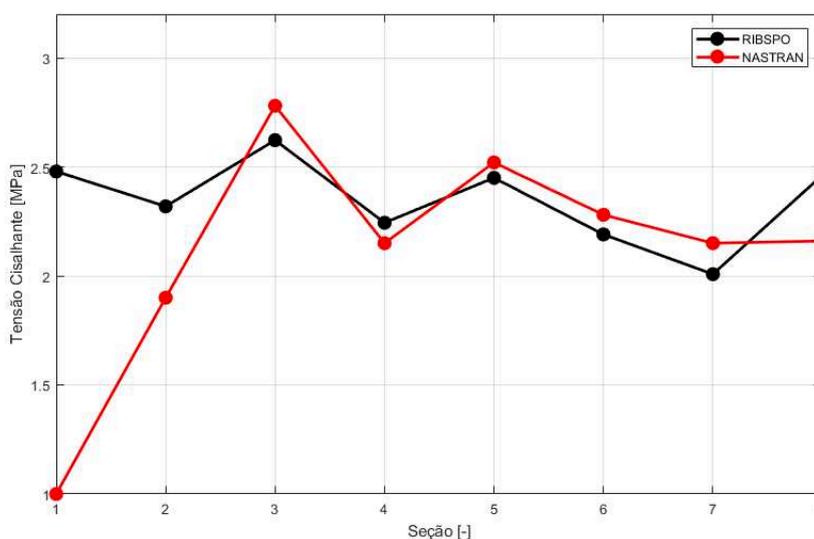
Figura 4.4 – Comparação das tensões no tubo de carbono devidas ao momento fletor.



Fonte: Autoria própria.

Nota-se, a partir da Tabela 4.3, que a última seção possui uma torção muito maior que as demais, além de apresentar afilamento muito maior também. Isto garante efeitos de concentração de tensão severos, que aumentam a tensão real que ocorre na região. Como o modelo desenvolvido não abrange este fenômeno, ele não irá representá-lo nesta região.

Figura 4.5 – Comparação das tensões cisalhantes na balsa.



Fonte: Autoria própria.

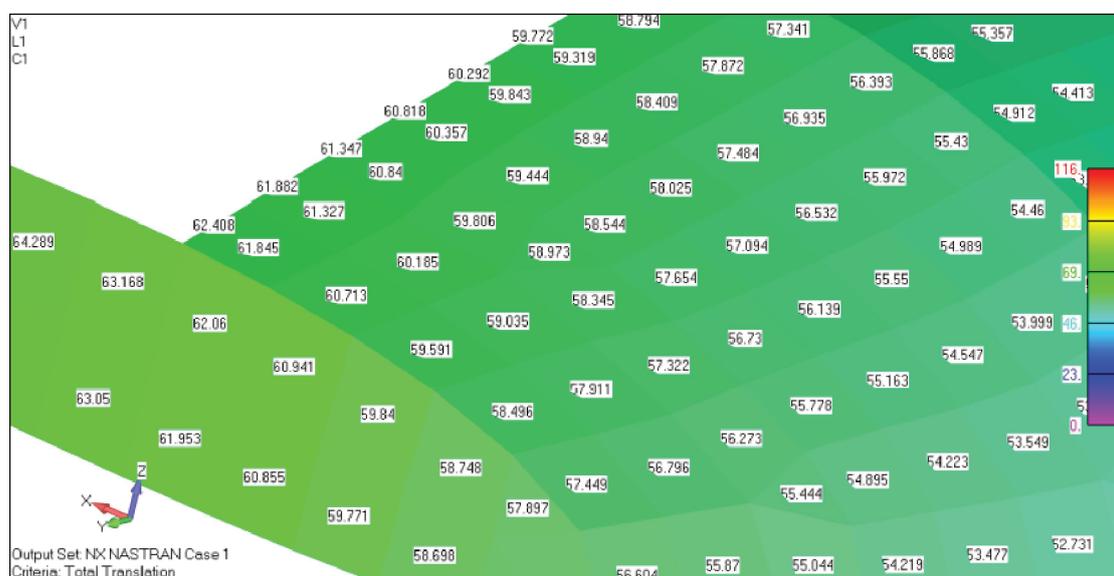
A Figura 4.5, por sua vez, mostra a mesma discrepância na região da raiz da asa. Tratando-se de tensão cisalhante, a idealização por *boms* tem a limitação de não representar a

distribuição de tensão em cada *web*, mas sim um valor médio. Deste modo, em cada seção, foi calculada manualmente a média da tensão cisalhante através do resultado obtido no FEMAP NASTRAN®. Assim, os resultados podem ser influenciados por outros fatores, como tamanho da malha e concentrações de tensão que aumentam a média final na seção. Porém, de modo geral, considera-se que a partir da região da raiz, o modelo consegue representar bem o que se mostra no resultado via FEM.

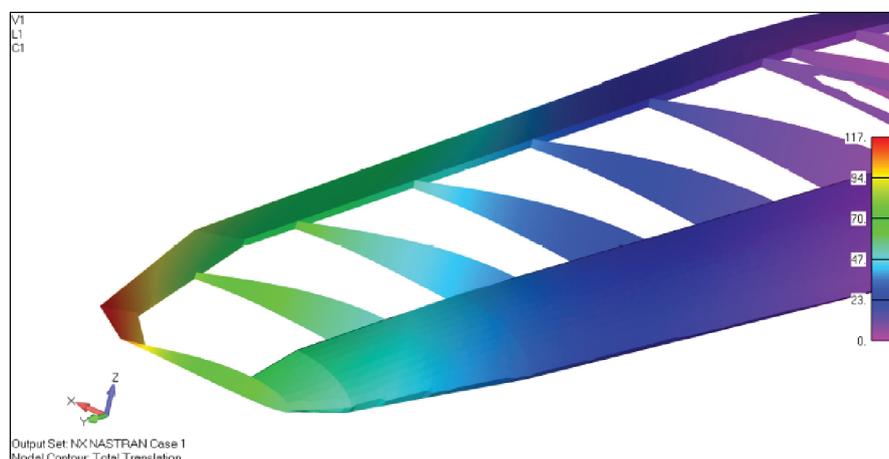
O deslocamento vertical da asa resultante apresentado pelo FEMAP NASTRAN® é mostrado na Figura 4.6.

Figura 4.6 – Deslocamento.

(a) Deslocamento no bordo de ataque



(b) Visão geral do deslocamento

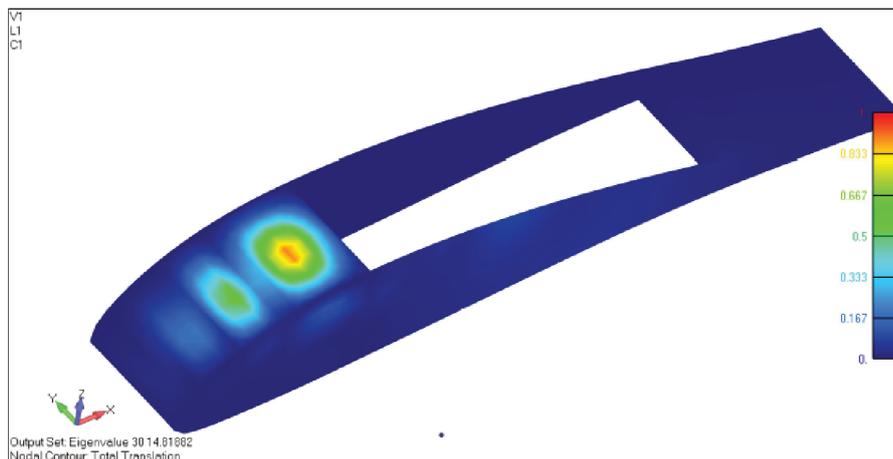


Fonte: Autoria própria.

O maior deslocamento ocorrido na ponta da asa, próximo ao bordo de fuga, como mostra a figura, é de 62,41 mm, enquanto no RIBSPO, obteve-se deslocamento de 61,99 mm, levando a um erro de 1%. Porém, no bordo de fuga, o deslocamento chega a 117 mm. Isso se deve ao fato de que o modelo analítico construído não considera essa flexibilidade de cada seção ao longo da corda, além de não considerar propriamente o bordo de fuga na análise, o que leva a uma análise que subestima a maior deflexão no modelo, já que o bordo de fuga é muito menos rígido pois a longarina está localizada a 25% da corda.

Para validar a análise de flambagem, foi executada a Solução 105 (Flambagem linear). O resultado obtido com o NASTRAN está representado na Figura 4.7.

Figura 4.7 – Análise de flambagem em seção.



Fonte: Autoria própria.

Ela apresenta o primeiro modo de flambagem no extradorso da nervura no autovalor 14,82. Via RIBSPO o autovalor está na ordem de 12,3, representando um erro de 13,5%. Esta discrepância é explicada pela desconsideração que se faz da longarina na rigidez da estrutura, de modo a representar uma análise mais conservativa.

### 4.3 Validação do estimador de massa

Primeiramente, é importante notar que o estimador de massa inclui a massa das colas, da entelagem e de pó de balsa, ou seja, materiais usados na construção que não se destinam exclusivamente ao dimensionamento estrutural.

Para avaliar a estimativa de massa, será utilizada a asa da Equipe Tucano em 2019, que

possui as características dispostas na Tabela 4.3, exceto que contém 11 nervuras, cuja disposição está mostrada na Tabela. 4.6.

Tabela 4.6 – Espaçamento entre as nervuras em cada seção em milímetros.

Seção 1	Seção 2	Seção 3	Seção 4	Seção 5	Seção 6	Seção 7	Seção 8	Seção 9	Seção 10
50	100	100	175	175	191,15	191,15	122,5	123,1	64,7

Fonte: Autoria própria.

A asa possuía massa de 685 gramas ante os 702 gramas estimados pelo código, levando a um erro relativo de 2,5%.

# CAPÍTULO V

## APLICANDO O MÉTODO

### 5.1 Análise teórica

A fim de verificar se de fato o método desenvolvido irá melhorar o projeto estrutural, a asa de 2019 da Equipe Tucano Regular foi reprojetaada fazendo uso do RIBSPO.

O otimizador foi executado, tendo em vista as características dispostas na Tabela 4.3, mas levando em conta o uso de 10 nervuras.

Após 10 horas em execução, o otimizador chegou à melhor asa, com 623 g de massa e o espaçamento mostrado na Tabela 5.1.

Tabela 5.1 – Espaçamento entre as nervuras em cada seção em milímetros.

Seção 1	Seção 2	Seção 3	Seção 4	Seção 5	Seção 6	Seção 7	Seção 8
50	79,33	188,7	200	200	200	174,05	200

Fonte: Autoria própria.

Portanto, a massa estimada da asa otimizada ofereceu diminuição de 11,2% da asa oficial desenvolvida em 2019, 702 gramas.

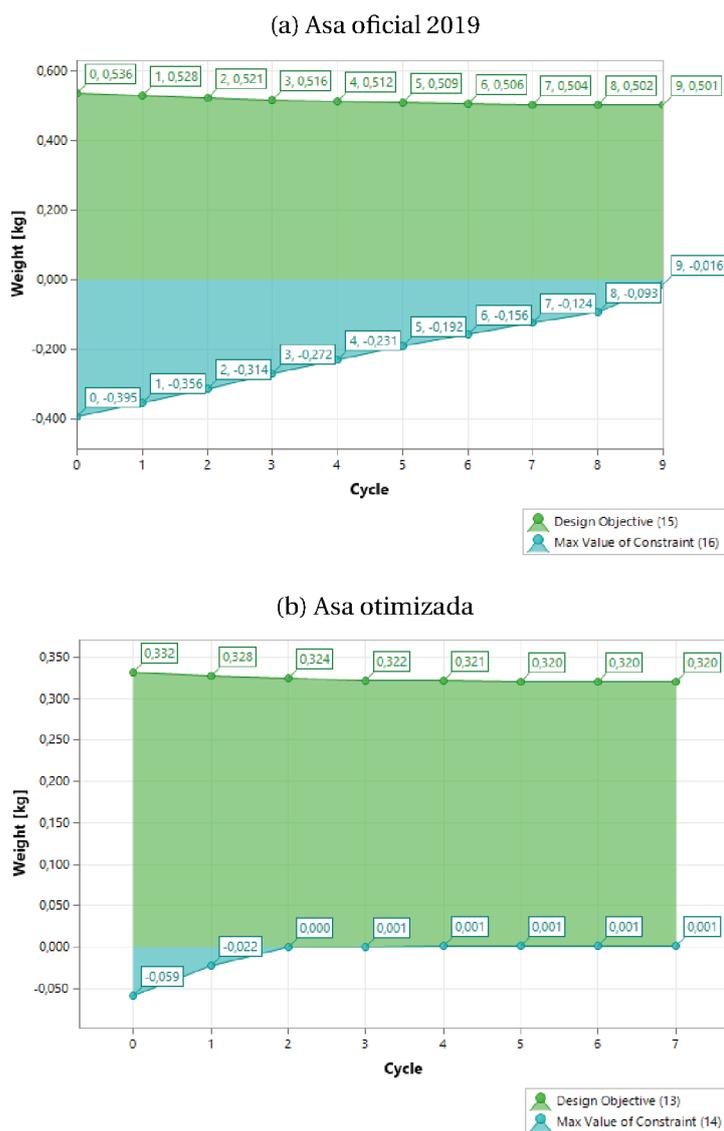
### 5.2 Análise numérica

Foram feitos dois modelos FEM, um da asa otimizada, Tabela 5.1, e outro da asa da Equipe Tucano de 2019, 4.6, lembrando que as asas estão na mesma condição de voo e com os

mesmos materiais.

Foi realizada a Solução 200 do NASTRAN, uma solução paramétrica, cujas variáveis de *design* foram selecionadas, tais como a área dos tubos de carbono em cada seção e; como restrições, os limites de resistência deste material; e, como função objetivo, a massa da balsa e dos tubos de carbono. Os resultados estão sumarizados na Figura 5.1.

Figura 5.1 – Resultado da Solução 200.



Fonte: Autoria própria.

*Max Value of Constraint*, em azul, deve ser negativo, não podendo ser nulo, para satisfazer as condições de restrição impostas na solução. Observa-se, portanto, que a massa selecionada para a asa 2019 é de 501 g ante 328 g da asa otimizada por RIBSPO, oferecendo redução de 35% da massa estrutural da asa.

# CAPÍTULO VI

## FERRAMENTA NO EXCEL<sup>®</sup>

### 6.1 Contextualização

O Catia traz consigo uma macro do Excel<sup>®</sup>, utilizada para importação de pontos, criação de *splines* e superfícies de múltiplas seções transversais, como asas. Para a criação de superfícies aerodinâmicas, são utilizados arquivos contendo as coordenadas cartesianas que descrevem geometricamente o aerofólio. A utilização dessa macro nativa necessita no entanto, que determinada estrutura de formatação das células seja utilizada.

Dessa forma, será utilizada uma abordagem que consiste no cálculo prévio, anterior à importação das curvas para o ambiente de desenho, de todas as características geométricas dessa estrutura, como corda aerodinâmica, torção geométrica ou mesmo enflechamento e diedro; tendo por objetivo simplificar o desenho, que não necessitará de outras manipulações geométricas dos perfis.

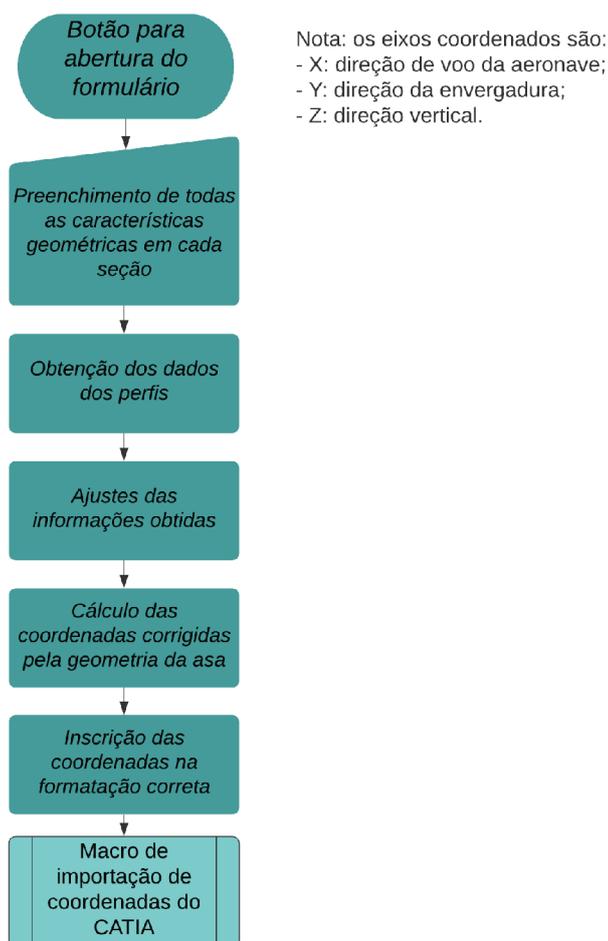
A linguagem de programação utilizada é a *Visual Basic Application* (VBA), em ambos os softwares, Excel<sup>®</sup> e Catia<sup>®</sup>, guardadas as devidas diferenciações de construção dos códigos.

### 6.2 Descrição das etapas do código

O algoritmo é constituído por cinco etapas: preenchimento do formulário com as informações da asa, importação das coordenadas cartesianas do aerofólio, correção da formatação dos

dados obtidos, adequação das coordenadas à geometria da asa e reescrita dos pontos no formato necessário para importação pelo Catia<sup>®</sup>. Além dessas, há uma rotina para reinicialização dos dados, anterior à descrição de uma nova geometria.

Figura 6.1 – Fluxograma simplificado de processos executados pelo Excel<sup>®</sup>.



Fonte: Autoria própria.

