

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE JUIZ DE FORA  
FACULDADE DE ENGENHARIA  
ENGENHARIA MECÂNICA**

**Lucas Alfredo Kollarz**

**Desenvolvimento de ferramenta para o pós-processamento de carregamentos  
aerodinâmicos de asa de Veículo Aéreo Não Tripulado**

Juiz de Fora  
2021

**Lucas Alfredo Kollarz**

**Desenvolvimento de ferramenta para o pós-processamento de carregamentos aerodinâmicos de asa de Veículo Aéreo Não Tripulado**

Trabalho de Conclusão de Curso II apresentado à Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Juiz de Fora como requisito parcial à obtenção de grau de bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Me. Vitor Mainenti Leal Lopes

Juiz de Fora

2021

Ficha catalográfica elaborada através do Modelo Latex do CDC da UFJF  
com os dados fornecidos pelo(a) autor(a)

Kollarz, Lucas Alfredo.

Desenvolvimento de ferramenta para o pós-processamento de carregamentos aerodinâmicos de asa de Veículo Aéreo Não Tripulado / Lucas Alfredo Kollarz. – 2021.

63 f. : il.

Orientador: Vitor Mainenti Leal Lopes

Trabalho de Conclusão de Curso II – Universidade Federal de Juiz de Fora, Faculdade de Engenharia. Engenharia Mecânica, 2021.

1. VANT. 2. VLM. 3. Carregamentos aerodinâmicos. 4. Algoritmo. 5. XF5. I. Lopes, Vitor Mainenti Leal, orient. II. Título.

Lucas Alfredo Kollarz

Desenvolvimento de ferramenta para o pós-processamento de carregamentos aerodinâmicos de asa de Veículo Aéreo Não Tripulado

Trabalho de Conclusão de Curso II apresentado à Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Juiz de Fora como requisito parcial à obtenção de grau de bacharel em Engenharia Mecânica.

Aprovada em: 12/03/2021

BANCA EXAMINADORA

---

Prof. Me. Vitor Mainenti Leal Lopes - Orientador  
Universidade Federal de Juiz de Fora

---

Prof<sup>a</sup> Dr<sup>a</sup> Patricia Habib Hallak  
Universidade Federal de Juiz de Fora

---

Eng. Bruno de Almeida Regina  
Universidade Federal de Juiz de Fora

## AGRADECIMENTOS

Agradeço a todos os que me apoiaram até aqui. Começo pela minha família, que sempre se preocupou, ajudou e me incentivou nos momentos mais difíceis durante o curso.

Agradeço também aos grandes amigos feitos, que levarei para minha vida toda. Alguns não puderam acompanhar por toda a caminhada, e outros desde o começo.

Agradeço também ao meu orientador, Vitor Mainenti, por ter aceitado me orientar e por toda a orientação durante o trabalho.

Sou muito grato à Equipe Microraptor Aerodesign UFJF, por ter me acolhido tão cedo no curso e prover umas das melhores experiências da minha vida durante ele todo. Todos os projetos que participei foram fundamentais para um conhecimento imenso e grande trabalho em equipe. Agradeço por cederem o material para a produção deste trabalho e também por todo apoio durante todos esses anos.

## RESUMO

O estudo visa realizar uma análise aerodinâmica na asa de uma aeronave AeroDesign utilizando o *Vortex Lattice Method* [VLM] e desenvolver uma ferramenta para agilizar o pós-processamento dos carregamentos aerodinâmicos visto que os métodos até então utilizados pela equipe de competição da UFJF demandavam muito tempo, o que atrasava o desenvolvimento do projeto. Utilizando a posição no plano cartesiano, componentes do vetor normal, área e coeficiente de pressão de cada painel utilizado nas análises, foi calculada através de um algoritmo a sustentação, momento fletor e torsor ao longo da envergadura. O objetivo foi concluído com bastante satisfação, reduzindo o tempo de processamento dos dados em cerca de 85% e calculando a força de pressão nas superfícies de comando, carregamento aerodinâmico que antes não era calculável através do método tradicional.

Palavras-chave: VANT. VLM. Carregamentos aerodinâmicos. Algoritmo. XFLR5.

## ABSTRACT

This study aims to perform an aerodynamic analysis on a AeroDesign wing using the Vortex Lattice Method [VLM] and develop a tool for the post processing of aerodynamic loads, since the methods used so far by the UFJF competition team are very time consuming, which delays the project development. Using the position at the cartesian plan, normal vector components, area and pressure coefficient of each panel from the analysis, were calculated using an algorithm the lift, bending and torsor moment along the span. The goal was achieved with great satisfaction, reducing the time consumed by about 85% and calculating the pressure force in comand surfaces, aerodynamic load which was not calculable throught the traditional method.

Keywords: UAV. VLM. Aerodynamic Loads. Algorithm. XFLR5.

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1: Relação entre as áreas de um projeto aeronáutico . . . . .	12
Figura 2: Condições de contorno no infinito e em um corpo . . . . .	15
Figura 3: Fluxo uniforme . . . . .	16
Figura 4: Fluxo fonte . . . . .	16
Figura 5: Fluxo di-fonte . . . . .	17
Figura 6: Fluxo Vórtice . . . . .	17
Figura 7: Sobreposição de um fluxo uniforme e um fluxo di-fonte . . . . .	18
Figura 8: Fluxo ao redor de um aerofólio gerando sustentação . . . . .	19
Figura 9: Nomenclaturas dos aerofólios . . . . .	19
Figura 10: Filamento de vórtice . . . . .	21
Figura 11: Folha de vórtices . . . . .	21
Figura 12: Aproximação para uma aerofólio fino . . . . .	22
Figura 13: Vórtices de ponta de asa . . . . .	23
Figura 14: Método da Linha Sustentadora de Prandtl . . . . .	23
Figura 15: Formatos de asas impróprios para a linha sustentadora de Prandtl . . . . .	24
Figura 16: Pannel único com vórtice ferradura e ponto de controle . . . . .	24
Figura 17: Superfície sustentadora formada por painéis de vórtice . . . . .	25
Figura 18: Ilustração do envelope de voo de uma aeronave . . . . .	27
Figura 19: Referencial adotado . . . . .	28
Figura 20: Ilustração do método das seções . . . . .	29
Figura 21: Sistema coordenado utilizado . . . . .	31
Figura 22: Interface do programa XFLR5 . . . . .	32
Figura 23: Edição da asa no XFLR5 com enfoque na distribuição dos painéis . . . . .	33
Figura 24: Fluxograma do método tradicional . . . . .	34
Figura 25: Fluxograma do método desenvolvido no trabalho . . . . .	35
Figura 26: Organização dos painéis no VLM . . . . .	36
Figura 27: Organização dos dados no arquivo .csv . . . . .	37
Figura 28: Fluxograma do cálculo feito para a sustentação ao longo da envergadura . . . . .	39
Figura 29: Fluxograma do cálculo feito da sustentação ao longo da envergadura dos ailerons . . . . .	40
Figura 30: Fluxograma do cálculo do momento fletor ao longo da envergadura . . . . .	41
Figura 31: Fluxograma do cálculo do momento tursor ao longo da envergadura . . . . .	42
Figura 32: Comparação entre $L$ e $D$ gerados pelo somatório das forças de pressão . . . . .	43
Figura 33: Sustentação ao longo da envergadura para $V_a$ . . . . .	44
Figura 34: Sustentação ao longo da envergadura para $V_d$ . . . . .	45
Figura 35: Momento fletor ao longo da envergadura para $V_a$ . . . . .	45

Figura 36: Momento fletor ao longo da envergadura para $V_d$ . . . . .	46
Figura 37: Momento torsor ao longo da envergadura para $V_a$ . . . . .	46
Figura 38: Momento torsor ao longo da envergadura para $V_d$ . . . . .	47
Figura 39: Sustentação ao longo da envergadura do aileron esquerdo para $V_a$	47
Figura 40: Sustentação ao longo da envergadura do aileron esquerdo para $V_d$	48
Figura 41: Sustentação ao longo da envergadura do aileron direito para $V_a$ .	48
Figura 42: Sustentação ao longo da envergadura do aileron direito para $V_d$ .	49

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CFD	Computational Fluid Dynamics
MDO	Multidisciplinary Design Optimization
UFJF	Universidade Federal de Juiz de Fora
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
VLM	Vortex Lattice Method
LLT	Lifting Line Theory

## LISTA DE SÍMBOLOS

$\alpha$	Ângulo de ataque
$\rho$	Densidade do ar
$\Gamma$	Circulação
$p$	Pressão
$q$	Pressão dinâmica
$V$	Velocidade do escoamento
$\phi$	Potencial de velocidade
$\psi$	Função de fluxo
$M_f$	Momento fletor
$M_t$	Momento torsor
$E$	Esforço cortante
$S$	Área
$W$	Peso da aeronave
$n$	Fator de carga
$L$	Sustentação
$D$	Arrasto
$C_l$	Coefficiente de sustentação
$C_m$	Coefficiente de momento
$C_d$	Coefficiente de arrasto
$C_p$	Coefficiente de pressão
$X$	Eixo $X$ do sistema coordenado
$Y$	Eixo $Y$ do sistema coordenado
$Z$	Eixo $Z$ do sistema coordenado
$N_x$	Componente no eixo $X$ do vetor normal à superfície
$N_y$	Componente no eixo $Y$ do vetor normal à superfície
$N_z$	Componente no eixo $Z$ do vetor normal à superfície
$CtrlPt_x$	Posição do ponto de controle na direção do eixo $X$
$CtrlPt_y$	Posição do ponto de controle na direção do eixo $Y$
$CtrlPt_z$	Posição do ponto de controle na direção do eixo $Z$
$P(i, j, k)$	Matriz tridimensional de armazenamento de dados

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b> . . . . .	<b>11</b>
<b>2</b>	<b>OBJETIVOS</b> . . . . .	<b>13</b>
<b>3</b>	<b>REVISÃO BIBLIOGRÁFICA</b> . . . . .	<b>14</b>
3.1	CONSIDERAÇÕES E DEFINIÇÕES INICIAIS . . . . .	14
3.1.1	Modelagem física e matemática dos modelos . . . . .	14
3.1.2	Circulação . . . . .	15
3.1.3	Fluxos definidos . . . . .	15
3.1.4	Sobreposição de fluxos . . . . .	17
3.1.5	Teorema de Kutta-Joukowski . . . . .	18
3.2	ESCOAMENTO INCOMPRESSÍVEL SOBRE AEROFÓLIOS . . . . .	19
3.2.1	A Folha de vórtices . . . . .	20
3.3	ESCOAMENTO INCOMPRESSÍVEL SOBRE ASAS FINITAS . . . . .	22
3.3.1	Método da Linha Sustentadora de Prandtl (LLT): . . . . .	23
3.3.2	Método Vortex Lattice (VLM) . . . . .	24
3.3.3	Método dos painéis em 3D . . . . .	25
3.4	ESCOLHA DO MÉTODO . . . . .	26
3.5	ENVELOPE DE VOO . . . . .	26
3.6	ESFORÇOS INTERNOS . . . . .	28
<b>4</b>	<b>METODOLOGIA</b> . . . . .	<b>31</b>
4.1	ANÁLISE COM VLM NO XFLR5 . . . . .	31
4.1.1	Exportando os dados das análises . . . . .	34
4.2	ORGANIZAÇÃO DOS DADOS EXPORTADOS . . . . .	35
4.3	DADOS DE ENTRADA PARA O ALGORITMO . . . . .	37
4.4	MÉTODO DE CÁLCULO DOS CARREGAMENTOS . . . . .	38
4.4.1	Carregamentos decorrentes da sustentação . . . . .	38
4.4.2	Carregamentos decorrentes do arrasto . . . . .	42
<b>5</b>	<b>RESULTADOS</b> . . . . .	<b>44</b>
5.1	RESULTADOS DA FERRAMENTA DESENVOLVIDA . . . . .	44
5.2	COMPARAÇÃO COM O MÉTODO TRADICIONAL . . . . .	49
<b>6</b>	<b>CONCLUSÃO</b> . . . . .	<b>50</b>
6.1	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS . . . . .	50
	<b>REFERÊNCIAS</b> . . . . .	<b>52</b>
	<b>ANEXO A – ALGORITMO DA FERRAMENTA DESENVOLVIDA</b> . . . . .	<b>53</b>
	<b>ANEXO B – DADOS DAS ANÁLISES REALIZADAS</b> . . . . .	<b>62</b>
	<b>ANEXO C – TERMO DE AUTENTICIDADE</b> . . . . .	<b>63</b>

## 1 INTRODUÇÃO

No desenvolvimento de projetos aeronáuticos, as ferramentas utilizadas para os cálculos iniciais vêm sendo, cada vez mais, otimizadas no quesito tempo. Cálculos e desenvolvimentos manuais têm caído muito em desuso, por demandarem muito tempo e estarem sujeitos a diversos fatores humanos envolvidos.

Com o intuito de acelerar o processo de desenvolvimento, ferramentas foram criadas para que uma enorme quantidade de dados possa ser processada em um curto período de tempo, entre elas a MDO (Multidisciplinary Design Optimization, em inglês ou Otimização Multidisciplinar de Projeto, em português). Na MDO é feita uma otimização de projeto utilizando uma gama de restrições de diversas áreas de projeto simultaneamente. Dentro de cada área de projeto são feitas diversas outras análises, utilizando uma variedade de ferramentas. Essa ferramenta é muito utilizada no início dos projetos, onde uma infinidade de possibilidades pode ser reduzida a dezenas, todas teoricamente capazes de cumprir com o objetivo.

O projeto de um VANT (Veículo Aéreo Não Tripulado) é bastante similar ao da indústria aeronáutica comercial, conhecida pelas grandes aeronaves de transporte, e a ferramenta citada também é aplicável.

Como dito, diversas ferramentas são utilizadas pela MDO, cada uma relacionada a uma ou mais áreas de projeto. Dentre as áreas existentes em um projeto aeronáutico estão as principais que se destacam no início do projeto: Aerodinâmica, Estabilidade e controle em voo e Análise de desempenho.