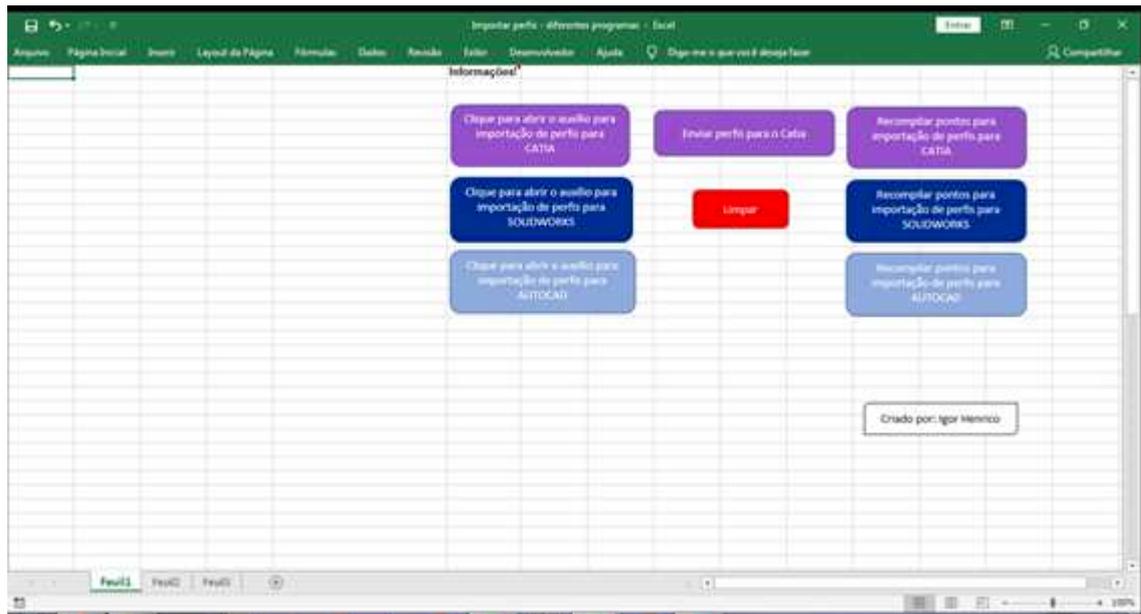
### 6.3 Formatação e funções da planilha

Parte importante da recepção da ferramenta pelo usuário, é a interface, que deve ser clara e objetiva, para não causar confusões e consequentes erros na manipulação dos dados. Por esse motivo, a escolha feita foi de botões com funções bem definidas, mensagem informativa e tabelas claras da informação que recebem.

Além do recurso principal desenvolvido neste trabalho, que tem por objetivo criar ferramentas para desenhos por meio do software Catia<sup>®</sup>, serão desenvolvidos também recursos para

exportação de perfis para os softwares SolidWorks® e AutoCAD®. Esses são de uso necessário para outras etapas do projeto e construção da aeronave no Aerodesign e a partir do código principal foram necessárias poucas modificações para implementação de tais processos. Suas elaborações e aplicações serão detalhadas em seções que seguem.

Figura 6.2 – Planilha 1, local onde são executados os comandos e são apresentadas as informações calculadas.



Fonte: Autoria própria.

#### 6.4 Formulário

A ferramenta formulário, oriunda da programação orientada ao objeto, permite a criação de interfaces, com consequentes respostas programadas em código fonte. Dessa forma, torna-se mais fácil o preenchimento de tabelas, modificações de variáveis e células, formatações, uso de fórmulas, e quaisquer ferramentas que o software possua.

Serão utilizados dois diferentes formulários: no primeiro serão preenchidas informações acerca da raiz da asa e número de seções individuais que a compõem. O segundo será reexibido de acordo com este número de seções. Nele será descrita a geometria dessa seção e do aerofólio que a delimita.

A primeira etapa de construção do código é a construção da interface gráfica da ferramenta formulário. Os objetos necessários para sua construção foram então, rótulos, descritivos das

Figura 6.3 – Planilha 2, contém as tabelas que descrevem a geometria da asa e as coordenadas dos perfis aerodinâmicos utilizados.

1	Local do arquivo do perfil	Conteúdo	Comprimento	Inclinação	Incidência	Diâmetro	Bordo de Ataque	Bordo de Fuga	Número de perfil
2									
3									
4									
5									
6									
7									
8									
9									
10									
11									
12									
13									
14									
15									
16									
17									
18									
19									
20									
21									
22									
23									
24									
25									
26									
27									
28									
29									
30									
31									
32									
33									
34									
35									
36									

Fonte: Autoria própria.

informações e respostas necessárias, caixas de texto, nas quais o valor de saída é o texto preenchido e botões de comando, que acionam respectivas rotinas.

#### 6.4.1 Ações do Formulário 1

O título dos *CommandButton* é inicializado juntamente com o formulário.

Sua forma programada pode ser observada a seguir.

```
Private Sub UserForm_Activate()
    UserForm1.Caption = "Descrição inicial"
    UserForm1.CommandButton1.Caption = "Selecionar perfil"
    UserForm1.CommandButton2.Caption = "Próxima etapa"
    UserForm1.CommandButton3.Caption = "Cancelar"
End sub
```

O *CommandButton1* é responsável pela busca do caminho do arquivo de texto que contém as coordenadas do perfil. Ao ser pressionado, o usuário será direcionado a uma caixa de abertura de arquivo.

```
Sub abrir_arquivo()
    filepath = Application.GetOpenFilename()
End Sub
```

Figura 6.4 – Formulários de detalhamento da asa.

(a) Formulário 1: descrição geral da asa e da raiz da asa

Formulário 1: Bem vindo ao auxílio para criação de asas! Este formulário coleta informações gerais sobre a asa e sua raiz. O texto de boas-vindas pede ao usuário para definir todas as informações, caso queira usar um perfil de corda não unitária, lembrando de atribuir corda 1 e atribuir valor 0 às variáveis geométricas nulas. As perguntas incluem: quantas seções possui a semi-asa, qual perfil utilizado na raiz, em qual posição deseja colocar o primeiro perfil, qual a corda na raiz, qual o ângulo de incidência da raiz, e qual porcentagem da corda deseja que cubra o bordo de ataque e fuga. Há campos de entrada para cada uma dessas informações e botões CommandButton1, CommandButton2 e CommandButton3. Uma imagem de uma asa de avião é exibida na parte inferior.

(b) Formulário 2: descrição da geometria da seção

Formulário 2: Seleção de perfil que será usado. Este formulário coleta informações geométricas da seção da asa. O texto pede ao usuário para selecionar o perfil que será usado. As perguntas incluem: qual a corda ao final dessa seção, qual o comprimento dessa seção, qual o ângulo de enfilechamento, qual o ângulo de incidência, qual o ângulo de diedro, e qual porcentagem da corda deseja que cubra o bordo de ataque e fuga. Há campos de entrada para cada uma dessas informações e botões CommandButton1, CommandButton2 e CommandButton3.

Fonte: Autoria própria.

O *CommandButton3* corresponde à ação de cancelamento, finalizando o processo por completo.

O *CommandButton2* dá prosseguimento ao processo. Ao pressioná-lo, ocorrerá a sequência de eventos descrita a seguir:

- seleção da segunda planilha do arquivo;
- leitura do texto correspondente à quantidade de seções da asa;
- redimensionamento das variáveis de acordo com essa quantidade de seções;
- preenchimento na posição "0" (zero) dos vetores, correspondente às informações da raiz da asa, em cada variável e inscrição dos valores nas células adequadas na planilha 2;
- reinicialização dos controles (cada um dos objetos que recebe informações preenchidas pelo usuário) do *UserForm*;

- execução do Formulário 2 e reinicialização dos controles para cada uma das seções.

A rotina descrita pode ser observada no seguinte texto:

```
Private Sub CommandButton2_Click()
    Dim objeto As Control
    Sheets("Feuil2").Select
    UserForm1.Hide
    sections = UserForm1.TextBox1.Value
    [...]
    perfis(0) = filepath
    compr(0) = UserForm1.TextBox2.Value
    chord(0) = UserForm1.TextBox3.Value
    incid(0) = UserForm1.TextBox4.Value
    enflec(0) = 0
    diedro(0) = 0
    ba(0) = UserForm1.TextBox5.Value
    bf(0) = UserForm1.TextBox6.Value
    Range("A2") = perfis(0)
    Range("B2") = chord(0)
    Range("C2") = compr(0)
    Range("E2") = incid(0)
    Range("G2") = ba(0) / 100
    Range("H2") = bf(0) / 100
    For Each objeto In UserForm1.Controls
        On Error Resume Next
        objeto.Value = ""
    Next
    For n = 1 To sections
        UserForm2.Caption = "Características da seção"
        UserForm2.Show
        For Each objeto In UserForm2.Controls
            On Error Resume Next
            objeto.Value = ""
        Next
    Next
Next
```

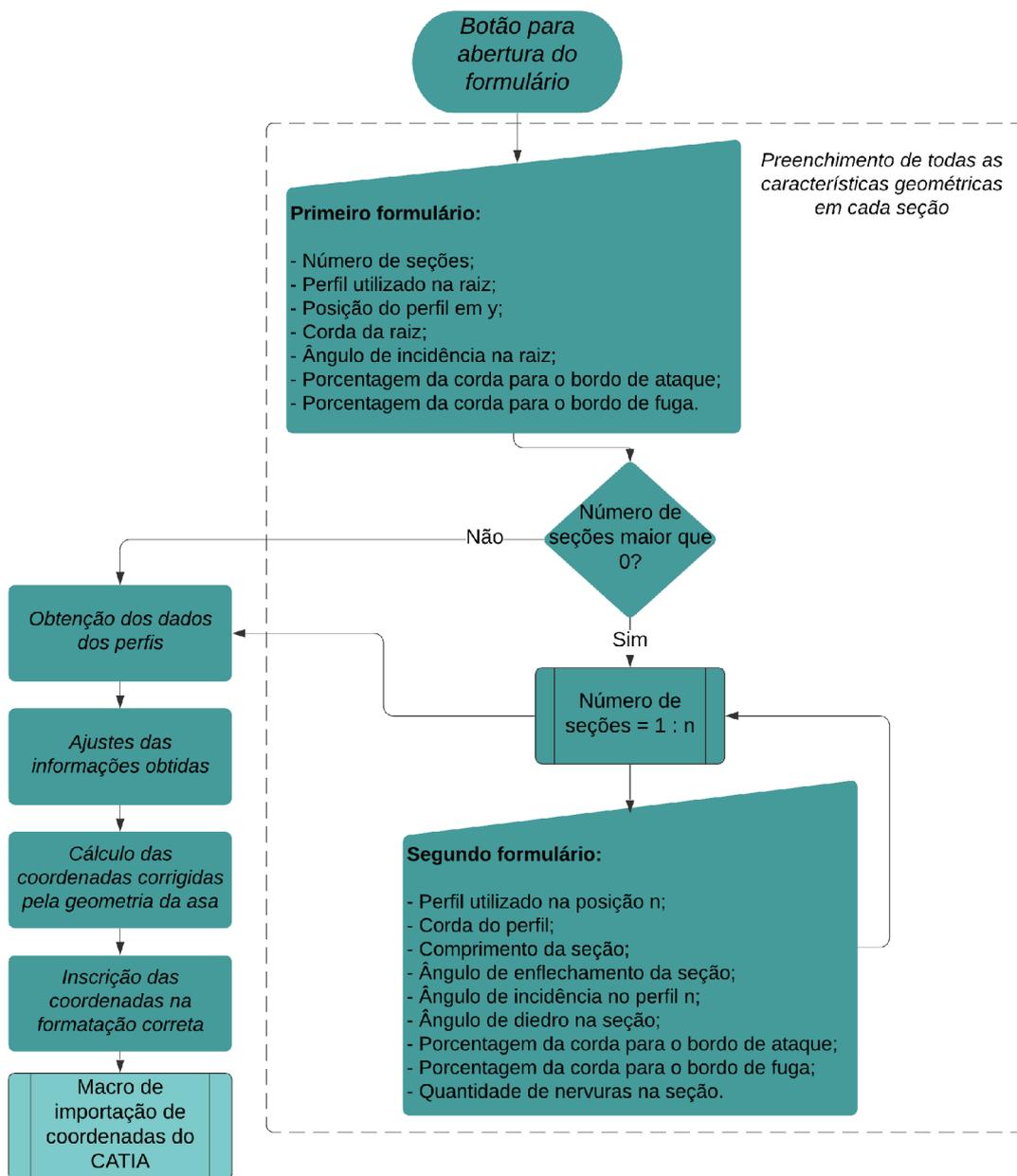
#### 6.4.2 Ações do Formulário 2

Semelhante ao primeiro, os títulos são inicializados na ativação do formulário. Assim, também é escrito o rótulo descritivo das ações a serem feitas, para que seja possível atualizar o número da seção a que esse faz referência.

Este formulário funciona de forma idêntica ao primeiro, após preenchidos os valores pelo usuário. Ao pressionar o botão de comando 2, referente à ação “Próxima seção/concluir”, as variáveis

são preenchidas na posição referente àquela seção e a tabela da planilha 2 é também preenchida.

Figura 6.5 – Fluxograma detalhado do funcionamento do formulário.



Fonte: Autoria própria.

## 6.5 Importação de perfis

Os arquivos contendo as coordenadas cartesianas do perfil aerodinâmico são escritos geralmente em formato de texto. Esses podem ser em formato .txt ou .dat. Para que sejam interpretados pelo Excel®, é necessário utilizar a ferramenta “Obter dados externos”. Nela é possível obter informações de um arquivo de texto e separá-las em colunas, utilizando para definir a separação

entre colunas, espaços, vírgulas ou tabulações. Outros símbolos também podem ser usados, mas não se aplicam a este tipo de informação.

Após recebidas as informações dos perfis, correções precisam ser feitas, pois há inúmeras formas em que o texto das coordenadas possa ter sido escrito. Exemplos disso, observados durante o desenvolvimento do software e corrigidos por meio de testes de hipótese, são:

- espaço anterior aos valores, o que causa aparecimento de uma coluna sem valores;
- nome dado ao perfil escrito na primeira linha, que causa erros do código quando do processamento dos dados;
- perfis escritos em coordenadas tridimensionais, sendo a segunda coordenada de valor constante, representativa da posição do perfil ao longo da asa. Isso ocasiona erro na interpretação dos valores pelo código;
- perfil aberto no bordo de fuga, recurso muitas vezes necessário para cálculos aerodinâmicos. No entanto, causa erros na criação de superfícies de múltiplas seções, devido à diferença no número de arestas.

Em geral, o procedimento de vínculo de dados externos é feito por meio de um botão na aba “dados”. No entanto, isso exige comandos manuais do usuário. Então foi feito uso da ferramenta de gravação de macros, que transcreve os comandos executados para a sintaxe de programação do VBA. O local de abertura do arquivo é o preenchido pelo usuário no formulário.

Esse comando é repetido para cada uma das posições da asa, na raiz e ao final de cada seção, por meio de um laço de repetição. A posição de inscrição dos dados é variada a cada repetição, não sendo assim sobrescritos os anteriores e também tornando-se possível conhecer o local de onde depois serão lidas essas informações.

```

For j = 0 To sections
    loc = perfis(j)
    Application.CutCopyMode = False
    With ActiveSheet.QueryTables.Add(Connection:= "TEXT;" & loc, _
        Destination:=range1.Offset(0, j * 3))
        .FieldNames = True
        .RowNumbers = False
        .FillAdjacentFormulas = False
        .PreserveFormatting = True
    
```

```

.RefreshOnFileOpen = False
.RefreshStyle = xlInsertDeleteCells
.SavePassword = False
.SaveData = True
.AdjustColumnWidth = False
.RefreshPeriod = 0
.TextFilePromptOnRefresh = False
.TextFilePlatform = 850
.TextFileStartRow = 1
.TextFileParseType = xlDelimited
.TextFileTextQualifier = xlTextQualifierDoubleQuote
.TextFileConsecutiveDelimiter = True
.TextFileTabDelimiter = True
.TextFileSemicolonDelimiter = False
.TextFileCommaDelimiter = False
.TextFileSpaceDelimiter = True
.TextFileColumnDataTypes = Array(1, 1)
.TextFileFixedColumnWidths = Array(10)
.TextFileTrailingMinusNumbers = True
.Refresh BackgroundQuery:=False
End With
Next

```

A seguir serão descritos todos os testes de hipótese feitos para execução de correções, sua necessidade e procedimento.

#### 6.5.1 Testar se o perfil foi colocado no lugar correto

O primeiro perfil é colocado na célula “K1”, que diz respeito à primeira linha e décima primeira coluna da planilha. Saltam-se três colunas para cada novo perfil adicionado. Em alguns casos, o uso de espaços entre os valores, para separar os dados numéricos das coordenadas, pode criar uma coluna vazia antes dos números, como pode ser observado na Figura 6.6. Essa causará um erro nos cálculos, posteriormente.

O método escolhido para corrigir essa falha foi verificar se a primeira coluna escolhida para colocar os dados contém valores. Com esse objetivo existe a função “*IsEmpty*”, que retorna um valor booleano, verdadeiro ou falso, sendo verdadeiro caso a célula testada esteja vazia. A célula testada foi a segunda linha da coluna “K”, pois é possível que na primeira esteja escrito parte do nome do perfil, gerando uma resposta incorreta. A verificação é repetida para cada perfil, adicionando sempre três colunas à posição do teste.

Caso a célula esteja vazia, conforme visto na Figura 6.6, toda a coluna também estará, portanto essa deve ser apagada. Em seguida, saltam-se duas células e adiciona-se uma nova coluna. Desta forma não haverá informações em posições erradas.

Figura 6.6 – Exemplo de importação de perfis onde os dados estão nas colunas erradas.

K	L	M	N	O
	0.99419	0.00305	NACA	15
	0.98953	0.00455	1	0.00158
	0.98137	0.00712	0.95	0.01008
	0.9714	0.01014	0.9	0.0181
	0.95944	0.01367	0.8	0.03279
	0.94599	0.01764	0.7	0.0458
	0.93167	0.02179	0.6	0.05704
	0.91652	0.02608	0.5	0.06617
	0.90094	0.0305	0.4	0.07254
	0.88522	0.03489	0.3	0.07502
	0.86925	0.03924	0.25	0.07427

Fonte: Autoria própria.

```
teste_vazio = IsEmpty(range2.Offset(1, j * 3 + 1))
If teste_vazio = True Then
    range3.Offset(0, j * 3 + 1).Delete Shift:=xlToLeft
    range3.Offset(0, (j + 1) * 3).Insert Shift:=xlToRight
End If
```

### 6.5.2 Apagar nome do perfil caso esteja escrito

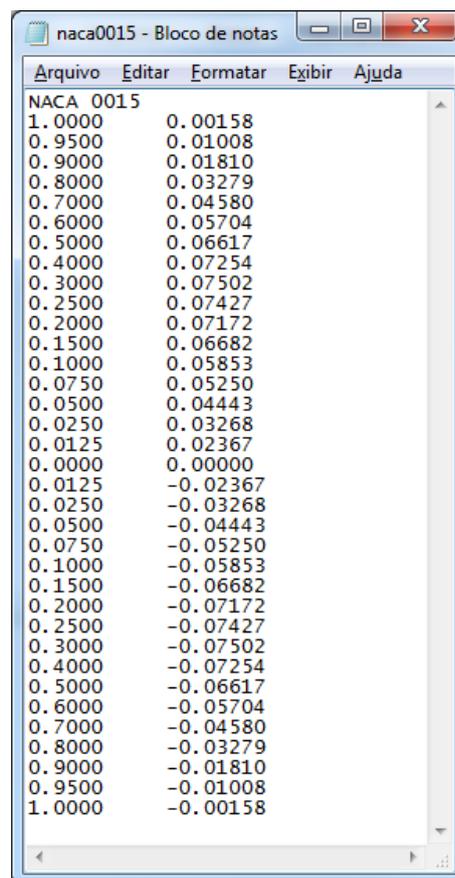
Alguns arquivos de coordenadas de perfis contêm em sua primeira linha, seu nome, como pode ser observado na Figura 6.7, que traz informações de um perfil NACA 0015, amplamente utilizado na aviação.

Trazer essa informação, junto aos dados numéricos, causa erros nos cálculos, que não conseguem interpretar que não se trata de um valor numérico referente às coordenadas. De forma semelhante ao teste anterior, há uma função capaz de definir se o valor descrito na célula é numérico ou texto. Chama-se “*IsNumeric*” e também retorna um valor booleano, sendo verdadeiro caso o valor apresentado na célula seja numérico.

Caso verdadeiro, há ainda a necessidade de um segundo teste. A separação em colunas pode separar números que compõem o nome e causar uma resposta falsa, como pode ser visto na Figura 6.6, onde o nome NACA 0015 foi separado e na quarta coluna escrita passou a ser escrito apenas o valor 15. Para corrigir isso é testado se o valor encontrado na célula é maior que 2. Esse

valor foi escolhido pois os perfis são normalizados para os cálculos aerodinâmicos, ou seja, sua corda será sempre igual à unitária. Essa informação será também útil quando forem discutidos os cálculos necessários para dimensionamento da nervura. Então, o valor presente na célula não será, em geral, superior a 1, salvos alguns poucos casos onde são valores pouco maiores que este, como por exemplo o primeiro valor para a coordenada x no perfil WTU, na Figura 6.8. O valor 2 compreende esses casos e não deixa, no entanto, possibilidade para valores maiores causarem erros.

Figura 6.7 – Coordenadas geométricas do perfil NACA 0015.



NACA 0015	
1.0000	0.00158
0.9500	0.01008
0.9000	0.01810
0.8000	0.03279
0.7000	0.04580
0.6000	0.05704
0.5000	0.06617
0.4000	0.07254
0.3000	0.07502
0.2500	0.07427
0.2000	0.07172
0.1500	0.06682
0.1000	0.05853
0.0750	0.05250
0.0500	0.04443
0.0250	0.03268
0.0125	0.02367
0.0000	0.00000
0.0125	-0.02367
0.0250	-0.03268
0.0500	-0.04443
0.0750	-0.05250
0.1000	-0.05853
0.1500	-0.06682
0.2000	-0.07172
0.2500	-0.07427
0.3000	-0.07502
0.4000	-0.07254
0.5000	-0.06617
0.6000	-0.05704
0.7000	-0.04580
0.8000	-0.03279
0.9000	-0.01810
0.9500	-0.01008
1.0000	-0.00158

Fonte: [25]

Assim, no caso de o valor observado na primeira célula do conjunto de dados ser não numérico ou maior que 2, essa célula e as dispostas à sua direita serão excluídas.

```
teste_num = IsNumeric(range2.Offset(0, j * 3 + 1))
If teste_num = True Then
    num_tested = range2.Offset(0, j * 3 + 1)
End If
If teste_num = False Or num_tested > 2 Then
    range2.Offset(0, j * 3 + 2).Delete Shift:=xlUp
    range2.Offset(0, j * 3 + 1).Delete Shift:=xlUp
End If
```

Figura 6.8 – Coordenadas do perfil aerodinâmico WTU.

1.00087	0.00001
0.98844	0.00232
0.96556	0.00675
0.94019	0.01182
0.91403	0.01721
0.88748	0.02279
0.86072	0.02846
0.85102	0.03058
0.83407	0.03465
0.8078	0.04102

Fonte: Banco de perfis da equipe Tucano Aerodesign.

### 6.5.3 Conferir se o perfil está escrito de forma bidimensional

Alguns arquivos de perfis, que já passaram por edição, possuem na segunda coluna, corresponde à coordenada y, o valor da posição do perfil ao longo da envergadura. Para que os dados de coordenadas estejam no mesmo formato dos demais perfis, é necessário remover os valores dessa coluna.

O teste de hipótese permite observar se o valor presente na primeira e segunda linhas da segunda coluna são idênticos. Caso positivo, todas as linhas possuem o mesmo valor. O procedimento adotado para a correção foi: copiar o valor presente em cada linha na terceira coluna e copiar para a segunda coluna. Em seguida, apagar o presente na terceira coluna.

```
If (range2.Offset(1, j * 3 + 2)) = (range2.Offset(2, j * 3 + 2)) Then
    Set range4 = Range(range2.Offset(0, j * 3 + 3), _
        range2.Offset(0, j * 3 + 3).End(xlDown))
    count = 0
    For Each cell In range4
        range2.Offset(count, j * 3 + 2).Value = cell.Value
        cell.Value = ""
        count = count + 1
    Next
End If
```

### 6.5.4 Teste do fechamento do bordo de fuga

O último teste se faz necessário, não por uma necessidade de cálculo ou adequação de dados, mas por necessidade das próximas etapas a serem realizadas, na criação do desenho da asa. Em alguns perfis, o bordo de fuga não tende a um ponto, mas é aberto, por necessidades do

cálculo aerodinâmico, como acontece no refinamento de uma malha aerodinâmica para utilização em análises de CFD (*Computational Fluid Dynamics* ou Fluidodinâmica Computacional) ou mesmo por limitações estruturais, pela impossibilidade de construção de um bordo de fuga tão fino.

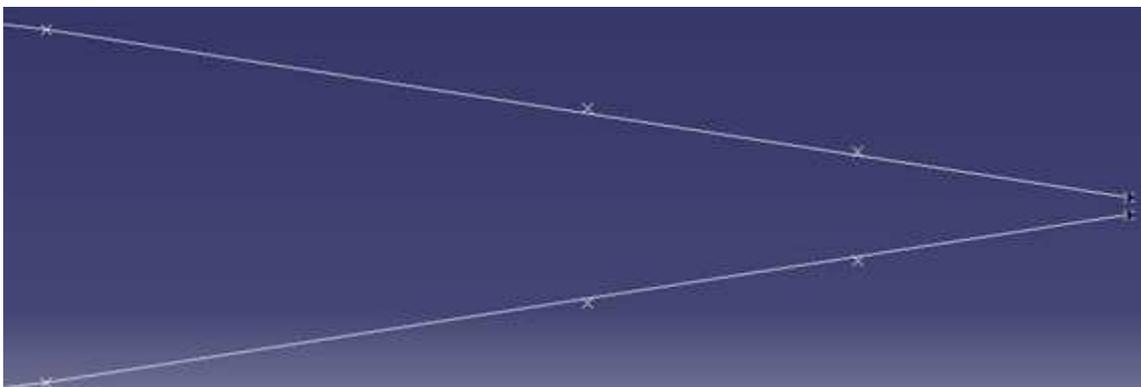
No entanto, o software de desenho não é capaz de criar uma superfície de múltiplas seções em esboços com diferentes quantidades de vértices, já que alguns perfis na mesma asa podem ser abertos e outros fechados. É necessário então padronizar a forma como estes serão entregues à etapa de desenho. Há duas opções: que todos se tornem abertos, o que talvez criasse mesmo assim problemas na concepção da superfície, pois devido à tolerância dimensional nos cálculos, o esboço poderia ser erroneamente interpretado. Ou tornar todos os perfis fechados, opção aqui escolhida.

Figura 6.9 – Perfil com bordo de fuga aberto.

(a) Vista total do perfil



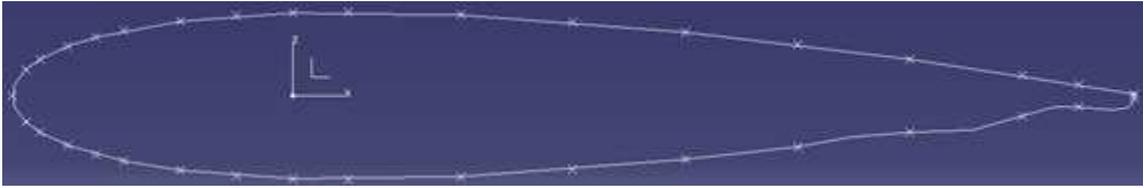
(b) Detalhe do bordo de fuga aberto



Fonte: Autoria própria.

Neste caso, há um desafio a ser superado: não permitir que a linha, do tipo *spline*, que forma o esboço, seja forçada a uma grande curvatura, criando uma espécie de protuberância no perfil ou ainda formatos irregulares, como pode ser observada na Figura 6.10. Uma *spline* é um tipo de linha polinomial em que seu formato é definido por pontos de controle. Para corrigir esse problema, a quantidade de pontos será aumentada, através de uma interpolação, a fim de diminuir a curvatura da linha. O resultado desse procedimento pode ser observado na Figura 6.11.

Figura 6.10 – Perfil com bordo de fuga fechado sem correção de curvatura.



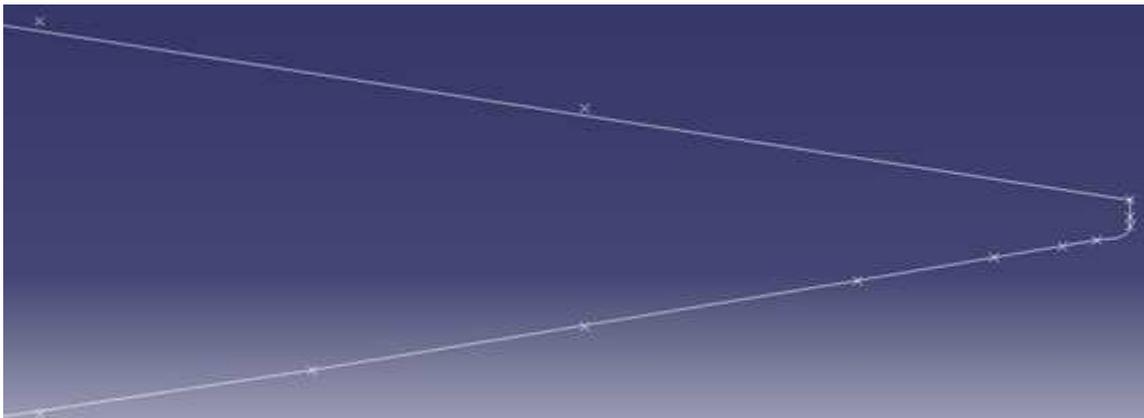
Fonte: Autoria própria.

Figura 6.11 – Perfil com bordo de fuga fechado após correção de curvatura.

(a) Vista total do perfil



(b) Detalhe do bordo de fuga corrigido



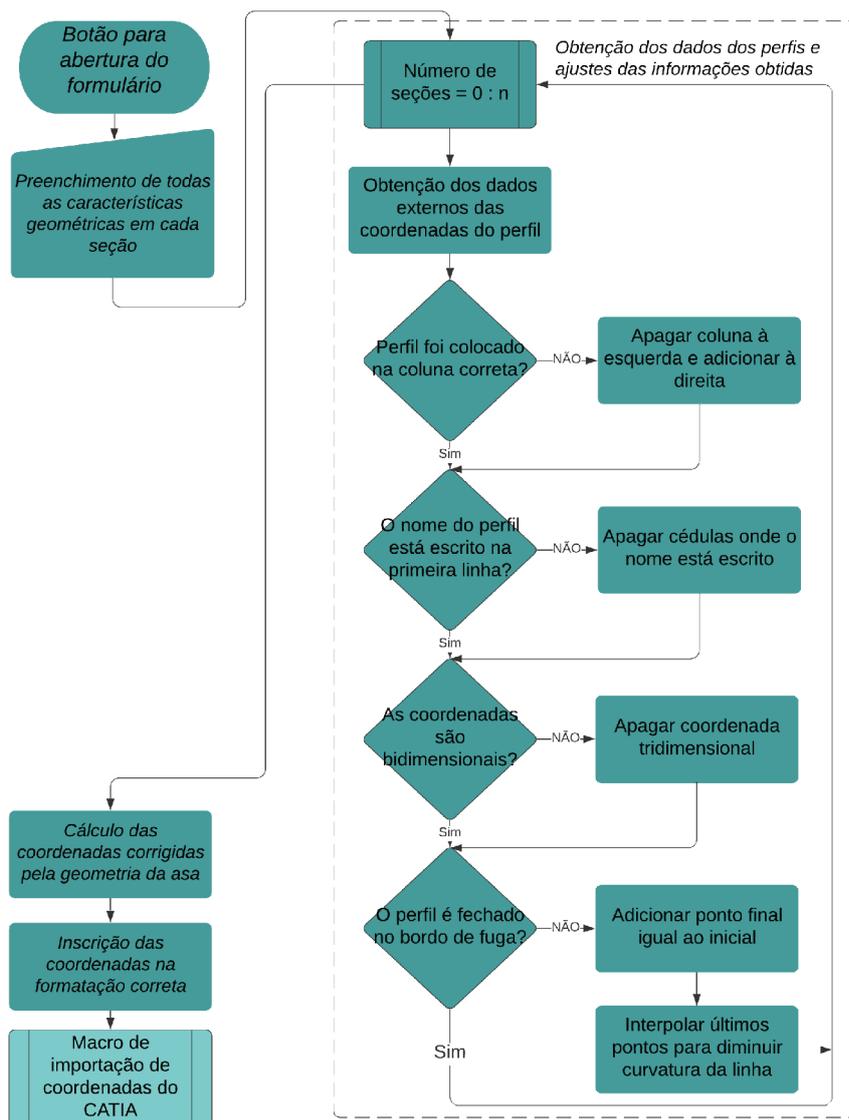
Fonte: Autoria própria.

O procedimento adotado para a correção é o seguinte:

- os valores da primeira e última coordenadas são comparados, separadamente, em  $x$  e  $y$ ;
- se o primeiro e o último pontos forem diferentes, em apenas uma das coordenadas ou ambas, a condição é satisfeita;
- um laço de repetição é aberto. Este abre um espaço entre o sexto e o quinto pontos anteriores ao último. Em seguida, interpola os valores das coordenadas destes pontos. Em seguida fazem o mesmo para o quinto e o quarto pontos e assim por diante, até o último;
- entre o último e o penúltimo pontos, outros mais são adicionados, para que nesse trecho final a curvatura seja a menor possível;

- o último ponto tem seu valor de y diminuído pela metade, a fim de ajustar ainda melhor a curva;
- outro ponto é adicionado entre o último e o primeiro;
- por fim um último ponto, idêntico ao primeiro, é adicionado, fechando totalmente a curva.

Figura 6.12 – Fluxograma detalhado do funcionamento da importação de perfis e correções feitas.

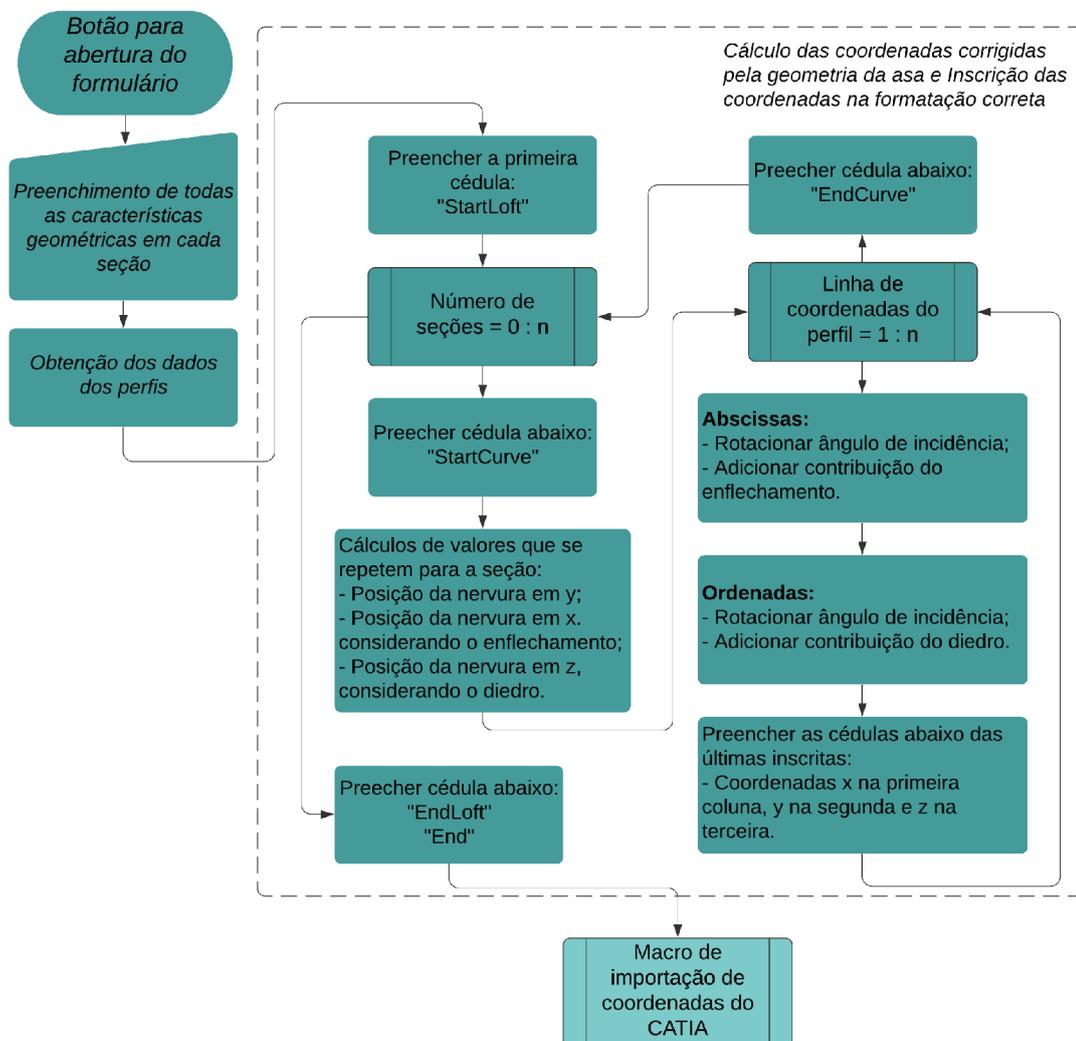


Fonte: Autoria própria.