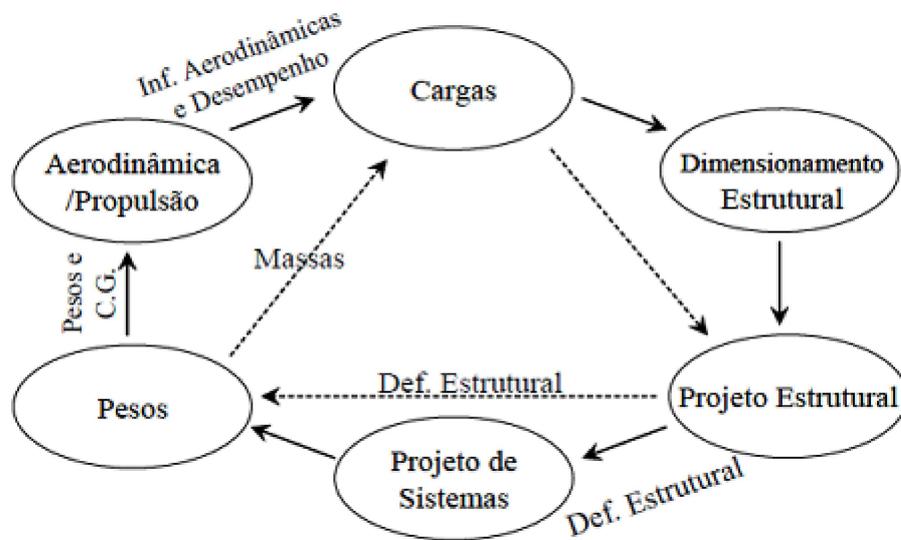
Os resultados obtidos no projeto de um VANT utilizando uma MDO, com base nas análises e restrições estabelecidas pelas principais áreas iniciais de projeto, são apresentados como o Projeto Conceitual. De acordo com Sadraey [1], o Projeto Conceitual é responsável por definir um caminho a qual o projeto deve seguir para alcançar o objetivo. No caso de um VANT, o caminho no qual o projeto começa a tomar rumo é definido pelas características geométricas da aeronave, juntamente com a definição das superfícies sustentadoras (asa e estabilizadores) e grupo motopropulsor (conjunto de motor(es) e hélice(s)).

Após as definições, análises são feitas para avaliar a real possibilidade da construção e aplicabilidade do projeto, dentre elas, análises e definições estruturais. Porém, para o dimensionamento estrutural, além da definição da geometria e propriedades dos materiais, é necessário ter o conhecimento dos carregamentos a qual a estrutura estará submetida.

Nessa etapa de projeto, o cálculo dos carregamentos atuantes na estrutura são realizados. Os carregamentos calculados dizem respeito aos carregamentos aerodinâmicos, já que sem estrutura definida não seria possível avaliar os reais efeitos inerciais e elásticos da estrutura no carregamento da mesma.

A relação entre as áreas de projeto é bem apresentada na figura a seguir:

– Figura 1: Relação entre as áreas de um projeto aeronáutico



Fonte: Retirado de Iscold [2]

Para o cálculo dos carregamentos aerodinâmicos, ferramentas desde as mais simples - como os primeiros métodos desenvolvidos no início da engenharia aeronáutica - até as mais complexas - como análises em CFD (*Computational Fluid Dynamics*, em inglês ou Dinâmica dos Fluidos Computacional, em português) - podem ser utilizadas.

Um dos métodos bastante utilizados para esses cálculos é o método VLM (*Vortex Lattice Method*, em inglês ou Método Vortex Lattice, em português), assunto deste trabalho. Esse método não requer grande custo computacional e traz resultados bastante satisfatórios mas com parcelas de erros e algumas limitações devido às suas simplificações. O método consiste em definir e calcular o escoamento ao longo de superfícies sustentadoras finitas, assim é possível obter as características aerodinâmicas das mesmas. Em seguida os carregamentos responsáveis por efeitos aerodinâmicos são calculados ao longo da envergadura, tais como sustentação, momento fletor e momento torsor.

Um *software* bastante intuitivo para as análises aerodinâmicas de superfícies sustentadoras é o XFLR5. O *software* exporta, após a realização das análises, os coeficientes aerodinâmicos, havendo a necessidade do cálculo externo dos carregamentos aerodinâmicos utilizando planilhas de cálculo personalizadas por análise. Com essa necessidade, muito tempo é despendido, o que atrasa um projeto em que a ferramenta MDO é utilizada.

Com o intuito de agilizar esse processo, este trabalho apresentará uma ferramenta para que o cálculo externo (após as análises aerodinâmicas feitas no XFLR5) desses carregamentos seja feito de forma mais rápida e simples. Seguindo a mesma metodologia apresentada, o cálculo dos carregamentos pode ser implementado em uma ferramenta MDO para o Projeto Conceitual de um VANT.

## 2 OBJETIVOS

Este trabalho foi desenvolvido com o intuito de agilizar o cálculo dos carregamentos aerodinâmicos na asa de um VANT. Para isso foram traçados objetivos a serem cumpridos no seu desenvolvimento:

- Entender o funcionamento e as vantagens do VLM
- Demonstrar como definir a situação de voo a ser analisada
- Desenvolver uma ferramenta que calcule de forma rápida os carregamentos antes calculados por meio de planilhas personalizadas
- Desenvolver a ferramenta de modo que outros carregamentos possam ser calculados, além dos normalmente realizados

### 3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo será apresentada a fundamentação teórica por trás dos métodos potenciais.

Será então detalhada a escolha dentre os métodos apresentados para o cálculo dos carregamentos aerodinâmicos em superfícies sustentadoras finitas. Em seguida, serão apresentadas as definições acerca do envelope de voo de uma aeronave, o que define os parâmetros principais para a realização das análises.

Será feita também uma revisão sobre esforços internos de uma estrutura será feita, mostrando a relação entre os carregamentos a serem calculados e os dados necessários para o dimensionamento estrutural.

#### 3.1 CONSIDERAÇÕES E DEFINIÇÕES INICIAIS

Nesta seção, apresentam-se considerações iniciais sobre o método potencial para facilitar o entendimento do mesmo. A fundamentação teórica foi baseada no desenvolvimento apresentado por Anderson [3].

##### 3.1.1 Modelagem física e matemática dos modelos

O desenvolvimento matemático está subordinado aos seguintes pressupostos:

- **Escoamento invíscido:** O fluido é tratado desconsiderando-se os efeitos de fricção, transferência de calor e difusão.
- **Escoamento incompressível:** Como a grande maioria das aplicações aeronáuticas são de baixas velocidades (abaixo de Mach 0,3) essa consideração, além de simplificar o desenvolvimento, está de acordo com a realidade de grande parte dos casos a serem analisados. Como resultado dessa condição tem-se:

$$\rho = cte \quad (3.1)$$

Essa condição aplicada no princípio da conservação de massa para um volume de controle finito traz como consequência:

$$\nabla \cdot V = 0 \quad (3.2)$$

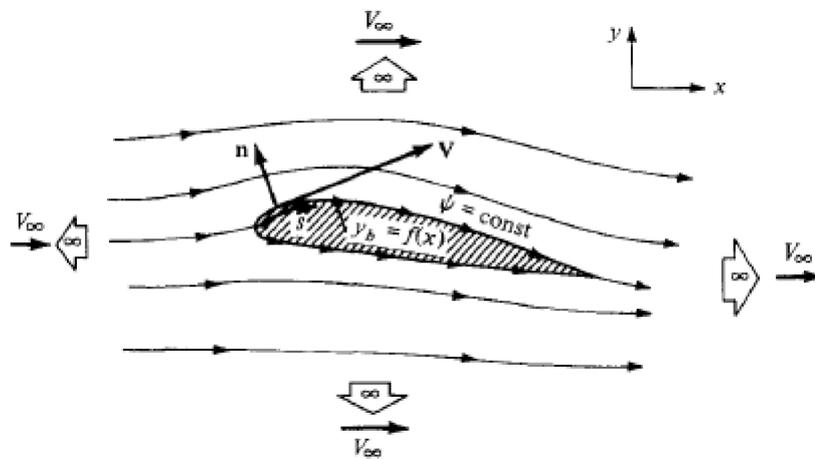
- **Escoamento irrotacional:** O escoamento é chamado irrotacional, ou seja, o movimento das partículas é apenas de translação, não havendo velocidade angular. Como, de acordo com Anderson [3],  $V = \nabla\phi$ , aplicando-se na equação 3.2 tem-se como consequência:

$$\nabla \cdot (\nabla\phi) = 0$$

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (3.3)$$

- **Escoamento uniforme no infinito:** Na região suficientemente distante do volume de controle, o escoamento se aproxima da condição de escoamento uniforme, onde a velocidade do fluido se alinha totalmente em uma direção do eixo de coordenadas, definido como  $x$ , como ilustrado na Figura 2.
- **Corpo impenetrável:** O corpo não pode ser atravessado pelo fluido, logo é assumido que a velocidade na superfície do corpo é tangencial ao corpo, como ilustrado também na Figura 2.

– Figura 2: Condições de contorno no infinito e em um corpo



Fonte: Retirado de Anderson [3]

### 3.1.2 Circulação

É definida uma propriedade, a circulação ( $\Gamma$ ), que pode ser calculada como:

$$\Gamma = - \oint_C V \cdot ds \quad (3.4)$$

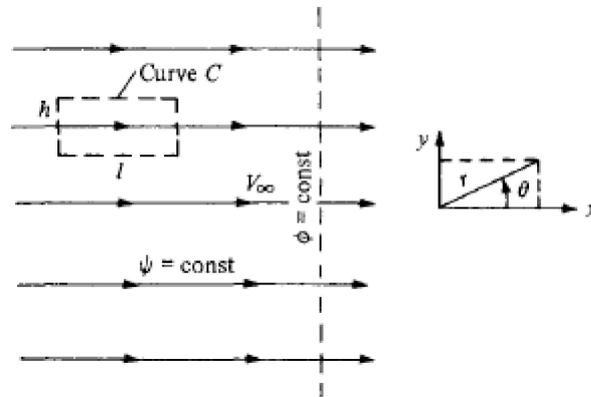
A circulação é, segundo Anderson [3], uma propriedade cinemática que depende apenas do campo de velocidade e a escolha da curva fechada  $\mathbf{C}$ . Uma explicação mais detalhada sobre a circulação não faz parte deste trabalho, mas uma abordagem interessante é proposta por Bertin [4]. Essa propriedade será muito importante mais à frente.

### 3.1.3 Fluxos definidos

Nesta seção são apresentados fluxos definidos para que, em sequência, suas sobreposições sejam realizadas e desenvolvimento dos métodos possam ser compreendidos. O desenvolvimento matemático destes fluxos não faz parte do trabalho e pode ser encontrado no capítulo 3 de Anderson [3]. Os fluxos aqui mostrados são bidimensionais, no plano  $xy$ .

- **Fluxo Uniforme:** Apresentado na Figura 3, fluxo uniforme e unidirecional onde  $\phi = V_\infty x$

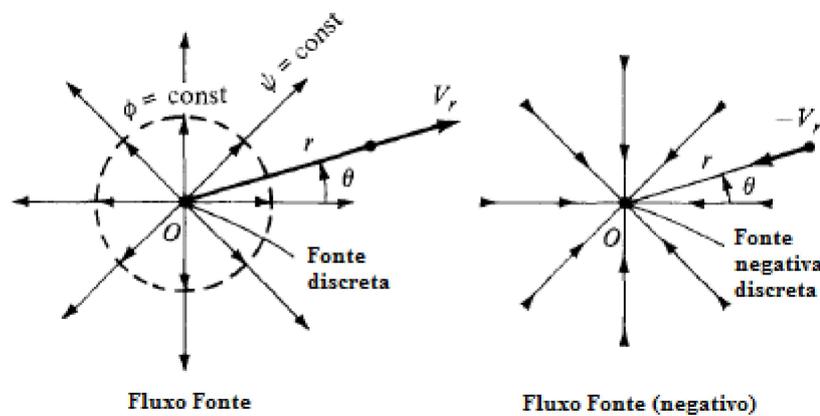
– Figura 3: Fluxo uniforme



Fonte: Retirado de Anderson [3]

- **Fluxo Fonte:** Apresentado na Figura 4, fluxo bidirecional onde as linhas de campo são radiais, sendo emitidas de um ponto  $O$  onde  $\phi = V_r r \ln r$

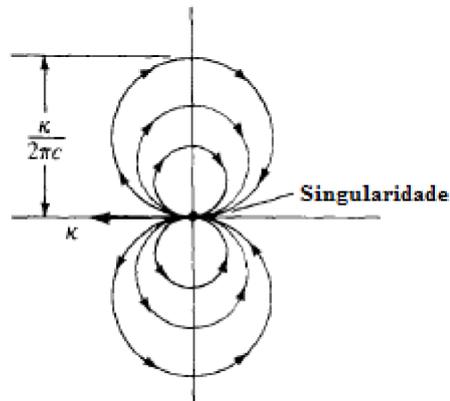
– Figura 4: Fluxo fonte



Fonte: Adaptado de Anderson [3]

- **Fluxo Di-fonte:** Fluxo formado pela sobreposição de dois fluxos fonte, porém um deles negativo, formando uma singularidade entre os mesmos, como visto na Figura 5. Neste fluxo:  $\phi = \frac{\kappa}{2\pi} \frac{\cos \theta}{r}$

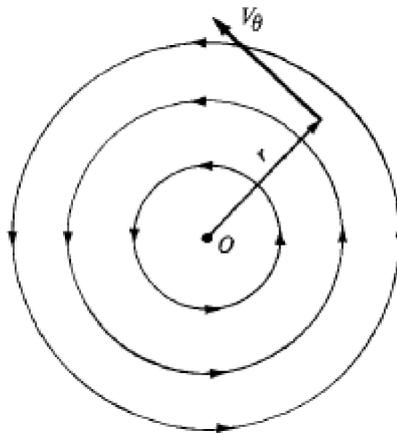
– Figura 5: Fluxo di-fonte



Fonte: Adaptado de Anderson [3]