Foram adicionadas, ainda, caixas de confirmação, perguntando ao usuário, quando a manipulação foi feita para uso nos programas SolidWorks® ou AutoCad®, como será descrito posteriormente, se deseja que o bordo de fuga seja fechado.

## 6.6 Procedimentos de cálculo

Figura 6.13 – Fluxograma detalhado do procedimento de cálculo.



Fonte: Autoria própria.

De posse das informações das características geométricas da asa e com os dados dos perfis corretamente obtidos, pode-se passar à etapa de cálculos. Em suma, três procedimentos são necessários para se adequarem os pontos que formam as nervuras à geometria desejada: translação, rotação e escala. A escala tem o papel de ajustá-los à corda naquela seção transversal. A translação modifica a posição onde o perfil é colocado, ajustando-o nas três direções, respeitando envergadura, enflechamento e diedro. A rotação, por sua vez adiciona o ângulo de incidência para a asa naquela posição, criando a torção geométrica.

Como pode ser observado no fluxograma detalhado na Figura 6.13, há duas diferentes

cadeias de repetição. A primeira se repete a cada novo perfil adicionado, significando características da seção da asa e também aplicando informações necessárias para a formatação utilizada na macro de geração de pontos e *splines* dentro do Catia<sup>®</sup>. A segunda, por sua vez, se repete para cada ponto, adicionando valores constantes, rotacionando os pares ordenados e escrevendo-os na planilha. A seguir, serão descritos os procedimentos de cálculo realizados.

Cada uma das informações inseridas pelo usuário foi retida em respectivos vetores, como descrito na Subseção 6.4, sobre funcionamento do formulário. Agora, essas informações serão trazidas à rotina responsável pelos cálculos. Esse compartilhamento de informações através de diferentes “*subs*” ou “módulos”, denominações que representam diferentes rotinas de programação dentro do ambiente VBA, é possível se a declaração das variáveis for feita de forma “global” e fora de uma rotina específica. Uma variável global pode ser utilizada em qualquer *sub* sem que seu valor seja perdido.

Um “módulo” é semelhante a uma aba, onde um código ou vários diferentes podem ser escritos. A separação em módulos permite uma melhor organização do código, separando recursos que se diferem e permitindo seu encontro com maior facilidade. Uma “*sub*”, por sua vez é a rotina de programação propriamente.

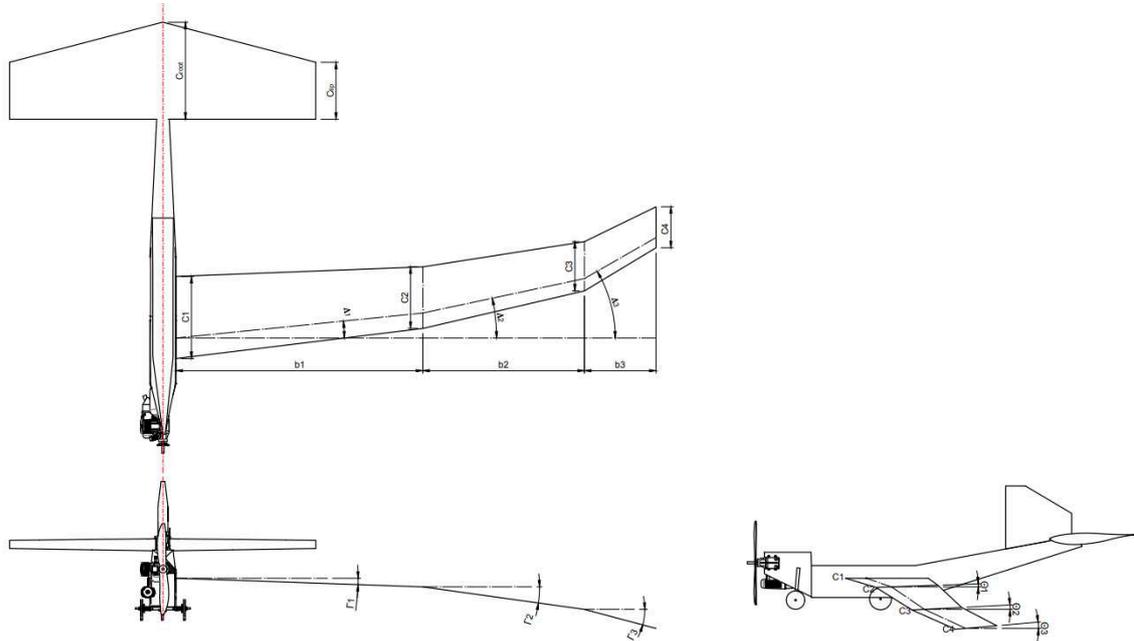
Na Figura 6.14 é possível compreender a descrição das variáveis geométricas e seus resultados. O significado de cada variável pode ser consultado na lista de símbolos.

Os valores angulares das características de diedro, enflechamento e incidência do perfil são fornecidos em graus. Portanto, o primeiro importante cálculo é a conversão para radianos, multiplicando todos os valores de cada vetor por  $\pi$  e dividindo por 180.

Entrando no primeiro laço de repetição, aquele que é repetido para cada uma das seções e raiz da asa, são calculados a posição da nervura ao longo da envergadura, a elevação vertical devido ao diedro e o deslocamento para frente ou para trás, em razão do enflechamento.

As coordenadas utilizadas, chamadas *x* e *y*, correspondem àquelas que descrevem o perfil aerodinâmico. Para exportação para o software de desenho, são necessárias coordenadas tridimensionais, portanto essa ordem será alterada. A coordenada *x* nos dados do perfil será ainda a primeira no conjunto tridimensional, a coordenada *y* é a terceira e aquela associada à envergadura, a segunda. Faz-se, dessa forma, para que seja facilitado o processo de modelagem aeroelástica da aeronave. Aeroelasticidade é a área de projeto responsável por conectar as áreas de Estruturas e

Figura 6.14 – Descrição das variáveis geométricas da asa.



Fonte: [26]

Aerodinâmica. Nela, esse sistema de coordenadas é utilizado, tendo  $x$  na direção de voo,  $y$  orientado para a ponta da asa e  $z$  orientado para cima.

Posição na envergadura:

$$Pos_n = \sum_1^n b_n, \quad (6.1)$$

onde  $n$  é a seção transversal da asa para a qual as informações estão sendo calculadas;

$Pos_n$  é a posição da nervura ao longo da envergadura;  $b_n$  é o comprimento da seção  $n$ .

```

If j = 0 Then
    posic(j) = compr(j)
Else
    posic(j) = compr(j) + posic(j - 1)
End If

```

Diedro:

$$\Gamma y_n = b_n \cdot \sin \Gamma_n + \Gamma y_{n-1}, \quad (6.2)$$

onde  $\Gamma y_n$  é o deslocamento na posição vertical da nervura devido ao diedro na seção  $n$ ; e  $\Gamma_n$  é o ângulo, em radianos, do diedro na seção  $n$ .

Flechamento:

$$\Lambda x_n = b_n \cdot \sin \Lambda_n + \Lambda x_{n-1}, \quad (6.3)$$

onde  $\Delta x_n$  é o deslocamento na posição posição horizontal da nervura devido ao enflechamento na seção  $n$ ; e  $\Lambda_n$  é o ângulo, em radianos, de enflechamento na seção  $n$ .

```

If j = 0 Then
    diedroy(j) = 0
    enflx(j) = 0
Else
    diedroy(j) = compr(j) * Sin(diedrorad(j)) + diedroy(j - 1)
    enflx(j) = compr(j) * Sin(enflecrad(j)) + enflx(j - 1)
End If

```

Já no segundo laço de repetição, os cálculos são feitos ponto a ponto. Dessa forma, é possível aplicar a escala para que o perfil tenha a corda correta, colocá-lo na posição correspondente a um quarto de corda; rotacionar de acordo com o ângulo de incidência; e adicionar os valores calculados anteriormente.

A posição de valor equivalente a um quarto da corda é geralmente utilizada na construção de asas por ser próxima ao seu centro aerodinâmico, ou seja um ponto onde o momento de arfagem não varia em função do ângulo de incidência. Se uma asa possui variação na posição longitudinal em relação a esse ponto, considera-se que esta possui enflechamento. Esse é, portanto, o ponto de origem para a descrição de uma asa.

Escala e translação do perfil para o Centro Aerodinâmico (CA):

$$X_{esc} = (x \cdot C) - C \cdot 0,25, \quad (6.4)$$

onde  $x$  é a coordenada abscissa original do perfil;  $C$  é a corda aerodinâmica do perfil;  $X_{esc}$  é a nova coordenada abscissa após escala e posicionamento no CA; e:

$$Y_{esc} = y \cdot C, \quad (6.5)$$

Onde  $y$  é a coordenada ordenada original do perfil;  $Y_{esc}$  é a nova coordenada ordenada após escala.

Rotação do perfil:

O equacionamento respeita deduções utilizando trigonometria para rotação de coordenadas cartesianas, presentes em [27]. O ângulo de incidência é negativo para respeitar a convenção para ângulo de ataque positivo no sentido horário:

$$X_{rot} = X_{esc} \cdot \cos(-\Theta) - Y_{esc} \cdot \sin(-\Theta), \quad (6.6)$$

onde  $\Theta$  é o ângulo de incidência do perfil; em radianos e  $X_{rot}$  é a nova coordenada abscissa após rotacionado o perfil; e:

$$Y_{rot} = X_{esc} \cdot \sin(-\Theta) + Y_{esc} \cdot \cos(-\Theta) \quad (6.7)$$

onde  $Y_{rot}$  é a nova coordenada ordenada após rotacionado o perfil.

Figura 6.15 – Preenchimento das variáveis geométricas de uma asa.

Descrição inicial

**Bem vindo ao auxílio para criação de asas!**

Por favor, defina todas as informações. Caso queira utilizar um perfil de corda não unitária, lembre-se de atribuir corda 1. As variáveis geométricas que forem nulas, atribua o valor 0.

Quantas diferentes seções possui sua semi-asa?

Qual o perfil utilizado na raiz da asa ?

Em qual posição deseja colocar o primeiro perfil (mm)?

Qual a corda na raiz (mm)?

Qual o ângulo de incidência da raiz (°)?

Qual porcentagem da corda deseja que cubra o:

Bordo de ataque(%):  Bordo de fuga(%):

Fonte: Autoria própria.

Em seguida, são adicionados os valores correspondentes aos deslocamentos ocasionados pelo diedro e enflechamento a cada um dos pares ordenados:

$$X_{final} = X_{rot} + \Lambda x_n, \quad (6.8)$$

onde  $X_{final}$  é a posição final da coordenada  $x$ ;  $\Lambda x_n$  é o deslocamento na posição horizontal da nervura devido ao enflechamento na seção  $n$ ; e:

$$Y_{final} = Y_{rot} + \Gamma y_n, \quad (6.9)$$

onde  $Y_{final}$  é a posição final da coordenada  $y$ ;  $\Gamma y_n$  é o deslocamento na posição vertical da nervura devido ao diedro na seção  $n$ .

Figura 6.16 – Exemplo de cálculo para modificação da geometria do perfil.

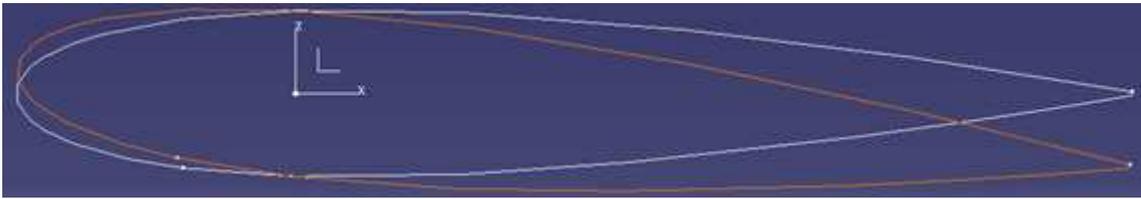
(a) Coordenadas originais do perfil		(b) Coordenadas do perfil após cálculo geométrico		
1	0.00158	StartLoft		
0.95	0.01008	StartCurve		
0.9	0.0181	74.728373	50	-6.37928194
0.8	0.03279	69.8214819	50	-5.09673774
0.7	0.0458	64.9104073	50	-3.86201088
0.6	0.05704	55.0764921	50	-1.52704344
0.5	0.06617	45.2279347	50	0.64056329
0.4	0.07254	35.3639508	50	2.63184356
0.3	0.07502	25.481577	50	4.41292675
0.25	0.07427	15.5751482	50	5.9190602
0.2	0.07172	5.63481587	50	7.03767391
0.15	0.06682	0.6473057	50	7.39873802
0.1	0.05853	-4.3558925	50	7.58048709
0.075	0.0525	-9.37957231	50	7.5281304
0.05	0.04443	-14.4327979	50	7.13806371
0.025	0.03268	-16.9758396	50	6.75524766
0.0125	0.02367	-19.536661	50	6.1692079
0	0	-22.1295557	50	5.21656849
		-23.4533264	50	4.42794174
		-24.9048675	50	2.17889357

Fonte: Autoria própria.

Tais cálculos são feitos para cada um dos pontos que definem cada perfil aerodinâmico utilizado. Após concluídas, são escritas na primeira planilha, descrevendo cada um dos pontos geométricos que formam o perfil. Dessa forma, finaliza-se a manipulação de informações necessárias para exportação de perfis para o Catia®.

A partir dessa estrutura de código, também foi possível estruturar a escrita das informações necessárias para desenho de perfis nos softwares SolidWorks® e AutoCAD®.

Figura 6.17 – Exemplo de rotação do perfil. A linha branca está em ângulo  $0^\circ$ . A linha laranja está com  $5^\circ$  de incidência.



Fonte: Autoria própria.

## 6.7 Exportação de dados para SolidWorks®

Diferentemente do Catia®, SolidWorks® possui em sua interface um comando para criação de curvas a partir de coordenadas tridimensionais. O faz em arquivos de texto, em formato .txt, com colunas separadas por tabulação. Portanto, o papel primordial do Excel® nesse processo é receber os dados de um arquivo não tabulado, ou seja, com separações de espaço simples entre os valores, convertê-los em colunas separadas, escrever a terceira coordenada, que não existe no arquivo original do perfil, como descrito em capítulo anterior, e salvá-lo como arquivo de texto tabulado, que poderá ser lido pelo programa de desenho.

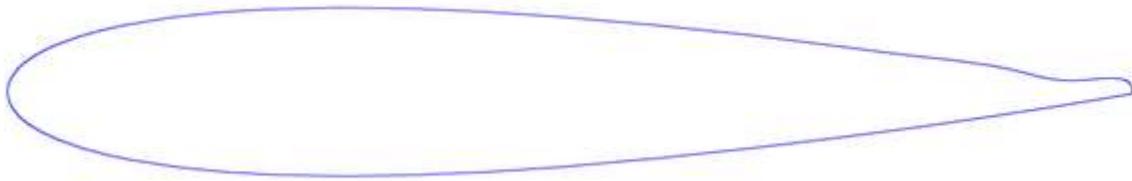
Desse processo, o único que ainda não era executado pelo código de exportação para o Catia® era o salvamento como arquivo de texto. Por isso observou-se grande viabilidade de fazê-lo, sendo as mudanças necessárias descritas a seguir:

Sobre o fechamento do bordo de fuga em caso de perfis onde esse é aberto, foi necessária uma mudança de abordagem. O Catia®, ao criar uma *spline* onde o primeiro ponto e o último coincidem, não cria ali um vínculo entre esses, tornando-os um só. Assim, o início da curva não é modificado pelo fim dela. Por outro lado, o SolidWorks®, ao criar uma *spline* fechada, o primeiro e último pontos são fundidos em um único. Desta forma, não há um ponto de início e final da curva, fazendo com que a interpolação ocorra entre todos, da mesma forma. A consequência disso é que devido à grande curvatura gerada pela mudança de intra para extradorso, a curva passa a ter um formato incorreto. Essa ocorrência pode ser observada na Figura 6.18.

Por esse motivo, uma caixa de mensagem para confirmação foi adicionada, para que o usuário decida se deseja tornar o bordo de fuga fechado.

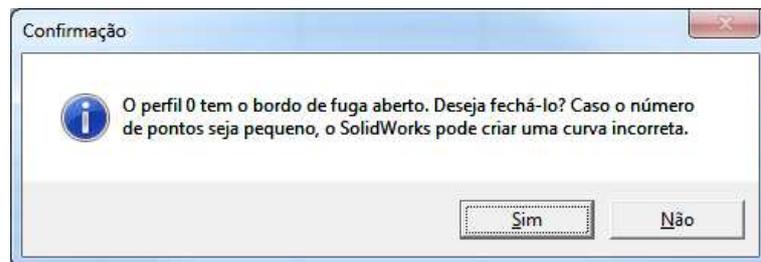
Por outro lado, caso o perfil possua um grande número de pontos de controle, ou seja, uma curta distância entre os pontos que o formam, a curvatura praticamente não é prejudicada, e

Figura 6.18 – Demonstrativo do erro que ocorre ao fechar o bordo de fuga de um perfil com poucos pontos.



Fonte: Autoria própria.

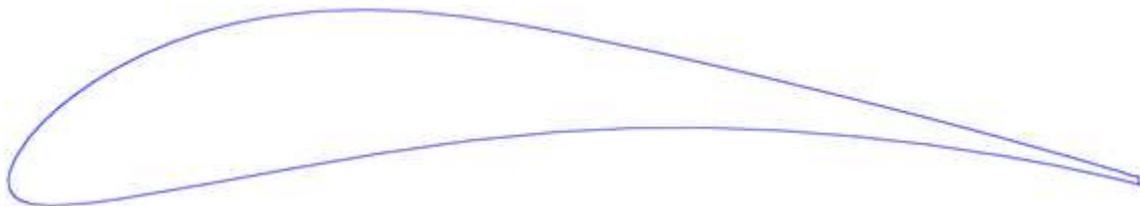
Figura 6.19 – Mensagem de confirmação sobre fechamento do bordo de fuga.



Fonte: Autoria própria.

dependendo do objetivo de tal desenho, pode ainda ser válido torná-lo fechado, a fim de diminuir o número de etapas de desenho necessárias em seguida. Um exemplo pode ser observado na Figura 6.20.

Figura 6.20 – Perfil com muitos pontos, fechamento correto do bordo de fuga.



Fonte: Autoria própria.

Após a obtenção dos dados, é inscrito o perfil na primeira planilha, com todas as suas características geométricas acertadas, como no processo descrito no capítulo anterior. Em seguida, é necessário transferir esses dados para um novo documento. Como o arquivo deve ser salvo em formato de texto, não é possível que seja feito no arquivo onde estão escritas as macros. Os pontos descritos são então copiados para a nova pasta de trabalho e salvos como texto separado por tabulações. O arquivo é salvo na mesma pasta onde está a planilha de execução das macros e o nome dado ao arquivo é escrito pela palavra "perfil" associada à posição deste na asa. Sendo a posição "0" a raiz da asa.

Figura 6.21 – Perfis configurados para utilização no software SolidWorks®.

perfil_0	perfil_1
75	0
70	0
65	0
55	0
45	0
35	0
25	0
15	0
5	0
0	0
-5	0
-10	0
-15	0
-17.5	0
-20	0
-22.5	0
-23.75	0
-25	0
-23.75	0
-22.5	0
-20	0
-17.5	0
-15	0
-10	0
-5	0
0	0
5	0
15	0
25	0
30	0
35	0
40	0
45	0
50	0
55	0
60	0
65	0

perfil_0	perfil_1
0.158	74.72837296
1.008	69.82148186
1.81	64.91040727
3.279	55.07649208
4.58	45.22793472
5.704	35.36395079
6.617	25.481577
7.254	15.57514823
7.502	5.634815873
7.427	0.647305701
7.172	-4.355892503
6.682	-9.379572308
5.853	-14.43279791
5.25	-16.97583957
4.443	-19.536661
3.268	-22.12955574
2.367	-23.45332644
0	-24.90486745
-2.367	-23.86592172
-3.268	-22.69920567
-4.443	-20.31112693
-5.25	-17.89097487
-5.853	-15.45304303
-6.682	-10.54432165
-7.172	-5.606054478
-7.427	-0.647305701
-7.502	4.327131108
-7.254	14.31069271
-6.617	24.3281579
-6.1605	29.34891799
-5.704	34.36967808
-5.142	39.39963309
-4.58	44.42958811
-3.9295	49.46725641
-3.279	54.50492471
-2.5445	59.5499141
-1.81	64.59490348

Fonte: Autoria própria.

Apresenta-se, a seguir, o código utilizado para salvamento dos arquivos em formato correto para utilização pelo SolidWorks®, após realização dos cálculos para adequação das coordenadas:

```

For j = 0 To sections
[...]
caminho = ActiveWorkbook.Path

Range("C4").Select
Range(Selection, Selection.End(xlDown)).Select
Range(Selection, Selection.End(xlToLeft)).Select
Selection.Copy
Workbooks.Add
ActiveSheet.Paste
Application.CutCopyMode = False
ActiveWorkbook.SaveAs Filename:= _
    caminho & "\perfil_" & j, FileFormat:=xlText, CreateBackup:=False
ActiveWindow.Close

```

```

Selection.Value = ""
Range("A3").Value = ""
Next

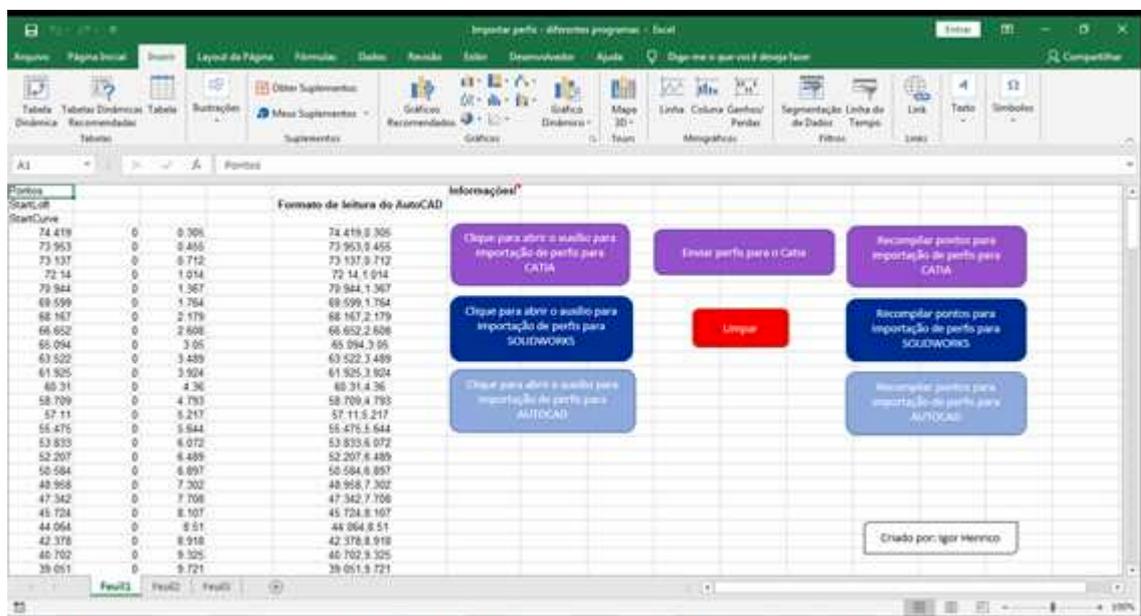
Range("A1:A2").Value = ""
Sheets("Feuill1").Select
Range("A1").Select

```

## 6.8 Exportação de dados para AutoCAD®

Catia® e SolidWorks® são softwares utilizados para modelagem tridimensional de quaisquer estruturas físicas, com o objetivo de, por exemplo, antecipar problemas de construção, observar como esse corpo será, criar imagens, criar modelos computadorizados de peças ou criar modelos de impressões 3D. Todas essas funções são utilizadas pela Equipe Tucano Aerodesign. De outra forma, o AutoCAD® é usado para criação de desenhos planejados, principalmente na construção de plantas técnicas e desenhos para corte a *laser*.

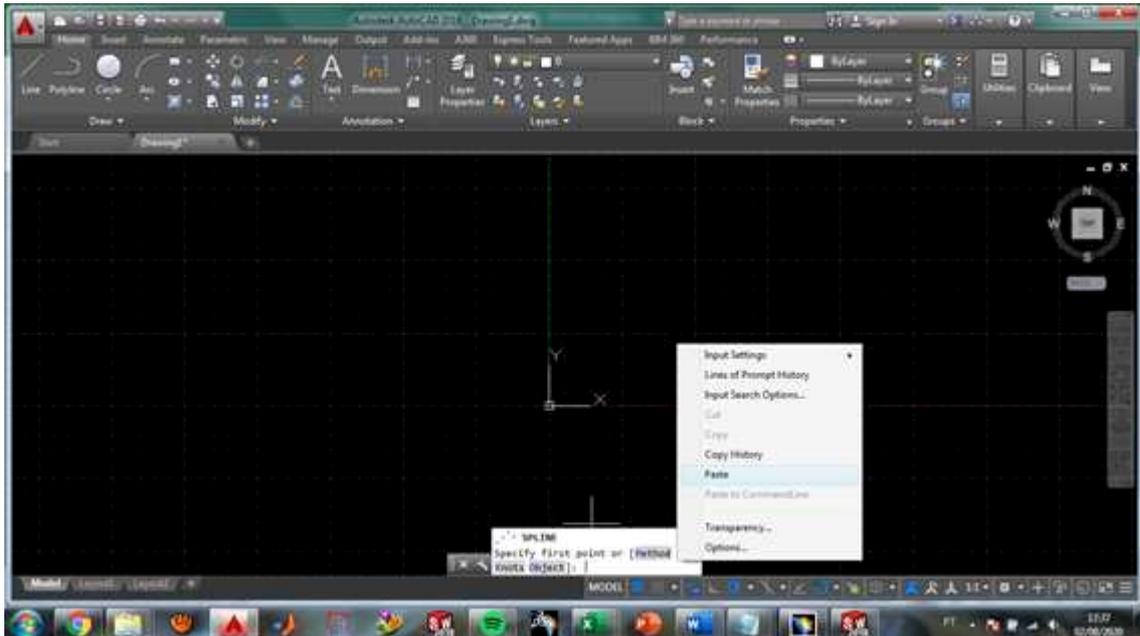
Figura 6.22 – Demonstração de preenchimento das informações para utilização no software AutoCAD®.



Fonte: Autoria própria.

A utilização de perfis aerodinâmicos neste software se dá de forma semelhante aos demais, no entanto a curva é criada não pela importação de um arquivo externo, mas com cada ponto sendo escrito na barra de comando. A forma automática de fazê-lo é então simular a escrita do par ordenado, no formato (x, y). Então em cada linha, isso será feito, concatenando a primeira coluna e

Figura 6.23 – Utilização da ferramenta *Spline* no AutoCAD®.



Fonte: Autoria própria.

a terceira. Em seguida, basta selecionar todos os pontos e colá-los na barra de comando.

Para criar a coluna com valores concatenados, foi necessário somente adicionar uma linha de código, responsável por juntar os valores da primeira e terceira colunas e separá-los por vírgula, ao descrito anteriormente para o software Catia®.

```
Range("Feuill1!A1").End(xlDown).Offset(0, 4).FormulaR1C1 = "=RC[-4]&",""&RC[-2]"
```

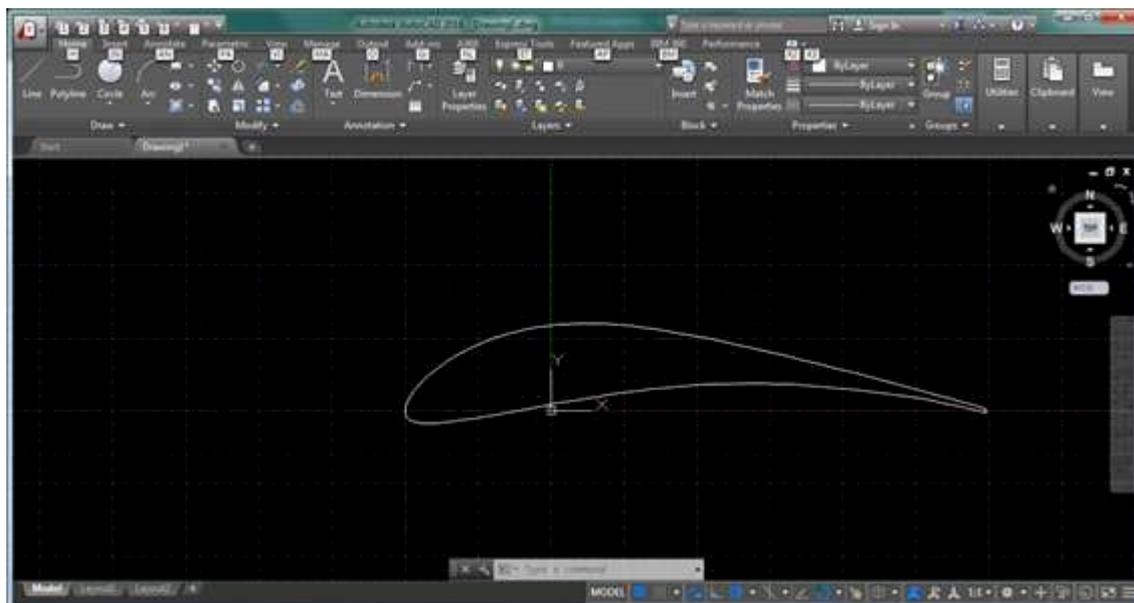
Também foram adicionadas informações para formatação dos dados, a fim de torná-los mais fáceis de interpretar.

## 6.9 Demais funcionalidades e procedimentos

### 6.9.1 Ferramenta “Limpar”

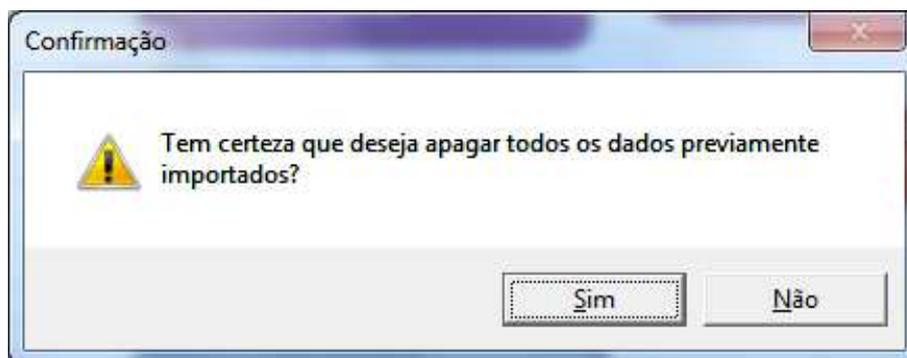
A cada nova utilização das macros para obtenção de dados, é necessário apagar as informações anteriores. Por isso, foi criada uma macro específica para essa função. Ela é utilizada ou pelo botão “Limpar”, segundo a vontade do usuário, ou em cada novo procedimento de importação de dados. Destaca-se que há, antes de seu início, uma verificação, como observado na Figura 6.25. Caso existam de fato informações nas planilhas, uma mensagem é exibida, solicitando confirmação para continuar. Isso foi feito para evitar que comandos acidentais causem a perda de informações.

Figura 6.24 – Perfil após importação para AutoCAD®.



Fonte: Autoria própria.

Figura 6.25 – Confirmação do usuário sobre desejo de reiniciar as informações.



Fonte: Autoria própria.

O funcionamento desta é o seguinte:

- selecionar e apagar todos os dados das planilhas 1, 2 e 3 (o conteúdo da terceira será relatado na Subseção 6.9.4);
- apagar as referências de dados externos, referentes aos arquivos de texto dos das coordenadas dos perfis;
- reescrever e formatar as tabelas da planilha, onde são escritas todas as informações da asa.

Para a formatação, foi utilizada a gravação de macros.

### 6.9.2 Ajuste do separador decimal

Os softwares aerodinâmicos, responsáveis pela criação do arquivo de coordenadas dos perfis, são escritos em língua inglesa. Por esse motivo, o separador decimal é o ponto, diferente do padrão brasileiro, que é a vírgula. Então, é necessário igualar o separador para que não sejam obtidas informações de forma incorreta.

Para isso, é necessário primeiramente reconhecer o sistema atualmente utilizado e, caso esteja diferente do sistema inglês, modificá-lo, e ao final do procedimento executado, retorná-lo ao original. O motivo de não apenas modificar para o sistema desejado, sem executar antes uma verificação, é que isso alteraria as preferências definidas pelo usuário, algo que não é desejado.

```
separar_decimal = Application.UseSystemSeparators
ponto_separar = Application.DecimalSeparator

If separar_decimal = True Or ponto_separar = "," Then
    With Application
        .DecimalSeparator = "."
        .ThousandsSeparator = ","
        .UseSystemSeparators = False
    End With
End If
```

### 6.9.3 Recompilar informações

Foram adicionados também botões para utilizar novamente os dados já importados, em outros programas, adequando os cálculos da geometria, ou mesmo para atualizar os pontos depois de feitas modificações nos valores que definem a asa. Para isso, os códigos descritos anteriormente foram utilizados, modificando, no entanto, a origem dos valores referentes à geometria.

Durante a execução do formulário, os dados originam das próprias variáveis de saída do formulário. Mas essas informações também são escritas na planilha 2, como descrito na Subseção 6.4. Portanto, essa é a fonte dessas, no comando de recompilar. Qualquer modificação feita pelo usuário, será considerada a partir disso, não sendo então necessário aplicar todas as características da asa em um novo formulário.

#### 6.9.4 Informações necessárias para código do Catia®

À frente, será detalhado o funcionamento do código para construção de asas no Catia®. No entanto, algumas informações precisam ser geradas pelo Excel® para o bom funcionamento deste outro. São essas as coordenadas que definem as linhas de fechamento de bordos de ataque e fuga, ou seja, posições que determinam o fim do recobrimento rígido destes. Também as informações de quantidade de seções na asa e quantidade de pontos em cada perfil.

O cálculo da posição do fechamento dos bordos de ataque e fuga é feito da seguinte maneira:

$$X_{BA_n} = C_n \cdot \frac{BA_n}{100} - C_n \cdot 0,25 + \Lambda x_n; \quad (6.10)$$

$$X_{BF_n} = C_n \cdot \frac{100 - BF_n}{100} - C_n \cdot 0,25 + \Lambda x_n; \quad (6.11)$$

onde:

$n$ : seção transversal da asa onde as informações estão sendo calculadas;

$C$ : corda aerodinâmica do perfil;

$BA_n$ : valor percentual da corda destinado ao fechamento do bordo de ataque;

$BF_n$ : valor percentual da corda destinado ao fechamento do bordo de fuga;

$\Lambda x_n$ : deslocamento na posição horizontal da nervura devido ao enflechamento na seção  $n$ ;

$X_{BA_n}$ : posição na coordenada x onde é descrito o fim do bordo de ataque;

$X_{BF_n}$ : posição na coordenada x onde é descrito o início do bordo de fuga.

A coordenada y é o valor da posição do perfil ao longo da envergadura. Para a coordenada z, o valor é nulo. Esses pontos são descritos em lista, na terceira planilha do arquivo.

A quantidade de seções da asa e a quantidade de pontos de cada perfil usado, por outro lado são escritos em uma tabela na segunda planilha. A quantidade de pontos é contada criando um vetor que acumula todas as linhas do perfil e depois são contados com comando “.count”, que retorna a quantidade de valores no vetor.