- **Fluxo Vórtice:** Fluxo formado por linhas de campo circulares e concêntricas, como visto na Figura 6. Neste fluxo:  $\phi = -\frac{\Gamma}{2\pi}\theta$

– Figura 6: Fluxo Vórtice

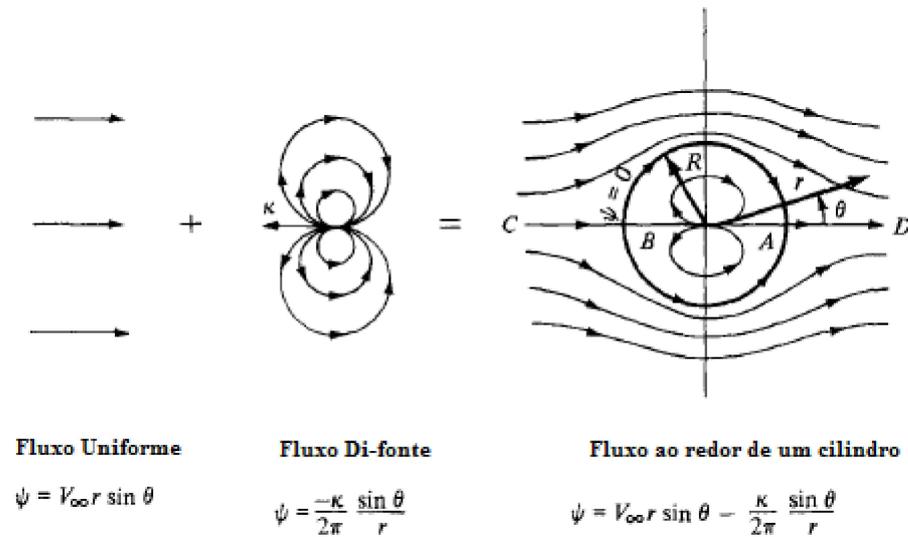


Fonte: Retirado de Anderson [3]

### 3.1.4 Sobreposição de fluxos

Com os fluxos definidos, é possível fazer a sobreposição de determinados fluxos que, se feita da maneira própria, pode gerar o fluxo sobre um corpo definido. A seguir um exemplo para o esclarecimento do conceito:

– Figura 7: Sobreposição de um fluxo uniforme e um fluxo di-fonte



Fonte: Adaptado de Anderson [3]

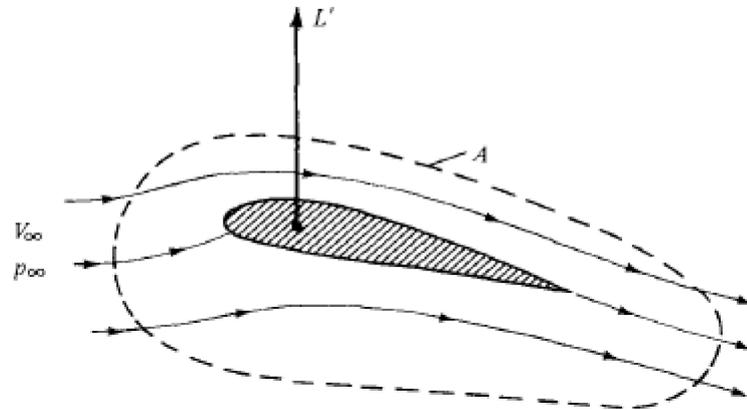
A sobreposição mostrada na figura 7 deixa claro que, com a sobreposição correta, pode-se criar o fluxo sobre praticamente qualquer superfície que se deseja. A dificuldade está justamente em sobrepor corretamente os fluxos para obter o resultado desejado.

### 3.1.5 Teorema de Kutta-Joukowski

Considera-se que um aerofólio seja submetido a um escoamento incompressível (como mostrado na figura 8). Caso o aerofólio gere sustentação o Teorema de Kutta-Joukowski diz que a sustentação, por unidade de envergadura, será:

$$L' = \rho_{\infty} V_{\infty} \Gamma \quad (3.5)$$

– Figura 8: Fluxo ao redor de um aerofólio gerando sustentação



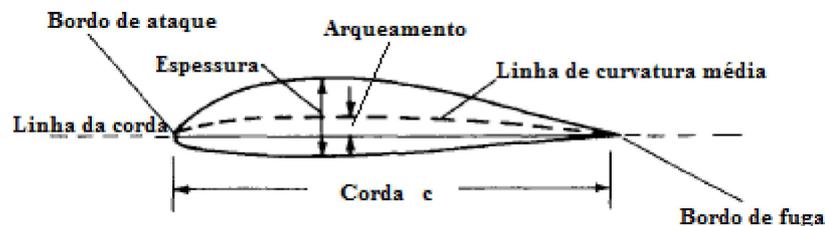
Fonte: Retirado e adaptado de Anderson [3]

Até esta seção, foi apresentado a base da teoria da sustentação com base na circulação. Essa teoria não explica como a sustentação é formada, e nem as causas da mesma, mas na verdade apenas modela o fenômeno.

### 3.2 ESCOAMENTO INCOMPRESSÍVEL SOBRE AEROFÓLIOS

Para iniciar os estudos no escoamento incompressível nos aerofólios, é interessante denominar as nomenclaturas utilizadas na geometria dos mesmos, que pode ser observada na figura 9.

– Figura 9: Nomenclaturas dos aerofólios



Fonte: Retirado e adaptado de Anderson [3]

Além disso, outras características precisam ser apresentadas: o ângulo de ataque ( $\alpha$ ), o coeficiente de sustentação ( $C_l$ ), o coeficiente de arrasto ( $C_d$ ) e o coeficiente de momento ( $C_m$ ). O ângulo de ataque é o ângulo formado entre as linhas do escoamento com a linha da corda do aerofólio. Os coeficientes de sustentação e arrasto são relativos

à adimensionalização da sustentação e do arrasto, respectivamente. O coeficiente de sustentação de um aerofólio é o coeficiente que, multiplicado pela área da asa e a pressão dinâmica ( $q$ ), resulta no valor de sustentação ( $L$ ) gerado pela asa em questão (equação 3.6). De maneira análoga, com o coeficiente de arrasto é possível calcular quanto arrasto ( $D$ ) é gerado pela asa (equação 3.7). Já o coeficiente de momento, é o coeficiente que, multiplicado pela área da asa, pressão dinâmica e a corda, resulta no valor do momento ( $M$ ) gerado pela asa (equação 3.8).

$$L = \frac{\rho V^2 S}{2} \cdot C_l \quad (3.6)$$

$$D = \frac{\rho V^2 S}{2} \cdot C_d \quad (3.7)$$

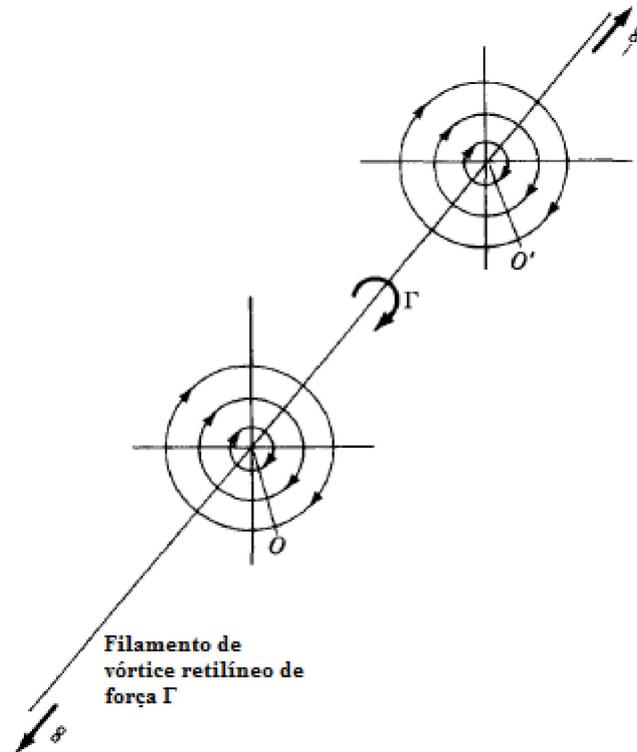
$$M = \frac{\rho V^2 S}{2} \cdot c \cdot C_m \quad (3.8)$$

Os coeficientes  $C_l$ ,  $C_d$  e  $C_m$  são funções do ângulo de ataque, dependem do perfil aerodinâmico analisado e geometria da superfície sustentadora. Na grande maioria dos casos o  $C_l$  possui uma variação linear diretamente proporcional com a variação do ângulo de ataque, até que o fenômeno do estol ocorra (descolamento da camada limite do escoamento com o aerofólio). Em sua maioria o  $C_m$  quase não possui variação, exceto para altos ângulos de ataque. Já a variação de  $C_d$  não é linear com o ângulo de ataque, mas se aproxima de uma função quadrática.

### 3.2.1 A Folha de vórtices

Anteriormente foi apresentado a definição do fluxo vórtice. Definimos agora um filamento coberto com vórtices, que pode ser observado na figura 10.

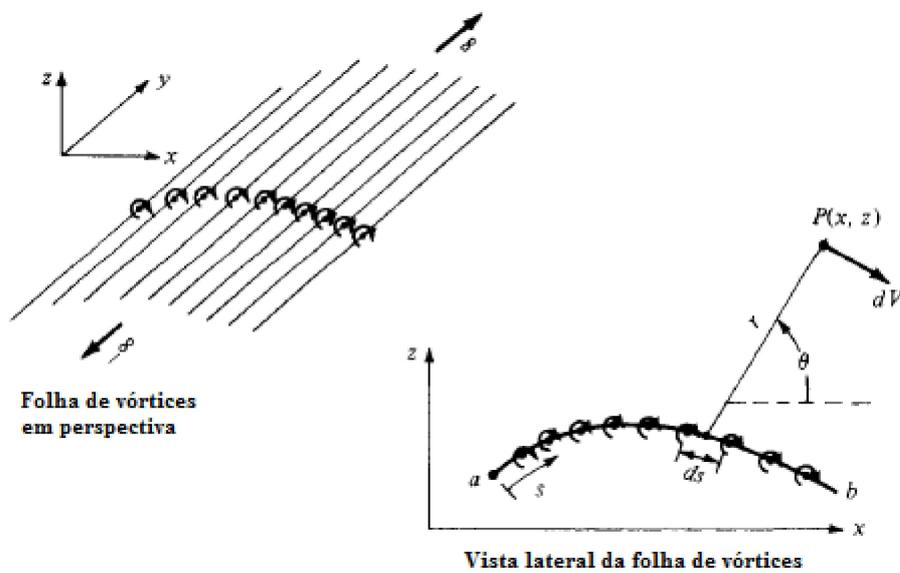
– Figura 10: Filamento de vórtice



Fonte: Adaptado de Anderson [3]

Definimos então uma folha de vórtices, ou seja, vários filamentos de vórtices em sequência, que pode ser visualizado na figura 11.

– Figura 11: Folha de vórtices



Fonte: Adaptado de Anderson [3]

A força de cada vórtice é representada por  $\gamma ds$ . Então a velocidade induzida por cada segmento  $ds$  pode ser escrita como:

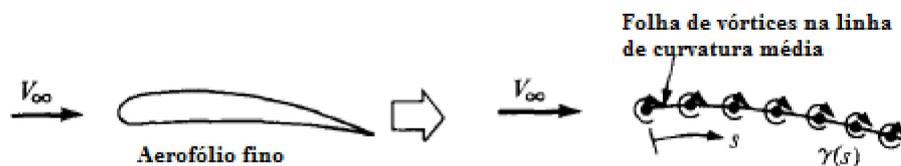
$$dV = -\frac{\gamma ds}{2\pi r} \quad (3.9)$$

E a circulação da folha de vórtices:

$$\Gamma = \int_a^b \theta \gamma ds \quad (3.10)$$

Fazendo uma aproximação, é possível considerar aerofólios finos como uma folha de vórtices posicionada em sua linha de curvatura média:

– Figura 12: Aproximação para uma aerofólio fino



Fonte: Retirado e adaptado de Anderson [3]

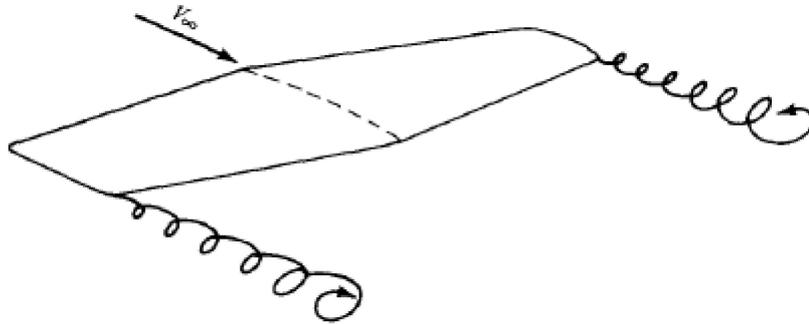
Então, bastando ter a função que descreva a linha de curvatura média, seria possível calcular a sustentação por unidade de envergadura. Porém, a aproximação feita para aerofólios finos é muito restrita. Grande parte dos aerofólios não podem ser considerados corpos finos, o que limita muito esse método. Dado esse problema, um método para aerofólios não finos (mais de 12% da corda de espessura) foi desenvolvido, conhecido como *Vortex Panel Numerical Method*.

Tem-se ainda outra questão crítica. Até então foram apresentadas modelagens de asas infinitas, onde as extremidades da asa não interferem no resultado. Entretanto, isso não representa a realidade, como será visto a seguir.