## CAPÍTULO VII

### FERRAMENTA CATIA® – CONSTRUÇÃO DE ASAS

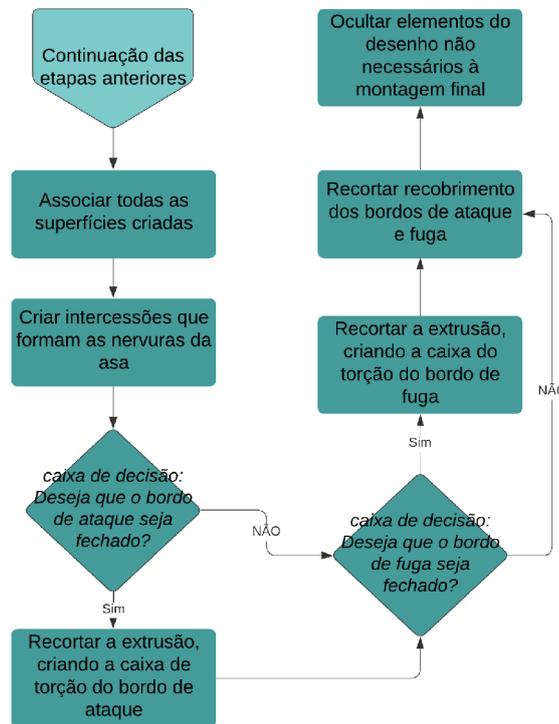
CATIA®, acrônimo da expressão em língua inglesa *Computer-Aided Three-Dimensional Interactive Application*, é um *software* para modelagem tridimensional, amplamente utilizado na Engenharia Aeronáutica. Uma de suas funções mais necessárias à Equipe Tucano é o desenho de asas para desenvolvimento de modelos estruturais.

Já tendo sido feita a importação dos perfis aerodinâmicos, pode então ser construída a estrutura da asa. Os procedimentos são apresentados a seguir, numa ordenação que contempla as seguintes etapas sequenciais:

- importação de informações sobre a asa da planilha em Excel®;
- criação de linhas que definem as posições dos bordos de ataque e fuga;
- criação de uma superfície multiseção em toda a semi-asa;
- criação de superfície que será recortada para criação dos bordos de ataque e fuga e também caixa de torção;
- criação dos planos de interseção para construção das nervuras;
- união das diferentes superfícies em uma única;
- criação das interseções de nervuras;



Figura 7.2 – Fluxograma de ações executadas pelo Catia® para construção de asas - segunda parte.



Fonte: Autoria própria.

são dadas quando do preenchimento do formulário. Algumas outras entradas, como distância entre nervuras, também serão necessárias, no entanto, serão tratadas dentro do ambiente do Catia®.

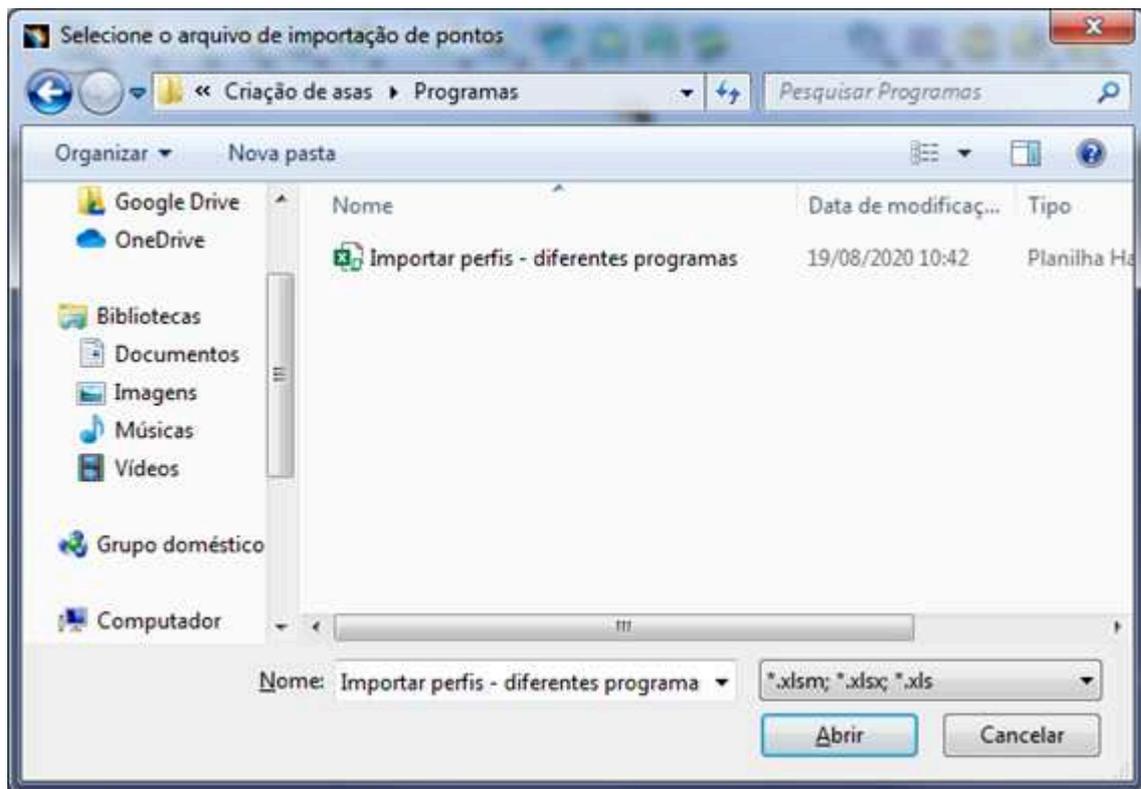
Então, a primeira ação executada pela macro é a abertura de uma caixa de seleção, conforme Figura 7.3, configurada para busca de arquivos de planilha, para informar de qual arquivo serão recebidas as informações.

Em seguida, serão inicializadas as informações referentes àquele documento onde está sendo gerada a geometria. Executados tais procedimentos, comuns a quaisquer macros criadas no ambiente de programação do Catia®, pode ser criado o objeto “*Excel.Application*”. Isso significa que a aplicação “Excel” está agora aberta por essa rotina. Será então descrito o caminho do arquivo que se deseja abrir, obtido pela caixa de seleção. A partir disso, a utilização das informações contidas na planilha se dará de forma semelhante ao próprio ambiente do Excel®.

Simultaneamente, são criadas duas *polylines*, responsáveis por definir bordos de ataque e fuga. Utilizarão, para demarcação dos pontos que as formam, as coordenadas contidas na terceira planilha do arquivo de importação de perfis, como descrito na Subseção 6.9.4.

Dim hybridShapePolyline1 As HybridShapePolyline

Figura 7.3 – Caixa de seleção de arquivo dentro da macro no Catia®.



Fonte: Autoria própria.

```
Dim Excel As Object
```

```
Set Excel = CreateObject("Excel.Application")
```

```
Set Workbook = Excel.Workbooks.Open(Path)
```

```
Workbook.Sheets("feuil3").Select
```

```
Set HSF = part1.HybridShapeFactory
```

```
Set hybridShapePolyline1 = HSF.AddNewPolyline()
```

```
Dim LastRow As Integer
```

```
LastRow = Excel.range("A65536").End(-4162).Row
```

```
'Polyline 1
```

```
For i = 1 To LastRow / 2
```

```
    X = Excel.cells(i, 1).Value
```

```
    Y = Excel.cells(i, 2).Value
```

```
    Z = Excel.cells(i, 3).Value
```

```
    Set Point = HSF.AddNewPointCoord(X, Y, Z)
```

```
    Set HybridShapePointCoord = Point
```

```
    Set poly1 = part1.CreateReferenceFromObject(HybridShapePointCoord)
```

```
    hybridShapePolyline1.InsertElement poly1, i
```

```
Next
```

De maneira semelhante, são obtidas as demais informações recuperadas do Excel<sup>®</sup>. A saber: quantidade de seções da asa, comprimento de cada seção, quantidade de nervuras em cada seção e quantidade de pontos totais que formam os perfis. Tais informações são salvas em variáveis e serão utilizadas nas aplicações que as requererem. Por fim, é necessário fechar o arquivo. Caso não seja feito isso, o processo não será encerrado e, ao tentar abrir novamente a planilha, o usuário receberá a informação de que a mesma está em uso.

```
Dim sections As Integer

Workbook.Sheets("feuille2").Select
sections = Excel.cells(10, 2).Value

ReDim compr(sections) As Double
ReDim nperfis(sections) As Integer
Dim npontos As Integer

For i = 1 To sections + 1
    compr(i - 1) = Excel.cells(i + 1, 3).Value
Next
For i = 1 To sections
    nperfis(i) = Excel.cells(i + 2, 9).Value
Next
npontos = Excel.cells(12, sections + 3).Value

Set Excel = Nothing
Workbook.Close SaveChanges:=False
```

## 7.2 Criação das superfícies de múltiplas seções

As superfícies dão o corpo estrutural da asa, já que para simulações por Método de Elementos Finitos, dentro dos procedimentos convencionados pela Equipe Tucano Aerodesign, demais elementos estruturais, como longarinas tubulares são criadas dentro do ambiente de simulação do software FEMAP<sup>®</sup>, como elementos unidimensionais que interligam nós da malha que constitui as nervuras. Dentre essas, a mais notável é a que recobre toda a asa, de onde as demais são geradas. É construída por meio da opção *Multi-Sections Surface*, ou superfície de multiseções, que utiliza os perfis importados, como extremidades da superfície e cria uma interpolação linear entre eles, respeitando assim todas as variações geométricas, como torções ou diedro.

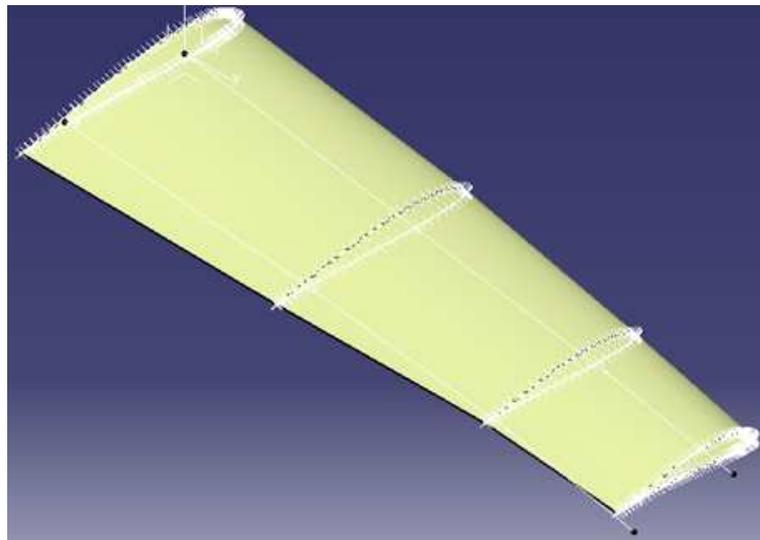
Seria possível criar uma única superfície perpassando várias seções, no entanto, sem

linhas-guia isso causaria um abaulamento da superfície nos locais onde houvesse mudança de seção. Portanto, a abordagem escolhida foi a criação de superfícies a cada duas seções transversais. Para fazê-lo para as “n” seções possíveis da asa, um laço de repetição foi criado.

O Catia® nomeia os objetos de desenho criados com o nome da função associado com o número de sua criação. Por exemplo, se a estrutura criada é uma linha, a primeira daquele desenho, o nome dado a ela será “Line.1”. E isso se repete para todos os recursos. Dessa forma, é possível designar à qual estrutura faz-se referência ao concatenar o nome do recurso e o número de criação dele. Isso será feito para todas as concepções onde há repetição.

Por esse motivo, um erro ocorrerá caso o usuário decida utilizar a ferramenta aqui descrita após já ter executado outros comandos de criação de recursos. Pois ao criar as correspondências, dentro dos laços de repetição, essas podem referir-se a recursos diferentes dos desejados. Dessa forma, ao ocorrer um erro, uma mensagem é exibida explicando essa possível causa.

Figura 7.4 – Semi-asa após feita a criação da superfície de múltiplas seções e *polylines*.



Fonte: Autoria própria.

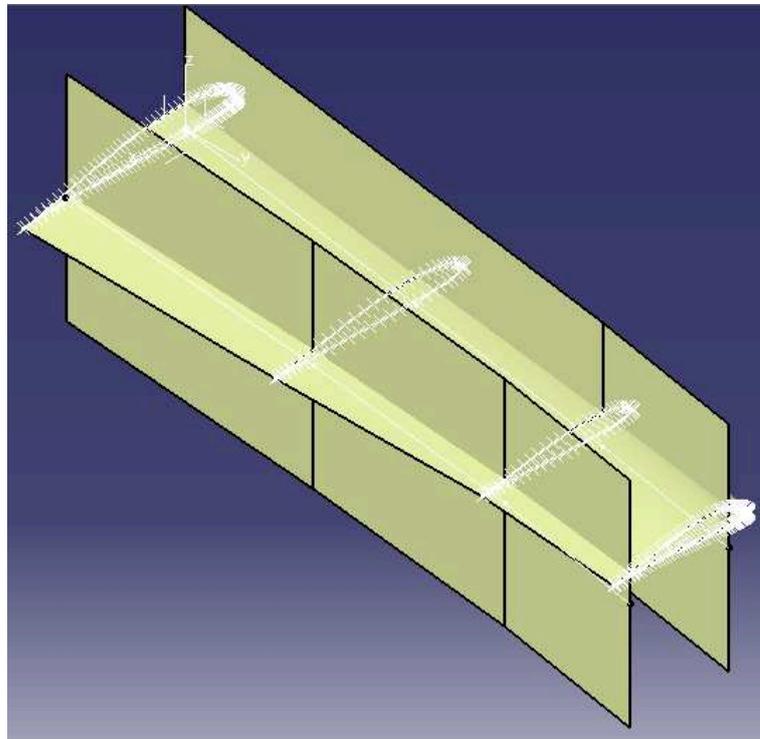
Os códigos escritos não serão apresentados nessa seção, pois sua sintaxe é pouco intuitiva. Muitos destes foram escritos com o recurso de gravação de macros e então feitas as modificações necessárias para torná-los aplicáveis a todo o escopo desejado.

### 7.3 Criação das superfícies que definem bordos de ataque e fuga

As superfícies, criadas a partir das *polylines* descritas anteriormente, as quais dão a posição do bordo de ataque e bordo de fuga, são criadas por extrusão. Esse recurso necessita de um sistema de eixos de referência, que define a direção da extrusão. Nesse ponto, um problema poderia ser encontrado. A depender das configurações feitas pelo usuário, pode ou não ser criado um sistema de eixos padrão. Caso não exista um, é necessário que o mesmo seja gerado antes da execução desse e de outros recursos. Dessa forma, optou-se pela criação de um novo eixo coordenado em toda execução da macro, para igualar o procedimento em qualquer computador utilizado.

Em seguida, é criada a extrusão da superfície, para cima e para baixo da linha, com um valor que seja maior do que a máxima espessura do perfil. Isso é feito para ambas as linhas, de bordo de fuga e bordo de ataque.

Figura 7.5 – Semi-asa após extrusão de superfícies que definem bordos de ataque e fuga.

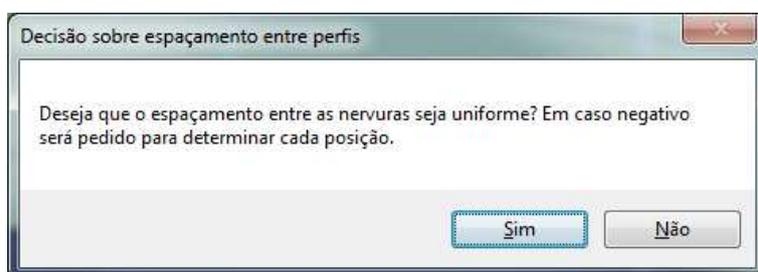


Fonte: Autoria própria.

#### 7.4 Criação dos planos de interseção

A posição onde as nervuras serão criadas é definida pela posição do plano que as contém. A quantidade de nervuras em cada seção é descrita através do formulário. Há, então, a necessidade de se conhecer como será feito distanciamento entre elas, que pode ser uniforme ou variado, de acordo com o desejado pelo usuário ou com a informação recebida do otimizador estrutural. Portanto, uma caixa de mensagem é exibida, conforme mostra a Figura 7.6, para que o usuário demonstre sua intenção. A resposta positiva motiva um cálculo uniforme da posição das nervuras. Em caso negativo, é solicitado que cada distância entre nervuras seja inserida pelo usuário.

Figura 7.6 – Mensagem solicitando confirmação sobre espaçamento entre perfis.

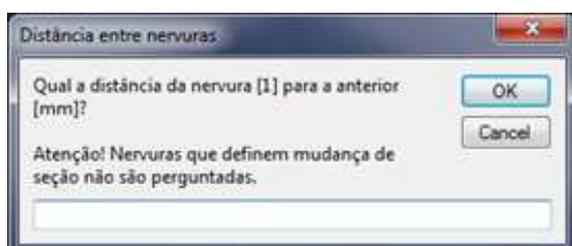


Fonte: Autoria própria.

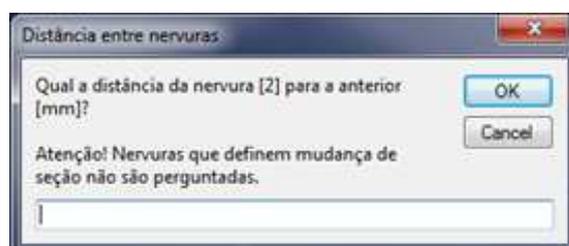
Mesmo caso o usuário faça opção pela entrada manual das distâncias, as nervuras que definem a mudança de seção da asa são necessárias para que a geometria da asa seja mantida. Por isso, sempre estarão presentes. Dessa forma, a caixa de entrada que determinaria essa posição é omitida e seu cálculo é automático.

Figura 7.7 – Preenchimento manual do espaçamento entre nervuras.

(a) Entre raiz da asa e nervura 1



(b) Entre nervuras 1 e 2

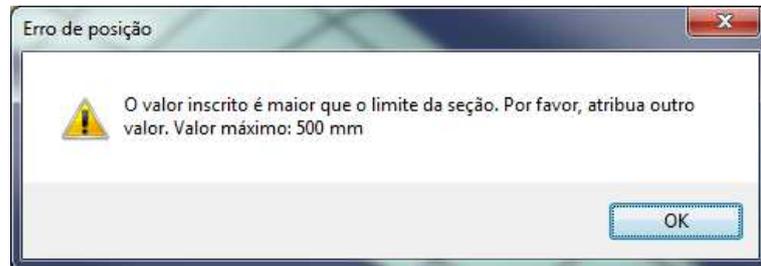


Fonte: Autoria própria.

Também foi adicionado um aviso para o caso de a soma de valores das dimensões inseridas superar o comprimento da seção, como visto na Figura 7.8. Esta informa qual o comprimento

máximo que pode ser inserido sem que a condição seja violada. Ambas as mensagens então inscritas dentro de uma estrutura *While*, que se repete até que a condição descrita seja obedecida. A condição é de que a soma das dimensões seja inferior à envergadura da seção.

Figura 7.8 – Mensagem de erro no distanciamento entre nervuras.



Fonte: Autoria própria.

O cálculo é feito como descrito a seguir:

Para a distribuição homogênea dos intervalos entre as nervuras, o cálculo parte da divisão do comprimento da seção pelo valor  $n + 1$ , em que  $n$  é o número de nervuras. A posição dos planos é feita em relação à origem. Portanto, a distância de um novo plano é a soma dos anteriores, acrescida a parcela dele.

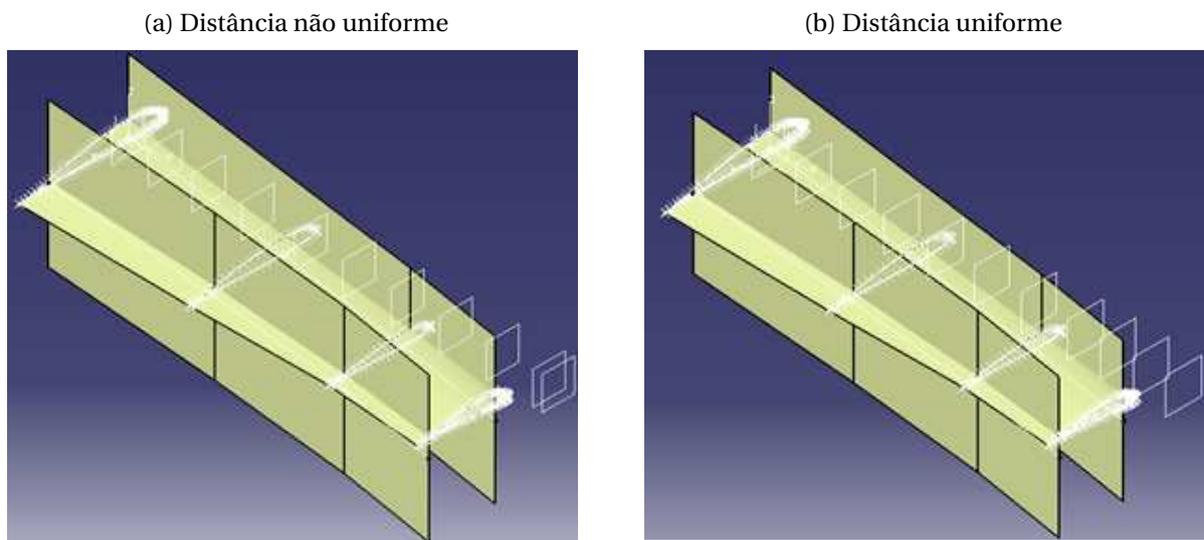
Para distanciamento personalizado, o valor inserido pelo usuário é adicionado à soma dos espaços anteriores. É verificado se o resultado obtido não extrapola a dimensão máxima. Caso o plano corresponda a uma mudança de seção da asa, o valor utilizado será a envergadura da asa até esse plano.

## 7.5 União das superfícies, criação de interseções e preenchimento das nervuras

A etapa seguinte da construção da asa é criar os perfis aerodinâmicos que formarão as nervuras. O recurso usado para essa função é a chamada *Intersection*, que faz um recorte, criando uma linha, onde o plano selecionado intercepta a superfície de referência. No entanto, para facilitar esse procedimento e permitir o recorte de bordos de ataque e fuga, que serão feitos no próximo Capítulo, caso haja mais de duas seções, é necessário utilizar o recurso *Join*, que une várias superfícies conectadas em uma única superfície nova.

Seu funcionamento necessita inicialmente de duas superfícies. Junto a essas podem ser adicionadas quantas forem desejadas. Portanto, como feito em recursos anteriores, é criado um laço de repetição, que se repete de três, até a quantidade de seções que a asa possuir.

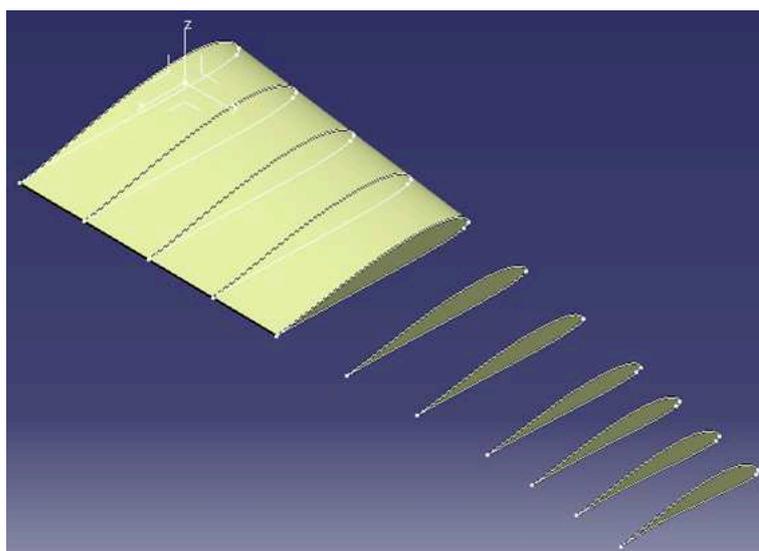
Figura 7.9 – Demonstração da criação dos planos na asa.



Fonte: Autoria própria.

Após haver uma única superfície a ser utilizada para a criação dos perfis, será feita a interseção de cada plano com essa. Para isso, dentro de um laço de repetição, é alterado o nome do plano, concatenando o nome *Plane* e o número correspondente. Neste mesmo laço, é feito também o preenchimento da linha de interseção criada. O resultado pode ser observado na Figura 7.10, na qual as demais superfícies foram ocultadas para possibilitar a visualização das nervuras.

Figura 7.10 – Semi-asa após criação das interseções das nervuras.



Fonte: Autoria própria.

## 7.6 Recortes das superfícies

A última ação executada para a construção da asa são os recortes da superfície, separando áreas que devem ser cobertas e aquelas que não possuirão cobertura rígida. Para isso, as superfícies de referência usadas são aquelas extrudadas, definindo o tamanho do fechamento do bordo de fuga e do bordo de ataque.

A função utilizada denomina-se *Split*, que faz a divisão de uma superfície em duas. Desas, podem ambas ser mantidas ou apenas uma. Nessa situação apenas uma será, sendo a outra descartada. Portanto, a superfície extrudada verticalmente corta a que recobre a asa, criando a superfície do bordo de ataque. O mesmo é feito para o bordo de fuga.

A caixa de torção, estrutura assim nomeada por ter a função de diminuir a deformação da asa devida ao momento de torção, fecha o bordo de ataque, ou fuga, transformando toda essa estrutura em uma seção do tipo “C” fechada. Ou seja, liga, com recobrimento rígido, o extradorso ao intradorso. No entanto, sua utilização pode não ser necessária, a julgar pela idealização estrutural feita pela equipe. Por esse motivo, uma caixa com pergunta foi adicionada para que o usuário responda se esse fechamento deve ser feito ou não. O corte é feito em cada um dos componentes, caso uma estrutura condicional seja satisfeita.

Figura 7.11 – Mensagem sobre fechamento dos bordos de ataque e fuga.

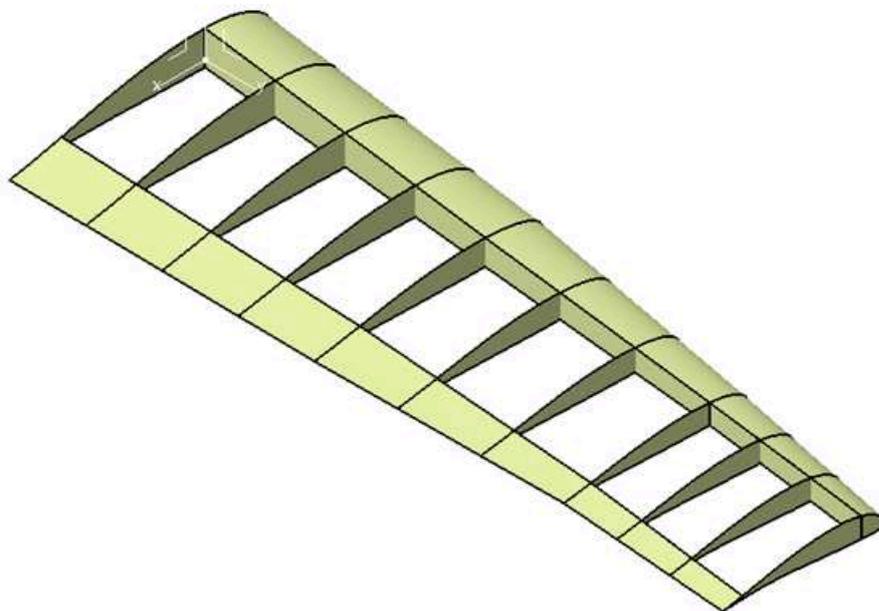


Fonte: Autoria própria.

Por fim, o desenho está ainda repleto de informações que deverão ser ocultadas, como os planos, as linhas de construção ou os pontos que formaram os perfis. O procedimento para ocultá-los é simples; basta selecioná-los e escolher a opção de ocultar. Para isso, foi criado para cada tipo de recurso, um laço de repetição, que executa a seleção destes. Após selecionados, todos os elementos podem ser ocultados simultaneamente. O resultado final é a asa como deve ser exportada para o

software onde será gerada a malha estrutural.

Figura 7.12 – Semi-asa finalizada.



Fonte: Autoria própria.

# CAPÍTULO VIII

## RESULTADOS DA FERRAMENTA DE IMPORTAÇÃO DE PERFIS

### 8.1 Modelos de asa criados no SolidWorks®

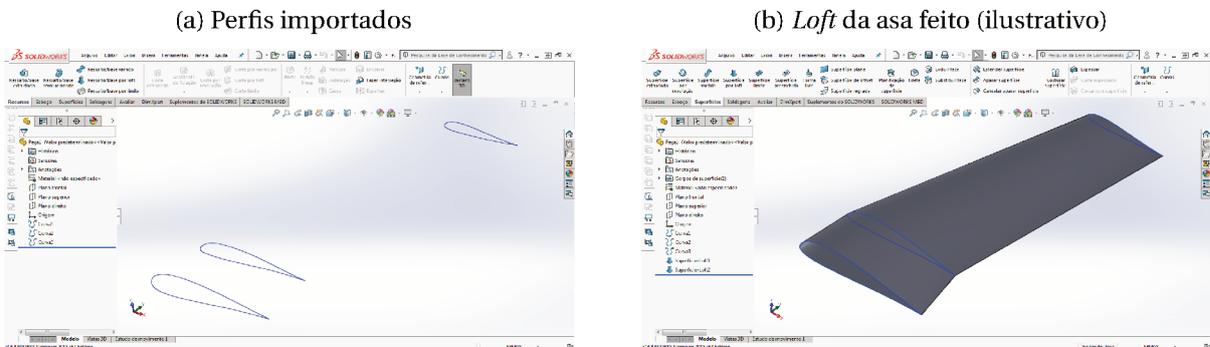
A asa mostrada na Figura 8.2 foi criada utilizando o auxílio para importação de perfis. Suas características geométricas estão declaradas na Figura 8.1.

Figura 8.1 – Tabela com informações geométricas da asa.

Local do arquivo do perfil	Corda	Comprimento	Enflechamento	Incidência	Diedro	Bordo de Ataque	Bordo de Fuga	Número de perfis
D:\Matérias\TCC\Criação de asas\Perfis\PARA ASAS\BELUGA_05\BELUGA_05.dat	450	70		0°		25%	20%	
D:\Matérias\TCC\Criação de asas\Perfis\PARA ASAS\BA1-WT-01\BA1-WT-01.dat	400	200	0	0°	0°	25%	20%	1
D:\Matérias\TCC\Criação de asas\Perfis\PARA ASAS\MH 80_12.72\MH80.dat	280	800	15	-2°	0°	25%	20%	7

Fonte: Autoria própria.

Figura 8.2 – Asa criada no SolidWorks®.



Fonte: Autoria própria.

A Figura 8.3 mostra os perfis aerodinâmicos originais que seriam utilizados na asa e a Figura 8.4 mostra os mesmos, após as manipulações para adequá-los à geometria desejada.

Figura 8.3 – Perfis originais a serem utilizados na asa.

Arquivo	Editar	Formatar	Exibir	Ajuda
1. 00000	0. 00000			
0. 96465	0. 00746			
0. 93135	0. 01454			
0. 89999	0. 02125			
0. 87043	0. 02760			
0. 84257	0. 03362			
0. 81628	0. 03932			
0. 79144	0. 04472			
0. 76793	0. 04982			
0. 74563	0. 05466			
0. 72443	0. 05924			
0. 70420	0. 06358			
0. 68482	0. 06770			
0. 66617	0. 07160			
0. 64813	0. 07532			
0. 63058	0. 07886			
0. 61341	0. 08224			
0. 59649	0. 08548			

Arquivo	Editar	Formatar	Exibir	Ajuda
1. 00085	-0. 00000			
0. 98822	0. 00166			
0. 96509	0. 00506			
0. 93959	0. 00926			
0. 91340	0. 01397			
0. 88688	0. 01903			
0. 86022	0. 02431			
0. 83360	0. 02973			
0. 80732	0. 03513			
0. 78152	0. 04045			
0. 75636	0. 04560			
0. 75035	0. 04688			
0. 73230	0. 05079			
0. 70939	0. 05574			
0. 68741	0. 06042			
0. 66595	0. 06482			
0. 64577	0. 06887			
0. 62632	0. 07264			

Arquivo	Editar	Formatar	Exibir	Ajuda
1. 000000	0. 000000			
0. 996606	0. 000005			
0. 986453	0. 000166			
0. 969683	0. 000763			
0. 946581	0. 002055			
0. 917567	0. 004247			
0. 883173	0. 007490			
0. 844024	0. 011856			
0. 800811	0. 017343			
0. 754267	0. 023869			
0. 705150	0. 031287			
0. 654212	0. 039377			
0. 602191	0. 047881			
0. 549788	0. 056493			
0. 497660	0. 064894			
0. 446409	0. 072750			
0. 396578	0. 079742			
0. 348647	0. 085565			

Fonte: Banco de perfis da equipe Tucano Aerodesign.

Figura 8.4 – Perfis ajustados para uso no SolidWorks®.

Arquivo	Editar	Formatar	Exibir	Ajuda
337. 5	70	0		
321. 5925	70	3. 357		
306. 6075	70	6. 543		
292. 4955	70	9. 5625		
279. 1935	70	12. 42		
266. 6565	70	15. 129		
254. 826	70	17. 694		
243. 648	70	20. 124		
233. 0685	70	22. 419		
223. 0335	70	24. 597		
213. 4935	70	26. 658		
204. 39	70	28. 611		
195. 669	70	30. 465		
187. 2765	70	32. 22		
179. 1585	70	33. 894		
171. 261	70	35. 487		
163. 5345	70	37. 008		
155. 9205	70	38. 466		

Arquivo	Editar	Formatar	Exibir	Ajuda
300. 34	270	0		
295. 288	270	0. 664		
286. 036	270	2. 024		
275. 836	270	3. 704		
265. 36	270	5. 588		
254. 752	270	7. 612		
244. 088	270	9. 724		
233. 44	270	11. 892		
222. 928	270	14. 052		
212. 608	270	16. 18		
202. 544	270	18. 24		
200. 14	270	18. 752		
192. 92	270	20. 316		
183. 756	270	22. 296		
174. 964	270	24. 168		
166. 38	270	25. 928		

Arquivo	Editar	Formatar	Exibir	Ajuda
416. 9273098	1070	7. 328894308		
415. 9775198	1070	7. 297127766		
413. 1348383	1070	7. 242966619		
408. 436265	1070	7. 246150713		
401. 9590202	1070	7. 38194085		
393. 8186292	1070	7. 711806245		
384. 1624856	1070	8. 28319977		
373. 1647792	1070	9. 122376558		
361. 0188918	1070	10. 2355293		
347. 9307396	1070	11. 60687476		
334. 1138697	1070	13. 20268508		
319. 7808638	1070	14. 96874623		
305. 1407571	1070	16. 84007383		
290. 3927001	1070	18. 73789017		
275. 7236581	1070	20. 57934975		
261. 3053522	1070	22. 27687222		
247. 2928469	1070	23. 74649809		
233. 8234409	1070	24. 90756989		

Fonte: Autoria própria.

## 8.2 Modelos de asa criados no Catia®

As Figuras 8.5 mostram os formulários sendo preenchidos para criação de uma asa da três seções aerodinâmicas. Já a Figura 8.6 apresenta a tabela com as características geométricas descritas. Por fim, a Figura 8.7 apresenta as vistas da asa criada pelo assistente de criação de asas do Catia®.

Figura 8.5 – Formulários preenchidos para criação de asa

(a) Informações gerais e da raiz da asa

Descrição inicial

**Bem vindo ao auxílio para criação de asas!**

Por favor, defina todas as informações. Caso queira utilizar um perfil de corda não unitária, lembre-se de atribuir corda 1. As variáveis geométricas que forem nulas, atribua o valor 0.

Quantas diferentes seções possui sua semi-asa?

Qual o perfil utilizado na raiz da asa?

Em qual posição deseja colocar o primeiro perfil (mm)?

Qual a corda na raiz (mm)?

Qual o ângulo de incidência da raiz (°)?

Qual porcentagem da corda deseja que cubra o:

Bordo de ataque(%):  Bordo de fuga(%):



(b) Informações da primeira seção

Características da seção

Detalhamento das informações da seção 1

Selecione o perfil que será usado:

Qual a corda ao final dessa seção (mm):

Qual o comprimento dessa seção (mm):

Qual o ângulo de enflechamento (°):

Qual o ângulo de incidência (°):

Qual o ângulo de diedro (°):

Qual porcentagem da corda deseja que cubra o:

Bordo de ataque(%):  Bordo de fuga(%):

Quantos perfis deseja colocar no interior dessa seção (ignore os da raiz e ponta da seção)?