### 3.3 ESCOAMENTO INCOMPRESSÍVEL SOBRE ASAS FINITAS

Ao se analisar o escoamento sobre asas finitas, é notável que suas extremidades causam efeitos bastantes significativos no fluxo. A diferença de pressão causada pelos aerofólios faz com que, em suas extremidades, o fluxo tenda a se deslocar de baixo para cima para que a pressão se iguale. Esse fenômeno gera vórtices de ponta de asa. Os vórtices de ponta de asa alteram a velocidade do escoamento criando componentes verticais na velocidade, chamadas de *downwash*, e são fontes de arrasto induzido. Os vórtices de ponta de asa podem ser visualizados na Figura 13:

– Figura 13: Vórtices de ponta de asa

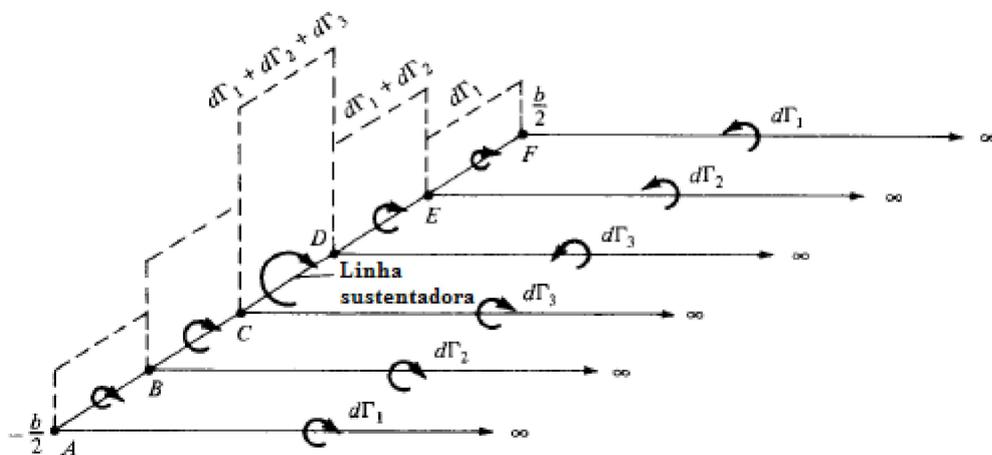


Fonte: Retirado de Anderson [3]

### 3.3.1 Método da Linha Sustentadora de Prandtl (LLT):

Foi-se então desenvolvido o método da linha sustentadora de Prandtl (LLT), que consiste em usar filamentos de vórtice como o apresentado na Figura 10 em formato de "U" ou de ferradura. Fazendo a sobreposição destes vórtices é obtida uma distribuição discreta de circulações ao longo da envergadura como visto na Figura 14

– Figura 14: Método da Linha Sustentadora de Prandtl

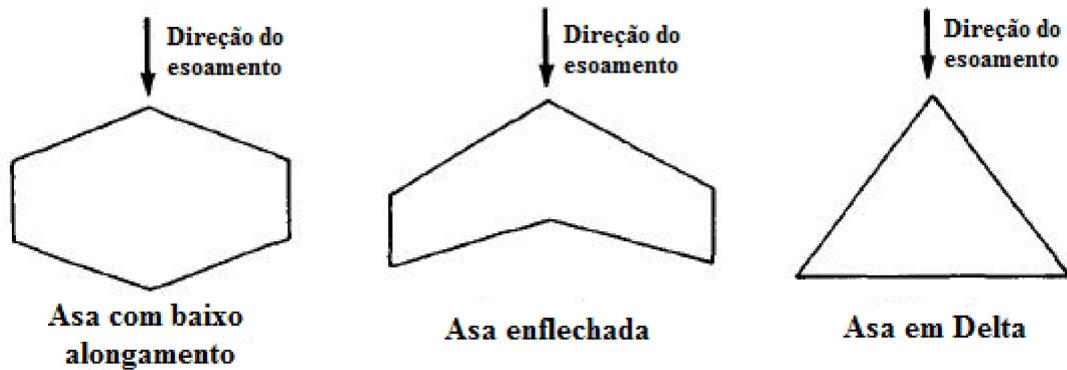


Fonte: Retirado e adaptado de Anderson [3]

Porém, a discretização apenas longitudinal possui limitações geométricas para a asa. Em decorrência disso, asas com baixo alongamento (relação entre envergadura e corda), enflechadas e em forma Delta seriam impróprias, como visto na Figura 15. Outra condição necessária é a utilização de um mesmo perfil aerodinâmico para a asa inteira, o que limita as análises para situações de carregamento simétrico. Esta consideração se mostra muito importante no desenvolvimento do trabalho, pois situações de manobra (car-

regamentos assimétricos) são fundamentais na análise de carregamentos e dimensionamento da estrutura.

– Figura 15: Formatos de asas impróprios para a linha sustentadora de Prandtl



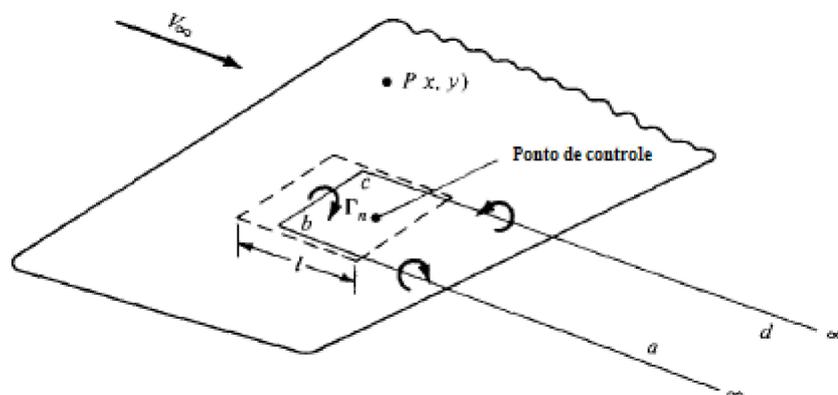
Fonte: Adaptado de Anderson [3]

### 3.3.2 Método Vortex Lattice (VLM)

A LLT possui apenas uma discretização longitudinal e asas com formatos diferentes do retangular não poderiam utilizar tal método. Foi então sugerida discretização também transversal, o que aumentariam as possibilidades de análise, método conhecido como VLM. O nome VLM vêm do inglês *Vortex Lattice Method*, que seria o método da malha/rede de vórtices.

O método divide a asa nos sentidos longitudinal e transversal, formando pequenos painéis. Em cada painel é posto um vórtice ferradura e um ponto de controle é criado, onde as condições de contorno são aplicadas. Um painel e seu ponto de controle pode ser visualizado na Figura 16:

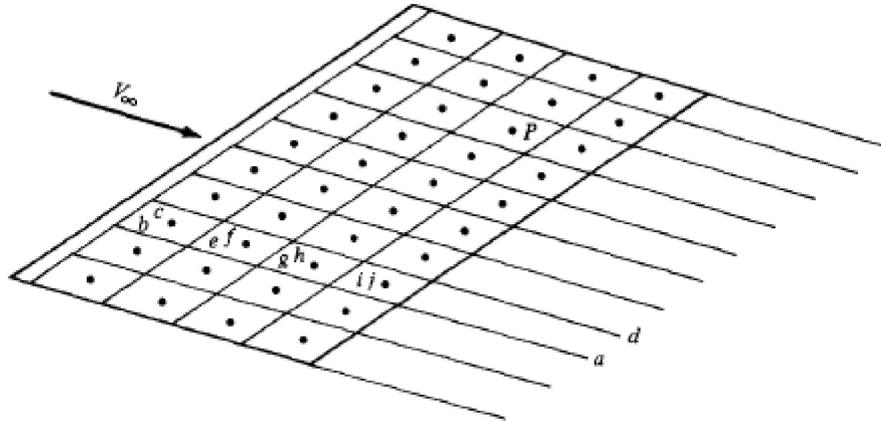
– Figura 16: Painel único com vórtice ferradura e ponto de controle



Fonte: Retirado e adaptado de Anderson [3]

Forma-se então uma superfície sustentadora coberta por painéis, como visto na Figura 17:

– Figura 17: Superfície sustentadora formada por painéis de vórtice



Fonte: Retirado de Anderson [3]

A superfície inteira é composta, então, por painéis, cada um com a sua circulação ( $\Gamma_n$ ) ainda desconhecida. Para cada ponto de controle é aplicada a Lei de Biot-Savart, encontrando-se a velocidade induzida por cada vórtice. Quando a condição de contorno de fluxo tangencial é aplicada para cada ponto de controle, é formado um sistema linear de  $n$  equações e  $n$  incógnitas que, quando resolvido através da inversão de uma matriz, resulta na circulação ( $\Gamma_n$ ) de cada painel. Com o cálculo de  $\Gamma_n$  é possível calcular a sustentação de cada painel por meio do Teorema de Kutta-Joukowski visto na subseção 3.1.5.

A discretização transversal do VLM aumenta significativamente a variedade de formatos passíveis de análise, uma grande vantagem sobre a LLT. Outra grande vantagem do VLM é a possibilidade de análise de situações assimétricas, ou seja, com superfícies de controle defletidas. Como visto em Yahyaoui [5], a utilização de superfícies de controle defletidas em até cerca de  $10^\circ$  não geram grandes erros se comparados à ensaios de túnel de vento. Como consequência o método apresenta resultados satisfatórios inclusive em situações de manobra.

### 3.3.3 Método dos painéis em 3D

Com o interesse em descobrir as influências de corpos espessos na distribuição de pressão ao longo de sua superfície, foi desenvolvido um método com painéis formando uma estrutura em três dimensões e utilizando fluxos tridimensionais para a modelagem. Entretanto, para se analisar a grande maioria dos aerofólios, as simplificações trazidas até então já trazem resultados bastante satisfatórios quando comparados com ensaios de túnel de vento. Uma análise com painéis em três dimensões aumenta a complexidade do

problema com poucos ou até mesmo sem ganhos em termos de resultados. A análise em três dimensões é bastante útil para saber a distribuição de pressão ao longo de corpos tais como fuselagens e outras estruturas simétricas que compõe uma aeronave. Uma comparação entre os três métodos é apresentada por Septiyana [6]. O método dos painéis em 3D é o que apresenta um desempenho mais próximo aos de análises em CFD, porém o tempo de processamento é muito maior em comparação com os outros dois já citados.

### 3.4 ESCOLHA DO MÉTODO

Os três métodos apresentados são capazes de fornecer os dados necessários para o cálculo dos carregamentos aerodinâmicos na na asa de um VANT, assunto deste trabalho. Porém, a LLT não é abrangente o suficiente para compor a variedade de formatos geométricos utilizados em VANT's, limitando em muito a sua utilização. Já o método dos painéis em 3D possui um gasto computacional superior e traz vantagens interessantes apenas ao estudar a influência de outros corpos anexados à asa, o que não faz parte desse trabalho. O aumento do tempo de processamento poderia estender em muito o uso de ferramentas como MDO e isso traz uma enorme desvantagem.

Dadas as vantagens do VLM em relação aos outros métodos, foi o escolhido para utilização no trabalho.

### 3.5 ENVELOPE DE VOO

Sabendo-se calcular os coeficientes aerodinâmicos, juntamente com a sustentação por unidade de envergadura, de nada adiantaria se os dados de entrada fossem definidos de forma equivocada. Para se determinar corretamente os dados de entrada do programa, é necessário definir o conceito de envelope de voo. O envelope de voo de uma aeronave é composto pelas velocidades para que a aeronave é projetada. Dado um grupo moto-propulsor, os coeficientes aerodinâmicos da aeronave e o peso total da mesma, é possível calcular as velocidades que a aeronave é capaz de operar. Como para cada velocidade a aeronave tem uma infinidade de ângulos de ataque possíveis para operar, é definido um fator adimensional para obter uma relação indireta entre a velocidade ( $V$ ) e o ângulo de ataque ( $\alpha$ ): o fator de carga ( $n$ ). A definição do fator de carga é:

$$n = \frac{L}{W} \quad (3.11)$$

onde  $n$  é o fator de carga,  $L$  é a sustentação (calculado pela equação 3.6) e  $W$  é o peso da aeronave. Analisando essa relação é perceptível que em algum momento a aeronave começará a gerar mais sustentação do que o seu próprio peso, caso  $\alpha$  seja constante, situação caracterizada por um fator de carga positivo.

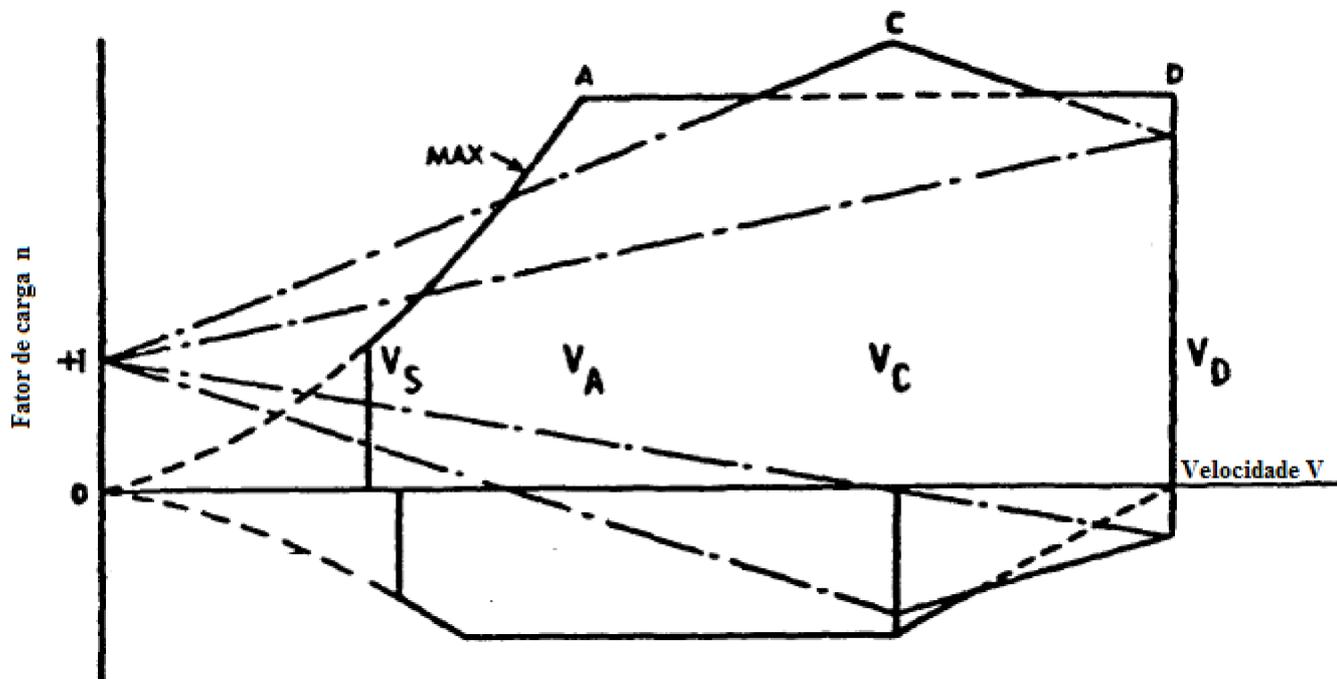
Como cada aeronave possui um  $\alpha$  máximo (ângulo de estol), ao fixar esse ângulo e variar  $V$ , é garantido que os máximos esforços serão analisados, já que com o aumento de  $\alpha$  há um aumento do  $C_l$ . Por consequência há um aumento da sustentação gerada e, assim, dos esforços gerados pela sustentação.