(c) Informações da segunda seção

Características da seção

Detalhamento das informações da seção 2

Selecione o perfil que será usado:

Qual a corda ao final dessa seção (mm):

Qual o comprimento dessa seção (mm):

Qual o ângulo de enflechamento (°):

Qual o ângulo de incidência (°):

Qual o ângulo de diedro (°):

Qual porcentagem da corda deseja que cubra o:

Bordo de ataque(%):  Bordo de fuga(%):

Quantos perfis deseja colocar no interior dessa seção (ignore os da raiz e ponta da seção)?

(d) Informações da terceira seção

Características da seção

Detalhamento das informações da seção 3

Selecione o perfil que será usado:

Qual a corda ao final dessa seção (mm):

Qual o comprimento dessa seção (mm):

Qual o ângulo de enflechamento (°):

Qual o ângulo de incidência (°):

Qual o ângulo de diedro (°):

Qual porcentagem da corda deseja que cubra o:

Bordo de ataque(%):  Bordo de fuga(%):

Quantos perfis deseja colocar no interior dessa seção (ignore os da raiz e ponta da seção)?

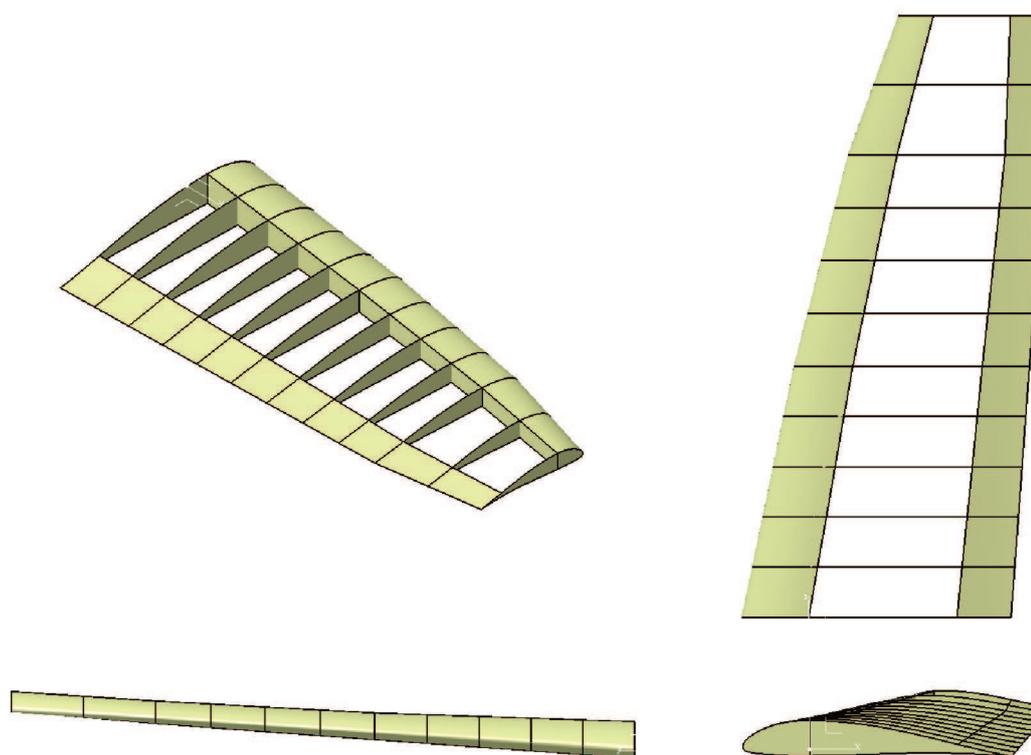
Fonte: Autoria própria.

Figura 8.6 – Informações sobre a geometria da asa.

	A	B	C	D	E	F	G	H	I
1	Local do arquivo do perfil	Corda	Comprimento	Enflechamento	Incidência	Diedro	Bordo de Ataque	Bordo de Fuga	Número de perfis
2	D:\Matérias\TCC\Criação de asas\Perfis\PARA ASAS\E	490	50		2°		25%	20%	
3	D:\Matérias\TCC\Criação de asas\Perfis\PARA ASAS\I	420	450	10	1°	4°	25%	20%	4
4	D:\Matérias\TCC\Criação de asas\Perfis\PARA ASAS\II	350	380	12	0°	4°	25%	20%	3
5	D:\Matérias\TCC\Criação de asas\Perfis\PARA ASAS\I	250	250	15	-1°	4°	25%	20%	1
6									
7									
8									
9									
10	Número de seções:	3							
11	Perfis	Raiz	Perfil 1	Perfil 2	Perfil 3	Total			
12	Quantidade de pontos	146	146	146	146	343			

Fonte: Autoria própria.

Figura 8.7 – Vistas da asa descrita nos formulários da Figura 8.5



Fonte: Autoria própria.

# CAPÍTULO IX

## CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS

### 9.1 Conclusões

#### 9.1.1 *Otimizador Estrutural*

- De acordo com os estudos apresentados na Seção 4, o modelo apresentado representa relativamente bem a estrutura real nas porções internas da asa. O modelo é falho, no entanto, na raiz e ponta da asa.
- O estimador de massa desenvolvido calcula com acurácia a massa de uma asa de AeroDesign.
- Analiticamente, estima-se que a diminuição de massa que o método possibilitou na asa da Equipe Tucano de 2019 é de 12%, o que equivale a mais 384 g disponíveis para a carga paga, o que impacta diretamente na pontuação geral da Equipe, como esclarecido na Seção 1.2. Numericamente, a massa dos componentes estruturais foi reduzida em 35%.
- O otimizador leva relativamente pouco tempo para encontrar o indivíduo ótimo.
- O método desenvolvido é ideal de ser empregado nas fases preliminares de projeto. Deve-se levar em conta, no entanto, fatores interdisciplinares, como a aerodinâmica da asa e a própria construção, que não foram considerados para determinar o espaçamento entre as nervuras.

### 9.1.2 Auxílio para Criação de Asas

A criação de um software para permitir a concepção da geometria e a representação estrutural da asa é capaz de poupar tempo precioso durante a modelagem de uma estrutura, reduzindo, em alguns casos, de horas, para minutos. Também evita que ocorram erros, ao ser efetuado o cálculo incorreto de algum parâmetro acrescentado a essa geometria.

Sua utilização demonstrou-se simples e intuitiva ao ser recomendado a membros da equipe Tucano Aerodesign que a utilizassem. Desse teste, também foram encontrados pontos de falha, ora resolvidos, como a possível inexistência de um eixo coordenado iniciado junto à inicialização do Catia®. A solução para esse foi a inserção de um novo sistema cartesiano no início da macro. Outro problema observado foi que, a depender do tipo de separador decimal utilizado pelo Excel®, ponto ou vírgula, poderia ocorrer um erro ao utilizar o recurso de vínculo de dados externos. A forma de resolução foi a observância do sistema utilizado e alteração, caso necessária, para o sistema inglês, que faz uso do ponto como padrão de separação decimal. Esse procedimento é descrito na Subseção 6.9.2. Ao término da rotina, o sistema era alterado novamente para aquele definido pela configuração do programa.

Também, devido à abrangência da ferramenta, ao utilizar de múltiplas abordagens de correção das informações para adequá-las a um padrão desejado, conforme Subseção 6.5, pode ser certificada a utilização para amplas funções dentro das necessidades da Equipe Tucano. Sendo algumas dessas, a criação de diferentes configurações de asas, empenagens verticais ou horizontais e utilização pelos diferentes softwares utilizados pela equipe.

Limitações do trabalho desenvolvido são observadas em alguns detalhes, como:

- a ferramenta desenvolvida no Catia® não é capaz de criar configurações de estrutura diferentes do padrão utilizado pela equipe atualmente, que é bordo de ataque e bordo de fuga recobertos com material rígido, e entre essas duas estruturas há espaço não recoberto;
- o formulário utilizado é único para os três programas, Catia®, SolidWorks® e AutoCAD®. Isso faz com que algumas das informações solicitadas sejam inúteis para esses dois últimos;
- para adequar a asa a uma estrutura do tipo *Wingbody*, outras operações não executadas pelo *software* devem ser feitas, bem como modificações que existam na estrutura. Como nervuras

com função de sustentação de montantes, tirantes ou trem de pouso.

Com isso, os resultados alcançados em ambas as frentes irão combater os pontos fracos discutidos na análise SWOT apresentada na Subseção 1.2, a saber: processos lentos, dependência de FEM e pouco tempo para pós-análise, já que, com o modelo analítico, uma asa final mais eficiente será projetada e, com a ferramenta de desenho, esta asa será desenhada de maneira rápida, de modo a disponibilizar mais tempo para análises propriamente estruturais.

## **9.2 Trabalhos futuros**

### *9.2.1 Otimizador Estrutural*

Os resultados alcançados e discutidos permitem que os estudos avancem em diferentes sentidos de modo a melhorar a metodologia empregada. Desta forma, algumas sugestões para trabalhos futuros seguem:

- avaliar efeitos de concentração de tensão;
- Implementar e avaliar a inserção de uma segunda longarina na asa, bem como a otimização de sua posição;
- incluir a quantidade de nervuras como fator de otimização em um primeiro ciclo;
- criar de uma interface amigável para manipulação do RIBSPO;
- estudar os possíveis efeitos de diferentes longarinas na solução analítica;
- averiguar a possibilidade de avaliar previamente as regiões de alívio de massa, especialmente na seção da nervura;
- possibilitar a avaliação de seção com componentes de balsa de diferentes espessuras.

### *9.2.2 Auxílio para Criação de Asas*

Uma continuação adequada para o trabalho desenvolvido são outras duas macros:

- macro para criação de asas e outros elementos no SolidWorks®;

- macro para exportação de perfis ajustados, com torções aerodinâmica e geométrica, para o AutoCAD®. Etapa necessária para a confecção dos desenhos utilizados para corte a laser das nervuras.

## Referências Bibliográficas

- [1] ANDERSON, J. D. **Fundamentals of aerodynamics**. 5. ed. [S.l.]: McGraw-Hill, 2011.
- [2] MCBAIN, G. D. **Theory of Lift: Introductory Computational Aerodynamics in MATLAB/OCTAVE**. 2012.
- [3] DEPERROIS, A. **Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers. Guidelines ofr XFLR5 V4.15**. 2009.
- [4] PINZÓN, S. **Introduction to Vortex Lattice Theory**. *Ciencia y poder aéreo*, v. 10, 2015.
- [5] MEGSON, T. **Aircraft Structures of engineering students**. [S.l.]: Elsevier, 2016.
- [6] MERT, M. **A Preliminary sizing tool for minimum weight aircraft wingbox structural design**. Dissertação (Mestrado) — Middle East Technical University, 2018.
- [7] GERARD, G.; BECKER, H. **Buckling of curved plates and shells**. *Handbook of structural stability*, v. 3, 1957.
- [8] SHUETTE, E. **Buckling of curved sheet in compression and its relation to the secant modulus**. *Jour. Aero. Sci.*, v. 15, 1948.
- [9] BORREGA, M.; GIBSON, L. J. **Mechanics of balsa (*Ochroma pyramidale*) wood**. *Mechanics of Materials*, v. 84, 2015.
- [10] MALEK, S.; GIBSON, L. J. **Multi-scale modelling of elastic properties of balsa**. *International Journal of Solids and Structures*, v. 113-114, 2017.
- [11] GAY, D. **Composite materials: Design and Applications**. 1. ed. [S.l.]: CRC Press, 2014.
- [12] LEE, G. **Introduction to Meshing**. 2014. <<https://altairuniversity.com/wp-content/uploads/2014/02/meshing.pdf>>. Acesso em: 23/07/2020.
- [13] GOKHALE, N. D. **Practical Finite Element Analysis**. 1. ed. [S.l.]: CRC Press, 2003.
- [14] ENGINEERING, P. **Technical Seminar: Connection Elements**. 2011. <[https://www.predictiveengineering.com/system/files\\_force/making\\_efficient\\_connections\\_with\\_rbe2\\_rbe3\\_constraint\\_equations\\_and\\_cbush\\_elements.pdf](https://www.predictiveengineering.com/system/files_force/making_efficient_connections_with_rbe2_rbe3_constraint_equations_and_cbush_elements.pdf)>. Acesso em: 26/07/2020.
- [15] ARUNKUMAR, L.; GANESHA. **Effect of Ribs and Stringer Spacing on the Weight of Aircraft Structure for Aluminum Material**. *Journal of Applied Sciences*, v. 12, 2012.
- [16] GUDMUNDSSON, S. **General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures**. [S.l.]: Elsevier, 2014.

- [17] ARUNKUMAR, L.; GANESHA. **Topology and Parametric Optimization-Based Design Processes for Lightweight Structures**. *Journal of Applied Sciences*, v. 10(13), 2020.
- [18] STORN, R.; PRICE, K. **Differential Evolution—A Simple and Efficient Heuristic for Global Optimization over Continuous Spaces**. *Journal of Global Optimization*, v. 11, 1997.
- [19] OLIVEIRA, G. T.; SARAMAGO, S. F. P. **Differential Evolution—A Simple and Efficient Heuristic for Global Optimization over Continuous Spaces**. *Journal of Global Optimization*, 2005.
- [20] PATEL, A. **Differential Evolution**. 2018. <<https://medium.com/@b516002/differential-evolution-sounds-cool-right-a5c245cbe6d9>>. Acesso em: 26/07/2020.
- [21] LEPAUSS, R. **Evolução Diferencial para Problemas de Otimização com Restrições Lineares**. Dissertação (Mestrado) — Universidade Federal e Juiz de Fora, 2009.
- [22] HOBSON, A. **Differentiation Applications 4 (Circle, radius centre of curvature**. 2002. <<https://archive.uea.ac.uk/jtm/11/dg11p4.pdf>>. Acesso em: 26/07/2020.
- [23] RONKKONEN, J.; KUKKONEN, S.; PRICE, K. V. **Real parameter optimization with differential evolution**. 1. ed. [S.l.]: WSEAS NNA-FSFS-EC 2002, 2005.
- [24] SIEMENS. **NX Nastran User's Guide**. [S.l.]: Siemens Product Lifecycle Management Software, 2014.
- [25] ILLINOIS, U. of. **UIUC Airfoil Data Site - NACA0015**. <<https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord/naca0015.dat>>. Acesso em: 03/09/2020.
- [26] AERODESIGN, T. **Projeto de uma aeronave cargueira rádio controlada: Integração de Projetos**. 2017.
- [27] LETHOLD, L. **O Cálculo com Geometria Analítica**. [S.l.]: Harbra, 1990. 605 p.
- [28] ASTM. **D638-14: Standard Test Method for Tensile Properties OF Plastics**. [S.l.]: ASTM International, 2014,.

## APÊNDICE A - ENSAIO EM LAMINADO DE CARBONO

O ensaio foi realizado no Laboratório "Prof. José Eduardo Tannús Reis" (LMEst), da Faculdade de Engenharia Mecânica (FEMEC). Foram executados pela Profa. Núbia dos Santos Saad, com o auxílio do Sistemas de Ensaio da MTS. Fez-se uso de seis corpos de prova de laminado de carbono com resina epóxi, fabricados segundo a norma D638-14 [28], conforme mostra a Figura A.1.

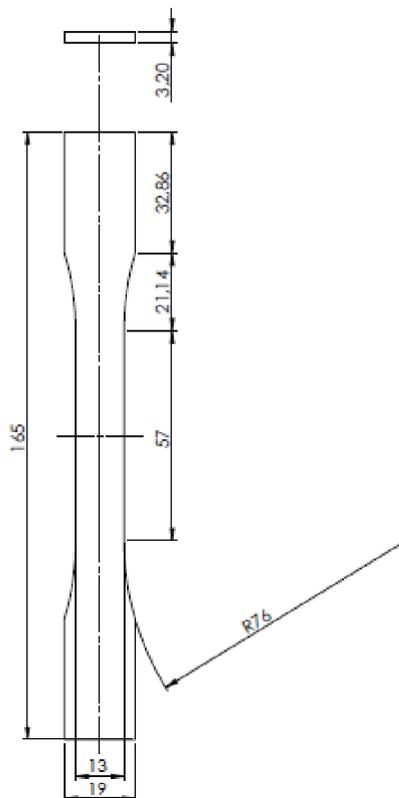
Figura A.1 – Ensaio de tração em laminado de carbono.



Fonte: Autoria própria.

As dimensões do corpo de prova estão ilustradas na Figura A.2.

Figura A.2 – Dimensões nominais dos corpos de prova.

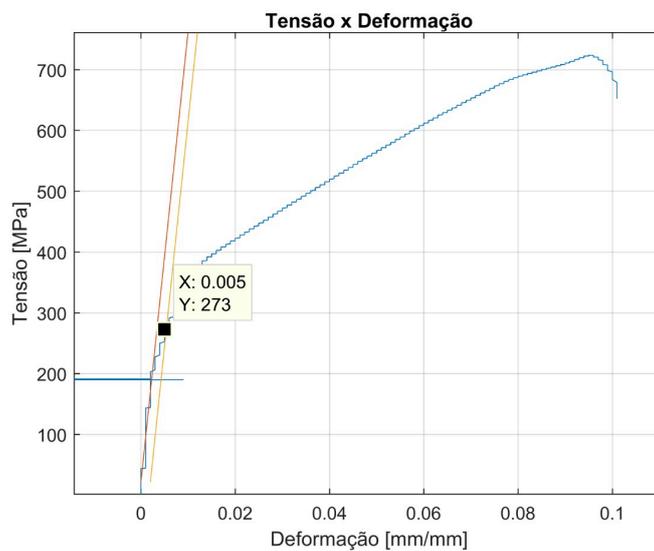


Fonte: Autoria própria.

Os corpos de prova foram submetidos à carga axial de tração, com ensaio destrutivo, até a ruptura dos mesmos. Na medida da realização do ensaio, o software do Sistema de Ensaio ia plotando o diagrama tensão *versus* deformação.

Os corpos foram submetidos à tração, a uma velocidade média de aplicação da carga de 0,001 kgf/s, enquanto a dimensão central e a tensão eram medidas, até os corpos sofrerem falha por fratura. Desse modo se chegou a um valor médio de módulo de elasticidade longitudinal de 74 GPa. Por ter uma matriz polimérica, o compósito não possui um limite de escoamento bem definido. Assim, uma reta é transladada 0,003 da faixa linear e o ponto de intersecção das curvas mostra o limite de escoamento, em destaque na Figura A.3, de 273 MPa.

Figura A.3 – Diagrama tensão-deformação.



Fonte: Autoria própria.