Teoricamente  $n$  não tem um limite. É necessário então definir o fator de carga máximo do projeto para que os esforços calculados não sejam demasiadamente altos, o que sobredimensionaria a estrutura da aeronave.

De acordo com JAR-VLA [9], cada aplicação de aeronave têm os seus limites de  $n$  definidos para garantir a segurança da aeronave.

A seguir uma figura ilustrativa de um envelope de voo de uma aeronave:

– Figura 18: Ilustração do envelope de voo de uma aeronave



Fonte: Retirado e adaptado de JAR-VLA [9]

Fisicamente, o fator de carga pode ser interpretado como a aceleração em seu eixo vertical que a aeronave está sujeita. Como a velocidade é uma grandeza vetorial, caso haja mudança de direção, há variação da velocidade. Ou seja, a aeronave sofreu aceleração. Como  $F = m \cdot a$  (onde  $F$  é força,  $m$  é massa e  $a$  é aceleração), se a aeronave de massa  $m$  sofrer aceleração, uma força  $F$  foi aplicada sobre ela, para que mudasse sua direção. Como a aceleração em questão é vertical, essa força pode ser interpretada como o aumento de sustentação na relação do fator de carga ( $n$ ).

Essa definição expõe que para a velocidade e o ângulo de ataque certos, é possível simular uma situação de manobra com o fator de carga máximo de projeto, dados necessários

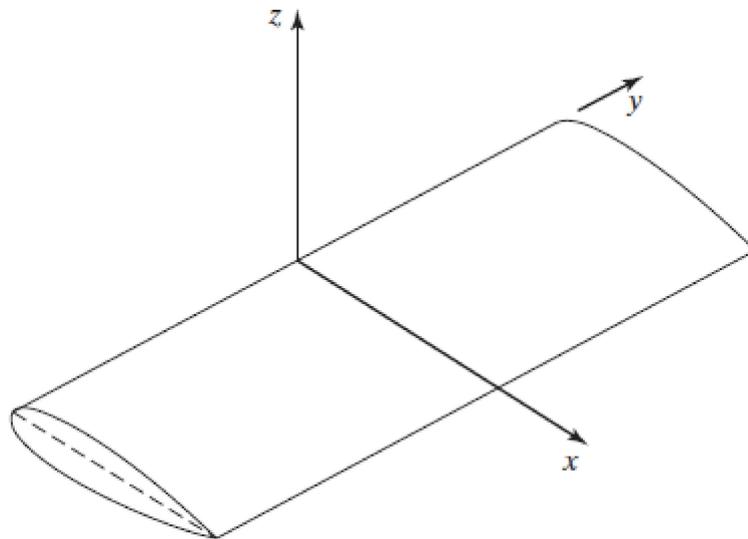
para o cálculo dos carregamentos na asa de um VANT.

### 3.6 ESFORÇOS INTERNOS

Para calcular corretamente os carregamentos aerodinâmicos é necessário saber não somente as forças atuantes, mas suas consequências na estrutura. Para isso, é necessário o conhecimento sobre esforços internos de uma estrutura. A estrutura principal de uma asa é a longarina. As forças atuantes na superfície da asa são transferidas a esse elemento e é nele que os esforços internos serão calculados.

O referencial adotado pode ser visualizado na Figura 19

– Figura 19: Referencial adotado

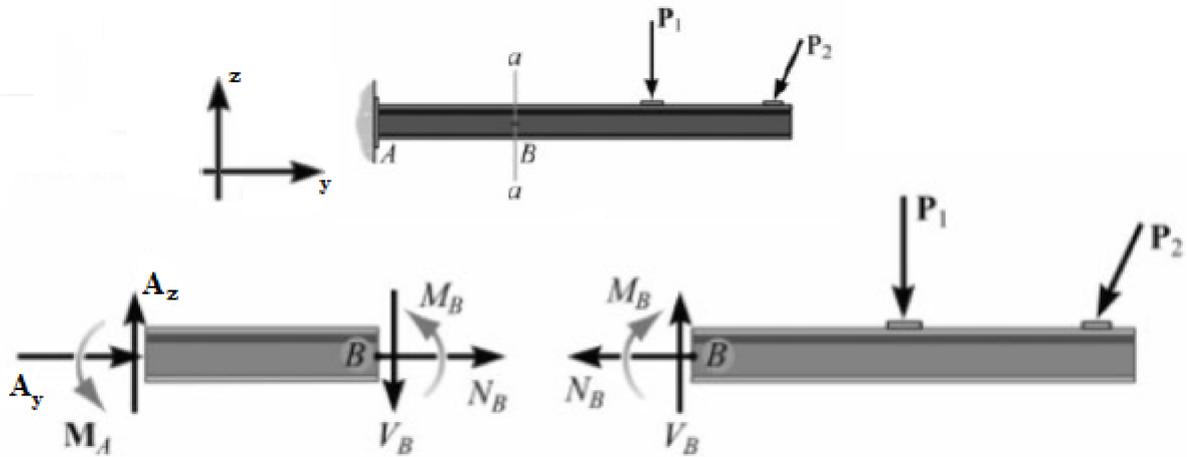


Fonte: Adaptado de Bertin [4]

Como foi visto na subseção 3.3.2, ao utilizar o VLM temos como resultado a força atuante em cada painel da asa. Como consequência o carregamento calculado não será contínuo, mas discreto.

De acordo com Hibbeler [7] podemos calcular os esforços internos pelo método das seções ilustrado abaixo.

– Figura 20: Ilustração do método das seções



Fonte: Adaptado de Hibbeler [7]

Na figura,  $P_1$  e  $P_2$  são cargas pontuais,  $N$  a força normal,  $V$  o esforço cortante e  $M$  o momento fletor. Portanto, os valores de  $N$ ,  $V$  e  $M$  podem ser calculados aplicando as equações de equilíbrio no diagrama de corpo livre, por facilidade, da direita. Tem-se então que no ponto  $B$ :

$$\sum F_{By} = 0 \quad (3.12)$$

$$\sum F_{Bz} = 0 \quad (3.13)$$

$$\sum M_B = 0 \quad (3.14)$$

$M_B$  pode ser obtido pelo somatório dos momentos gerados pelas forças  $F$  à uma distância  $y$  da seção avaliada, ou seja:

$$M_B = \sum_{i=0}^n F_i y_i \quad (3.15)$$

A longarina de uma aeronave pode ser muito bem relacionada à uma viga em balanço como na Figura 20. Os esforços internos devem ser calculados em várias seções para se obter um gráfico em função da posição dessa seção.

Relacionando com o método VLM, para cada seção na envergadura tem-se as forças atuantes nos painéis à sua direita, juntamente com suas distâncias à seção. Além disso, ainda pode ser calculado o momento torsor aplicando a Equação 3.15 também ao eixo  $x$  do

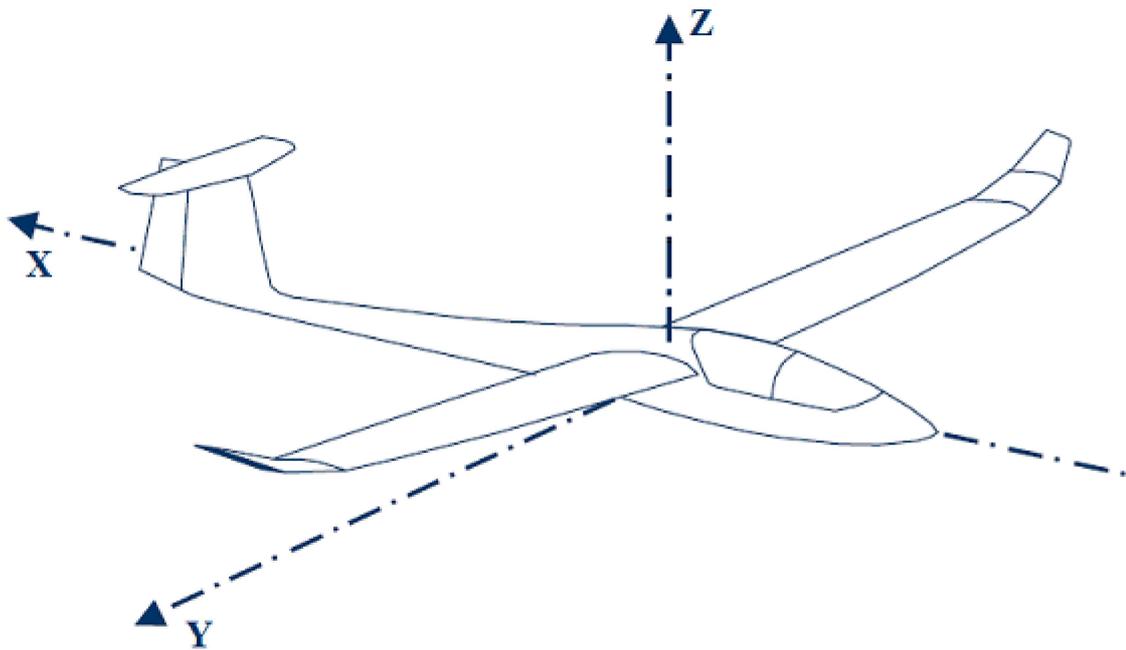
sistema adotado na Figura 19. Tem-se, assim, os esforços internos na longarina, requisitos necessários para o dimensionamento estrutural da aeronave.

## 4 METODOLOGIA

O projeto utilizado para o desenvolvimento dos Capítulos 4 e 5 foi disponibilizado pela Equipe Microraptor Aerodesign UJFJ. Alguns dados foram adimensionalizados ou suprimidos para manter o sigilo do projeto, porém sem comprometer os resultados.

O sistema coordenado utilizado é ilustrado na Figura 21:

– Figura 21: Sistema coordenado utilizado



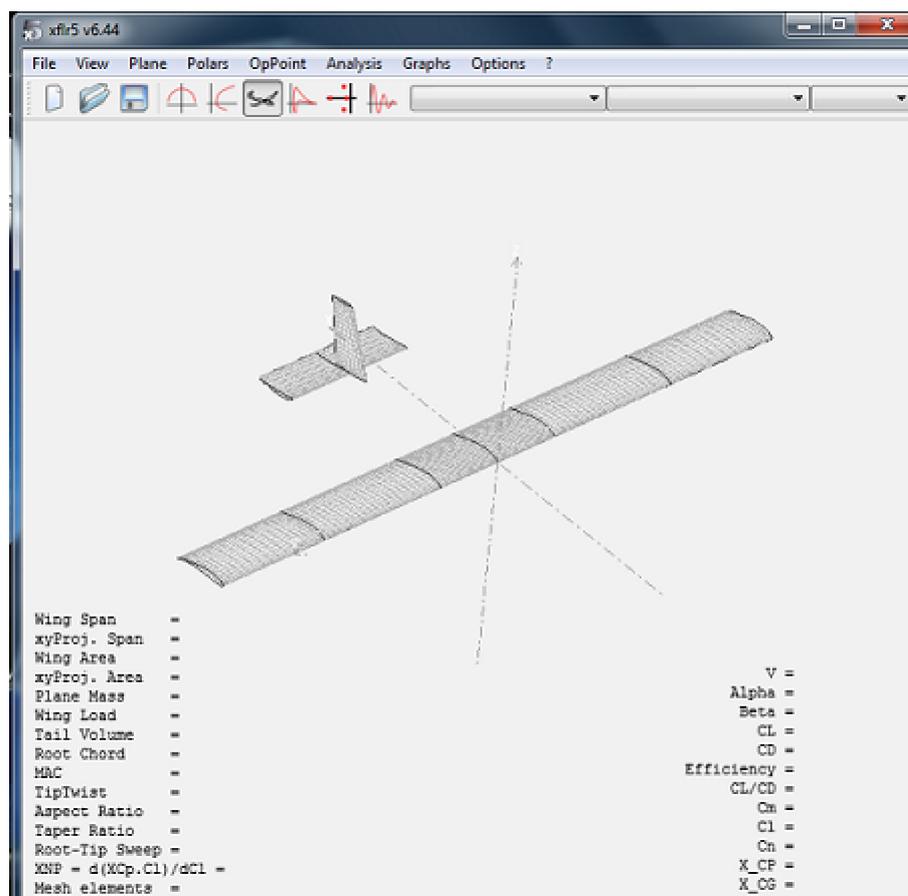
Fonte: Adaptado de Guidelines XFLR5 [8]

### 4.1 ANÁLISE COM VLM NO XFLR5

O *software* XFLR5 é bastante conhecido para cálculos aerodinâmicos em superfícies sustentadoras a nível de graduação. Para realizar análises utilizando o VLM é necessário ter a geometria e perfis aerodinâmicos já definidos.

A interface do programa pode ser visualizada na Figura 22.

– Figura 22: Interface do programa XFLR5



Fonte: O próprio autor

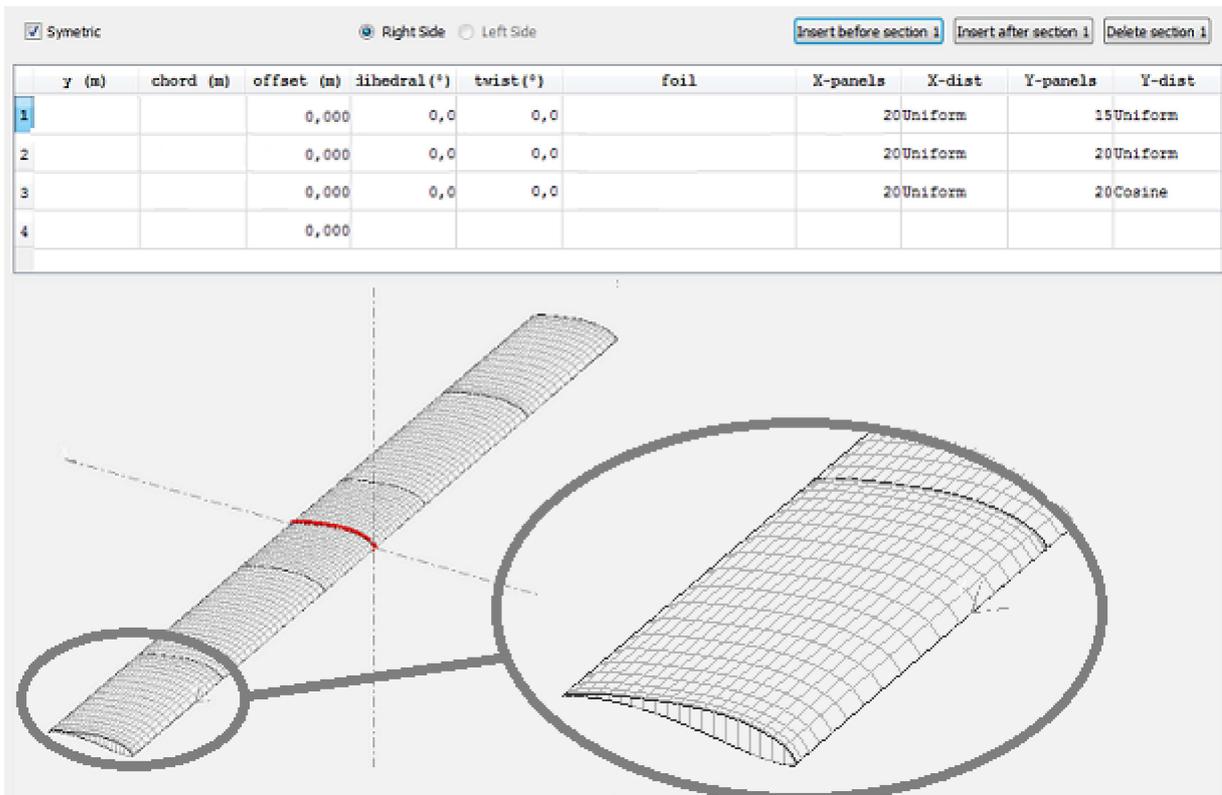
Como a asa da aeronave é o objeto de estudo, a cauda da aeronave (conjunto estabilizador horizontal + vertical) não será analisada. As situações de análise da cauda diferem do objeto de estudo, mas a metodologia é bastante similar.

Para realizar a análise VLM define-se a malha de painéis ao editar a asa. Nesta etapa é importante garantir que os painéis não sejam maiores e nem menores do que o aceitável pelas limitações do método, o que poderia comprometer o resultado final.

De acordo com Guidelines XFLR5 [8], a distribuição de painéis deve ser coerente com a geometria da asa, concentrando um maior número de painéis em suas discontinuidades (pontas de asa e início/fim de ailerons<sup>1</sup>). Normalmente uma distribuição cossenoidal entre as discontinuidades gera uma malha suficiente para uma análise de qualidade, o que pode ser visualizado na Figura 23.

<sup>1</sup> Ailerons: dispositivos geradores de sustentação adicional para realização de manobras, neste caso a rolagem da aeronave. Geralmente posicionados nas extremidades de cada semi-asa para uma maior efetividade.

– Figura 23: Edição da asa no XFLR5 com enfoque na distribuição dos painéis



Fonte: O próprio autor

Após a definição da asa, é definida a análise VLM. É escolhido um tipo de análise, entre: Velocidade fixa, Sustentação fixa, Ângulo de ataque fixo ou Ângulo de derrapagem fixo. Em seguida é escolhido qual será o intervalo em que a variável será analisada.

Para escolher o tipo de análise pode-se recorrer ao visto na Seção 3.5. Tendo as velocidades definidas pelas análises de desempenho, é prudente utilizar dessas velocidades para os cálculos iniciais, o que indicaria uma análise de velocidade fixa para cada velocidade.

Escolhendo a velocidade de mergulho da aeronave (velocidade máxima que a aeronave atinge em mergulho), pode-se em seguida escolher o intervalo de ângulos de ataque que serão analisados. Tem-se também a situação em velocidade de manobra (de acordo com JAR-VLA [9], a velocidade máxima que as superfícies de controle, neste caso ailerons, podem ser defletidas ao máximo). Definiria-se então uma asa com os ailerons defletidos.

Feitas as análises é selecionado o ângulo de ataque que produz a sustentação tal que:

$$L = n \cdot W \quad (4.1)$$

A equação 4.1 foi vista na Seção 3.5 como 3.11.

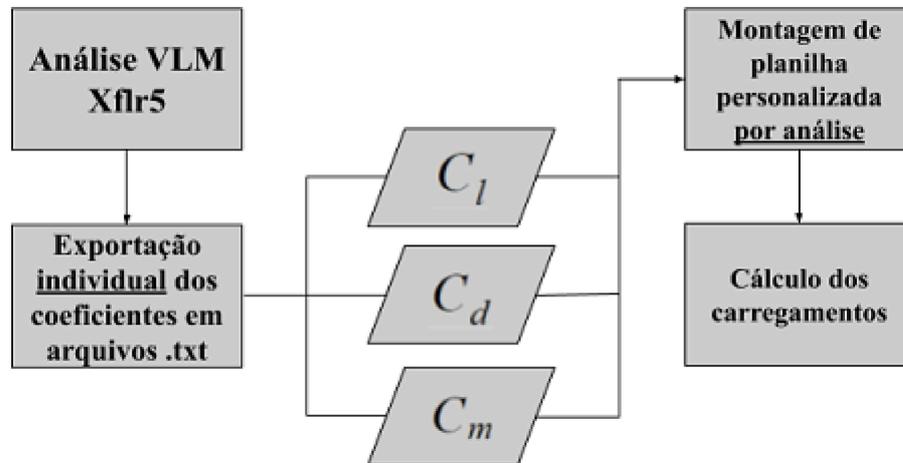
#### 4.1.1 Exportando os dados das análises

Feitas as análises, tem-se duas formas de prosseguir para a análise dos resultados: Exportando os dados da forma tradicional e fazendo o cálculo dos carregamentos através de planilhas de cálculo ou exportando os dados para o algoritmo de pós processamento desenvolvido neste trabalho.

- **Método tradicional:** Para cada carregamento exporta-se individualmente cada coeficiente aerodinâmico associado:  $C_l$ ,  $C_m$  e  $C_d$ . Esses coeficientes estão associados, respectivamente:
  - $C_l$ : ao esforço cortante  $[E_Y]$  e ao momento fletor  $[M_{fX}]$ ;
  - $C_m$ : ao momento torsor  $[M_{tY}]$ ;
  - $C_d$ : ao esforço cortante  $[E_X]$  e ao momento fletor  $[M_{fZ}]$ ;
 (Referencial adotado pode ser visualizado na Figura 21.)

Utiliza-se então as equações 3.6, 3.7 e 3.8 para fazer os cálculos.

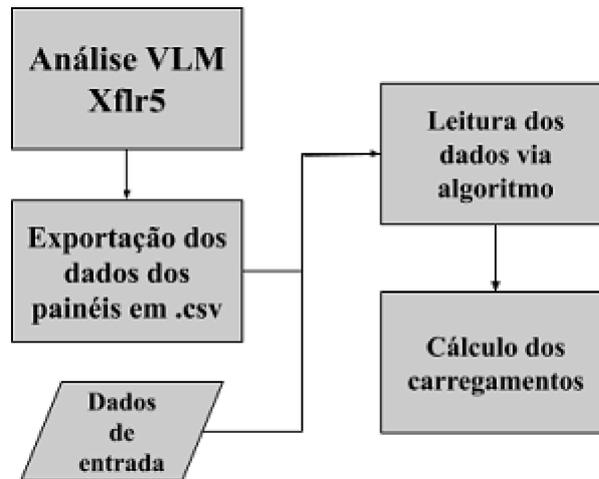
– Figura 24: Fluxograma do método tradicional



Fonte: O próprio autor

- **Método desenvolvido no trabalho:** Para cada painel, exporta-se o valor do coeficiente de pressão ( $C_p$ ), área ( $S$ ), posição no sistema de coordenadas utilizado e vetor normal à superfície referenciado também ao sistema de coordenadas utilizado, todos no mesmo arquivo. Sabendo-se do valor de  $C_p$ ,  $S$  e  $V$  é possível calcular o módulo da força de pressão em cada painel. Tendo a força (módulo e componentes) e posição, calculam-se os carregamentos pelo Método das Seções (apresentado na Seção 3.6).

– Figura 25: Fluxograma do método desenvolvido no trabalho



Fonte: O próprio autor

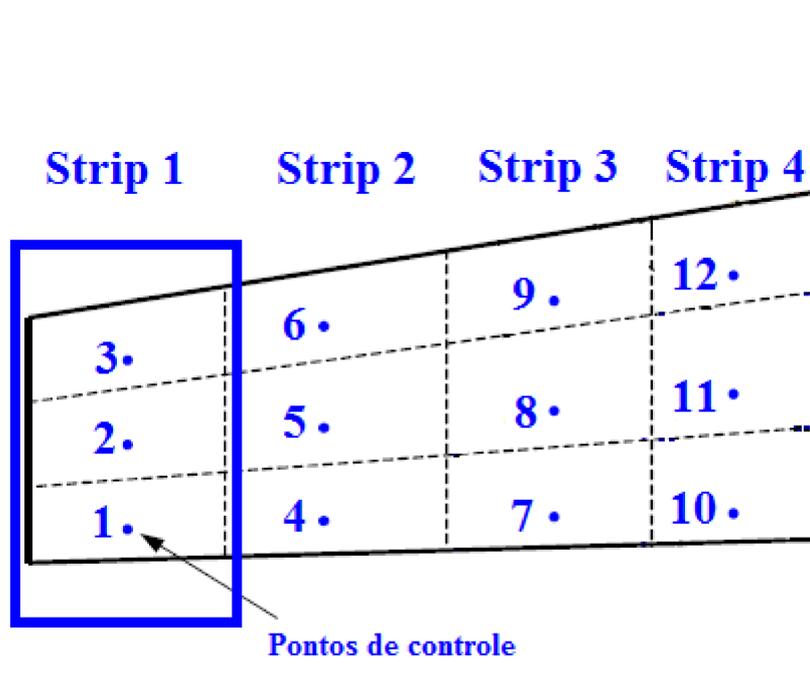
Visualmente nos fluxogramas não há grande diferença, porém o passo da montagem da planilha no método tradicional exige um grande tempo e está sujeito a muitos erros no momento da inserção dos dados.

#### 4.2 ORGANIZAÇÃO DOS DADOS EXPORTADOS

Os dados exportados no método proposto neste trabalho são salvos em um arquivo *.csv* (*comma separated values*). Neste arquivo estão contidos os dados de cada painel da asa da aeronave.

O VLM organiza a posição dos painéis da maneira demonstrada na Figura 26 :

– Figura 26: Organização dos painéis no VLM



Fonte: Adaptado de Guidelines XFLR5 [8]

Onde os chamados "Strips" são a contagem de painéis na direção da envergadura (eixo  $Y$  no sistema coordenado adotado), da esquerda para a direita. Em cada Strip, os painéis são numerados do bordo de fuga para o bordo de ataque (eixo  $X$  no sistema coordenado adotado). Os dados exportados possuem a seguinte disposição (para facilitar a visualização, os dados da Figura 27 foram exportados em um arquivo .txt):

– Figura 27: Organização dos dados no arquivo .csv

```

xf1r5 v6.44

Nome e definições da análise

Main wing
y-span

Características da aeronave em
função da envergadura

Main wing Cp Coefficients
Panel CtrlPt.x CtrlPt.y CtrlPt.z Nx Ny Nz Area Cp

strip 1
0
1
2
3
4
5
6
7
8
9
10
strip 2
:
:

```

**Dados dos painéis,  
separados por Strip**

Fonte: O próprio autor

Para cada painel tem-se então oito dados: Posição do ponto de controle em  $X$  ( $CtrlPt_x$ ), Posição do ponto de controle em  $Y$  ( $CtrlPt_y$ ), Posição do ponto de controle em  $Z$  ( $CtrlPt_z$ ), Componente  $X$  do vetor normal ao painel ( $N_x$ ), Componente  $Y$  do vetor normal ao painel ( $N_y$ ), Componente  $Z$  do vetor normal ao painel ( $N_z$ ), Área do painel ( $S$ ) e Coeficiente de pressão ( $C_p$ ).

Os dados do início do arquivo, anteriores aos dados dos painéis não são utilizados e são excluídos do arquivo.

### 4.3 DADOS DE ENTRADA PARA O ALGORITMO

O algoritmo desenvolvido neste trabalho abre o arquivo exportado e cria um vetor tridimensional  $P(i, j, k)$  organizando os dados da seguinte maneira:

- **Primeira dimensão ( $i$ ):** Utilizada para referenciar em qual posição na direção da corda (eixo  $X$ ), o painel está localizado
- **Segunda dimensão ( $j$ ):** Utilizada para referenciar qual dos oito dados do painel se deseja utilizar, de 1 à 8, na ordem apresentada da Figura 27.
- **Terceira dimensão ( $k$ ):** Utilizada para referenciar em qual "Strip" o painel está localizado

Além do vetor tridimensional  $P(i, j, k)$ , outros dados foram necessários como *inputs*:

- **Densidade do ar ( $\rho$ ) em  $kg/m^3$**

- Velocidade da análise ( $V$ ) em  $m/s$
- Número de painéis da asa na direção  $X$  ( $num_X$ )
- Número de painéis da asa na direção  $Y$  ( $nStrips$ )
- Número de painéis que os ailerons têm em largura ( $espAil$ )(direção  $X$ )
- Número de painéis que os ailerons têm de comprimento ( $compAil$ )(direção  $Y$ )
- Em qual Strip os ailerons se iniciam ( $yAil$ )(direção  $Y$ )
- Em qual painel a longarina está coincidindo ( $xLong$ )(direção  $X$ )

#### 4.4 MÉTODO DE CÁLCULO DOS CARREGAMENTOS

De acordo com Guidelines XFLR5 [8], a força de pressão ( $F_p$ ) em cada painel pode ser obtida utilizando o coeficiente de pressão ( $C_p$ ) calculado através da Equação 4.2:

$$F_p = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_p \quad (4.2)$$

##### 4.4.1 Carregamentos decorrentes da sustentação

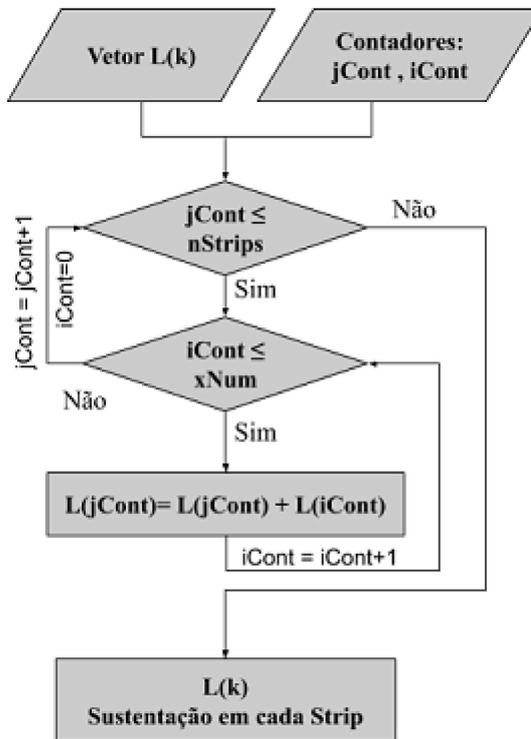
De acordo com Guidelines XFLR5 [8] pode-se então calcular a parcela da força  $F$  responsável pela sustentação  $L$  em cada painel ao multiplicar o resultado da Equação 4.2 por  $N_z$ :

$$L_{painel} = F_{painel} \cdot N_{z(painel)} \quad (4.3)$$

$$L_{painel} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_{(painel)} \cdot C_{p(painel)} \cdot N_{z(painel)} \quad (4.4)$$

Foi feito então um fluxograma para representar o cálculo feito para a sustentação ao longo da envergadura ( $L(k)$ ):

– Figura 28: Fluxograma do cálculo feito para a sustentação ao longo da envergadura

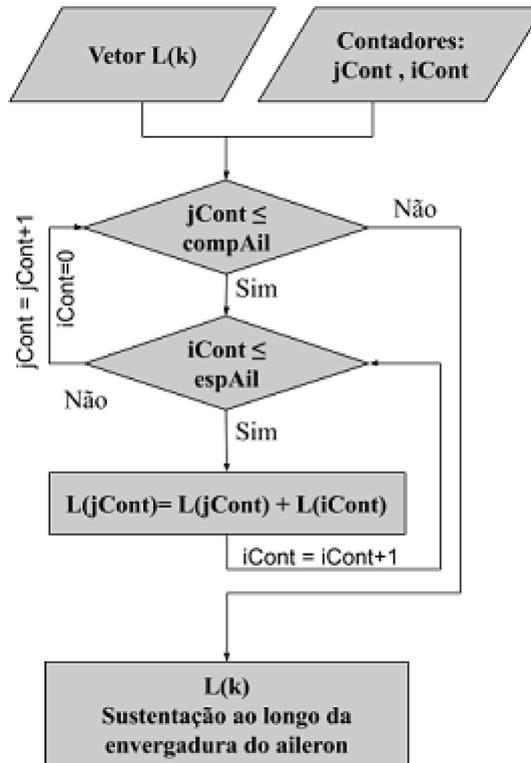


Fonte: O próprio autor

**Descrição do fluxograma da Figura 28:** Criando o vetor  $L(k)$  e dois contadores, são introduzidos duas estruturas de repetição. A primeira leva em conta a posição em  $Y$  da envergadura, representada pelo contador  $jCont$ , já a segunda leva em conta a posição em  $X$  na envergadura, representada pelo contador  $iCont$ . Enquanto  $jCont$  for menor que  $nStrips$  (dado de entrada para a ferramenta), a próxima estrutura de repetição utiliza a Equação 4.4 para calcular a força de sustentação do primeiro painel do primeiro Strip. A repetição da segunda estrutura é formada pela soma da sustentação de todos os painéis no mesmo Strip, delimitados pelo contador  $iCont$  (dado de entrada para a ferramenta), salvando o valor da sustentação do Strip na primeira posição do vetor  $L(k)$ . Após o cálculo para o primeiro Strip são feitos para todos os subsequentes e o valor é salvo nas respectivas posições do vetor  $L(k)$ .

Seguindo o mesmo caminho, pode-se obter a distribuição de sustentação adicional ao longo dos ailerons, requisito para seu dimensionamento estrutural e dos servos motores atuadores, mudando apenas os limites de  $iCont$  e  $jCont$ .

– Figura 29: Fluxograma do cálculo feito da sustentação ao longo da envergadura dos ailerons

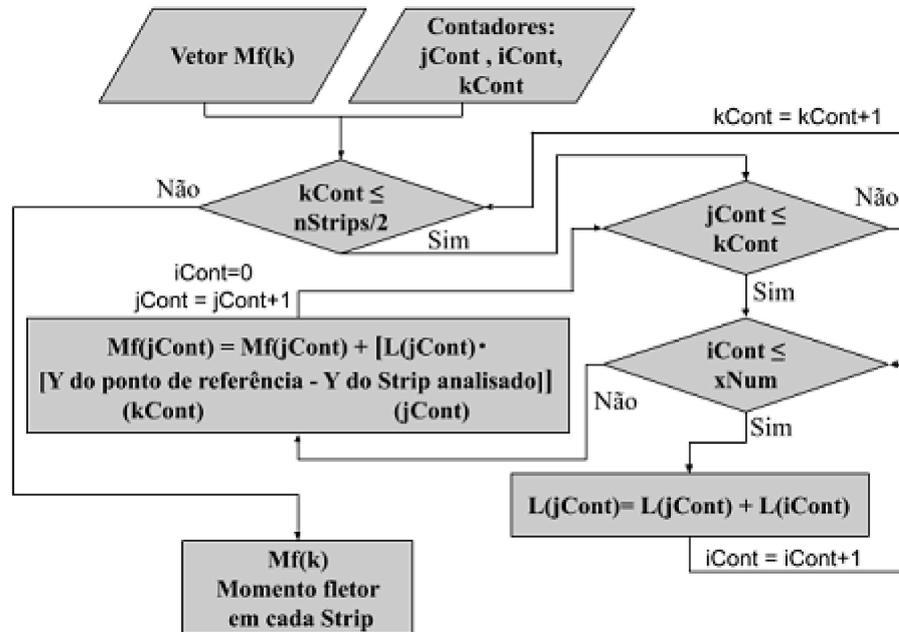


Fonte: O próprio autor

Aqui trabalha-se com a força total, ou seja, não se multiplica  $L_{ail}$  apenas pelo módulo da componente  $Z$  do vetor normal, mas sim pelo módulo do vetor, ou seja, 1. Isso porque o valor será utilizado tanto para o dimensionamento estrutural quanto para o dimensionamento dos motores servos atuadores, que exigem a força total aplicada sobre a superfície.

Para calcular  $M_f(k)$  ao longo da envergadura gerado pela sustentação na asa foi utilizado o cálculo exposto no fluxograma a seguir:

– Figura 30: Fluxograma do cálculo do momento fletor ao longo da envergadura



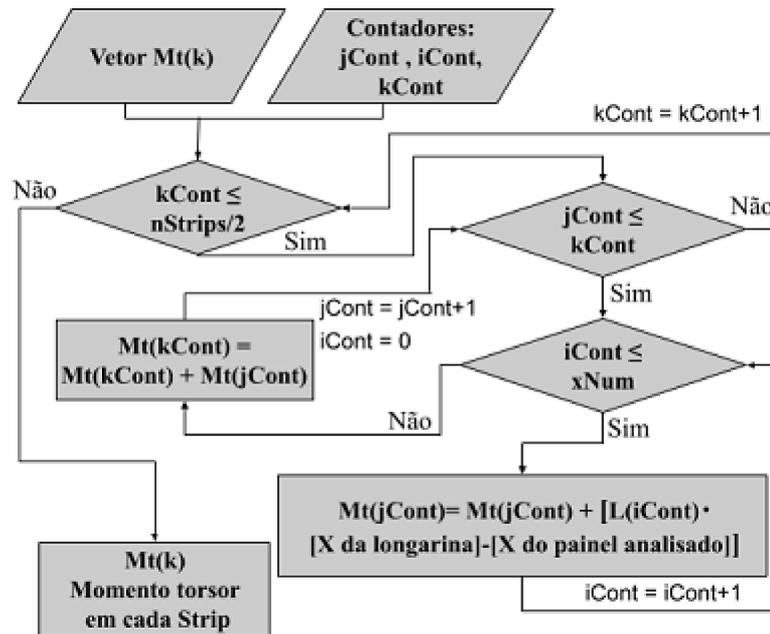
Fonte: O próprio autor

**Descrição do fluxograma da Figura 30:** Criando o vetor  $M_f(k)$  e três contadores, são introduzidas três estruturas de repetição, duas levando em conta a posição em  $Y$  na envergadura ( $kCont$  e  $jCont$ ) e uma a posição em  $X$  na envergadura ( $iCont$ ). O contador  $kCont$  é responsável por identificar em relação a qual posição na envergadura que o momento fletor está sendo calculado. Para a primeira posição da envergadura é feito o cálculo e a soma da sustentação de cada painel do primeiro Strip, semelhante à realizada no cálculo da sustentação ao longo da envergadura. Após a soma é realizado o cálculo do momento fletor gerado pela sustentação do primeiro Strip em relação à posição identificada pelo contador  $kCont$ . Na primeira vez, a força do primeiro Strip está aplicada no ponto em que está sendo calculado o momento fletor, resultando em momento fletor nulo. Para as posições seguintes da envergadura, é realizado o cálculo da sustentação nas posições anteriores e o momento fletor é calculado pela distância de cada sustentação em relação à posição analisada ( $kCont$ ).

O fluxograma da Figura 30 refere-se à semi-asa esquerda. Para o cálculo da semi-asa direita foi seguido a mesma metodologia, calculando-se  $M_f$  sempre da ponta à raiz da asa.

Calculando  $M_t$  considerando a posição em  $X$  da longarina:

– Figura 31: Fluxograma do cálculo do momento torsor ao longo da envergadura



Fonte: O próprio autor

**Descrição do fluxograma da Figura 31:** Criando o vetor  $M_t$  e três contadores, são introduzidas três estruturas de repetição, duas levando em conta a posição em  $Y$  na envergadura ( $kCont$  e  $jCont$ ) e uma a posição em  $X$  na envergadura ( $iCont$ ). Para o primeiro Strip, ao invés de realizar a soma da sustentação de cada painel como feito anteriormente, é realizado o cálculo da sustentação de cada painel e então feito o cálculo do momento torsor dessa sustentação em relação à posição da longarina. O cálculo é feito para todos os painéis do mesmo Strip tendo então o momento torsor na posição da envergadura analisada. Para o próximo Strip é feito o cálculo do momento torsor novamente e o valor é somado com o momento torsor na posição anterior, sendo feita essa repetição até ser realizado o cálculo em todas as posições da envergadura.

Seguindo o mesmo princípio do cálculo de  $M_f$ , o fluxograma da Figura 31 foi feito para a semi-asa esquerda. Para a semi-asa direita o cálculo também é feito da ponta à raiz da asa.

#### 4.4.2 Carregamentos decorrentes do arrasto

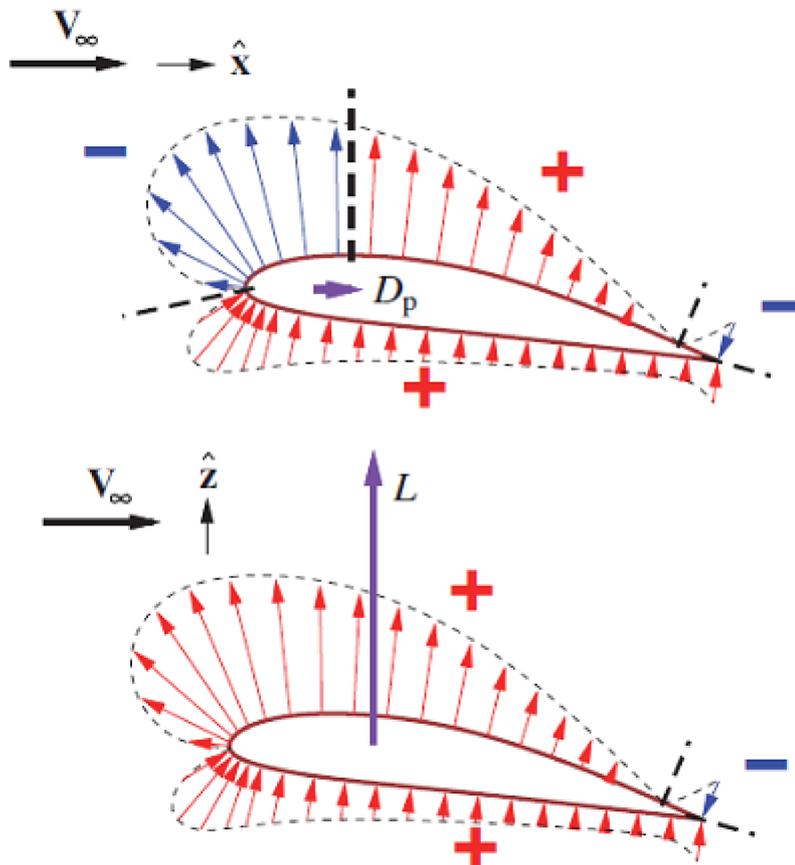
Como pode ser visto em Anderson [3], a geração de sustentação por si só acarreta na produção de arrasto. Com o visto até aqui, esse tipo de arrasto poderia ser interpretado como a componente em  $X$  da força gerada em cada painel.

Essa interpretação está parcialmente correta. De acordo com [10], o arrasto, calculado através da integração ou soma das forças atuantes na superfície (método conhecido como *near-field method*), é composto pelas forças de pressão e pelas forças de cisalhamento

do fluido devido à viscosidade. Como definido anteriormente, a viscosidade não é considerada no método VLM, o que por si só introduz uma pequena parcela de erro. Além disso, o *near-field method* é conhecido por sua imprecisão no cálculo do arrasto, isso porque seria necessário um cálculo muito preciso da pressão na superfície, já que a maior parte das forças de pressão é responsável pela geração de sustentação. Um cálculo preciso não é alcançado usando os métodos até então apresentados, os quais são utilizados apenas em cálculos preliminares e conceituais.

Uma visualização de imprecisão do *near-field method* é apresentada em Drela [11]. Se o arrasto fosse calculado através do somatório das componentes em  $X$  das forças de pressão, os resultados se mostrariam incorretos ou bastante imprecisos. Isso porque existem grandes componentes positivas e negativas que, em sua maioria, se cancelam.

– Figura 32: Comparação entre  $L$  e  $D$  gerados pelo somatório das forças de pressão



Fonte: Adaptado de Drela [11]

Em outras palavras, os carregamentos decorrentes do arrasto infelizmente não podem ser calculados pela metodologia desenvolvida neste trabalho.

## 5 RESULTADOS

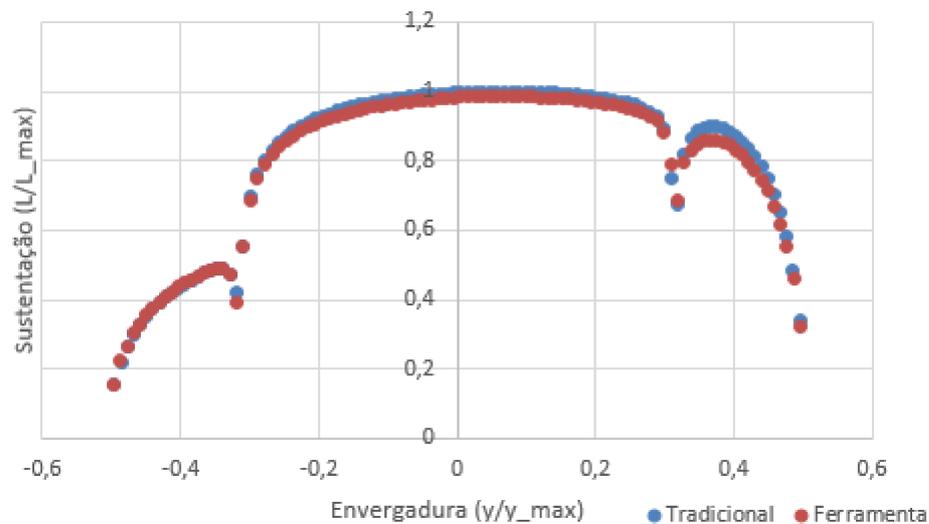
Como dito na introdução do Capítulo 4, para as análises feitas foi utilizado o projeto de 2019 da Equipe Microraptor Aerodesign UFJF. Para manter o sigilo do projeto as informações foram adimensionalizadas ( $\frac{Valor_{original}}{Valor_{maximo}}$ ), sem comprometer os resultados e entendimento.

### 5.1 RESULTADOS DA FERRAMENTA DESENVOLVIDA

Os diagramas dos esforços internos e outros carregamentos decorrentes da sustentação ( $L$ ) podem ser observados nas Figuras a seguir.

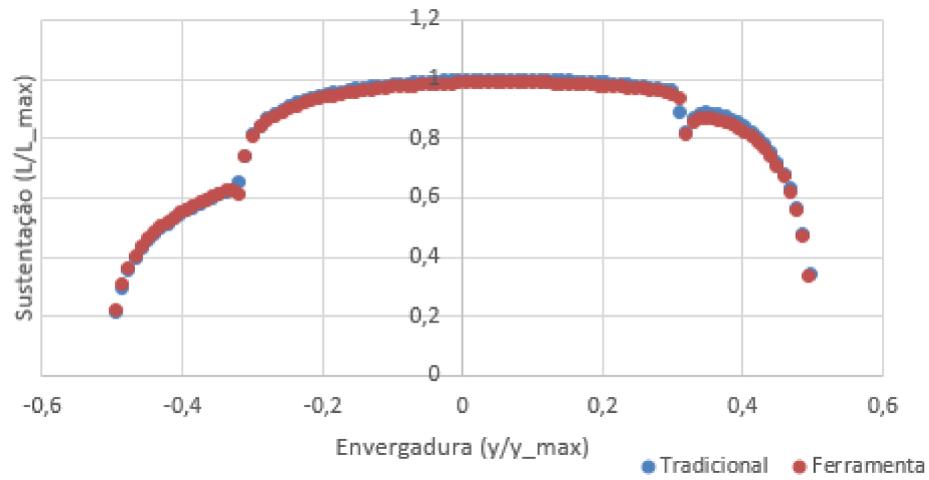
As análises foram feitas nas situações de manobra e mergulho, com as respectivas velocidades e fator de carga ( $n$ ) máximo definido em projeto. Para a velocidade de mergulho ( $V_d$ ), foi adotada a deflexão parcial dos ailerons de modo que  $M_f$  não ultrapassasse o valor definido com velocidade de manobra ( $V_a$ ).

– Figura 33: Sustentação ao longo da envergadura para  $V_a$



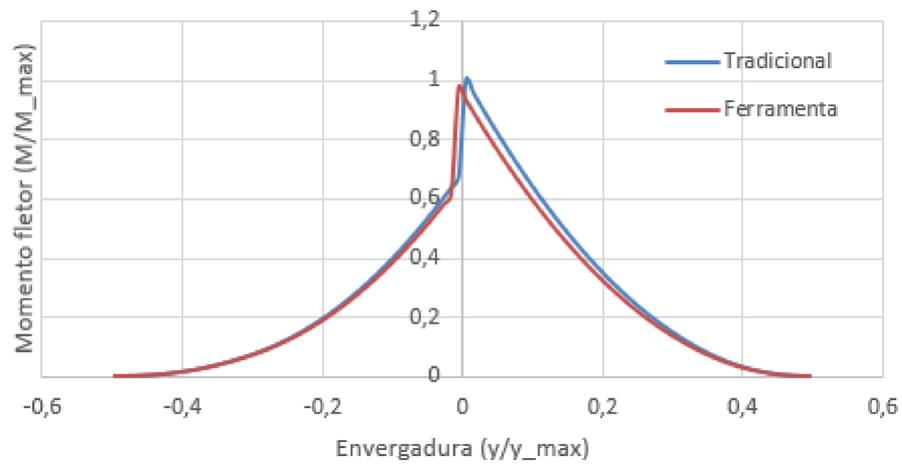
Fonte: O próprio autor

– Figura 34: Sustentação ao longo da envergadura para  $V_d$



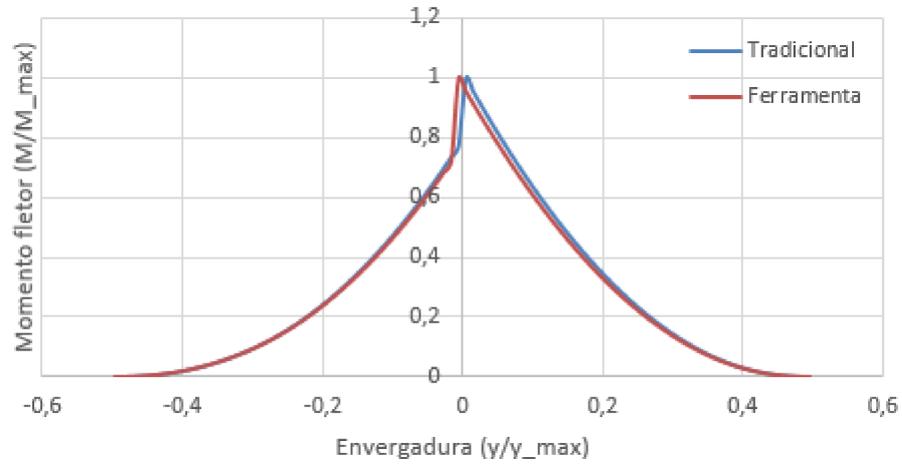
Fonte: O próprio autor

– Figura 35: Momento fletor ao longo da envergadura para  $V_a$



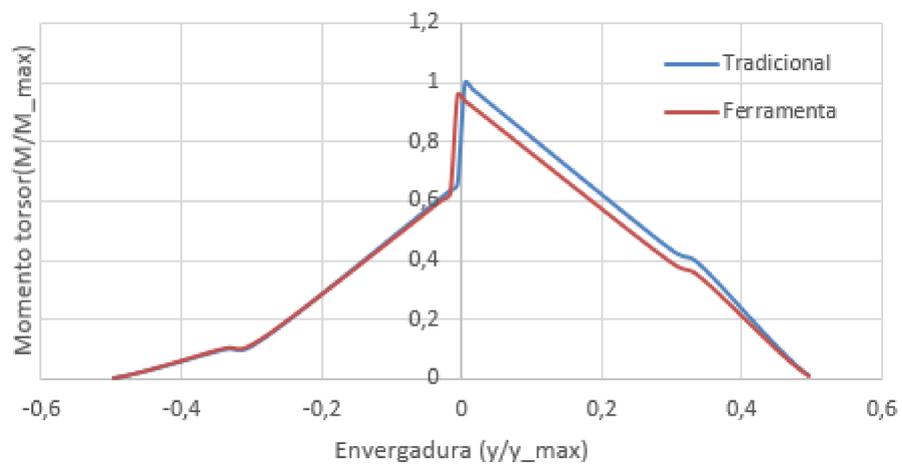
Fonte: O próprio autor

– Figura 36: Momento fletor ao longo da envergadura para  $V_d$



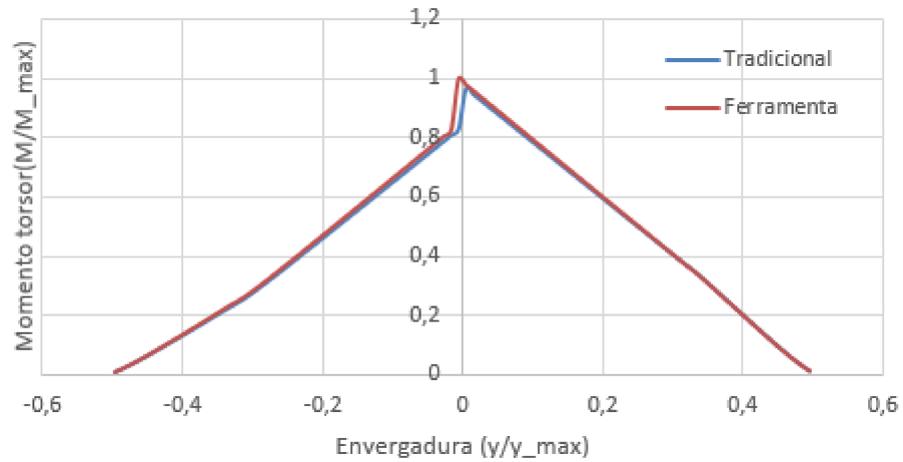
Fonte: O próprio autor

– Figura 37: Momento torsor ao longo da envergadura para  $V_a$



Fonte: O próprio autor

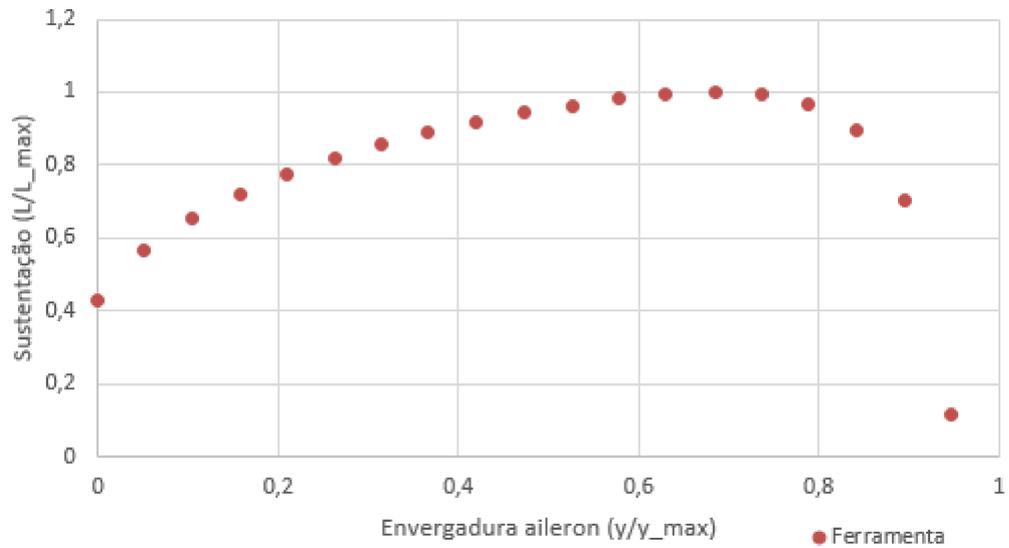
– Figura 38: Momento torsor ao longo da envergadura para  $V_d$



Fonte: O próprio autor

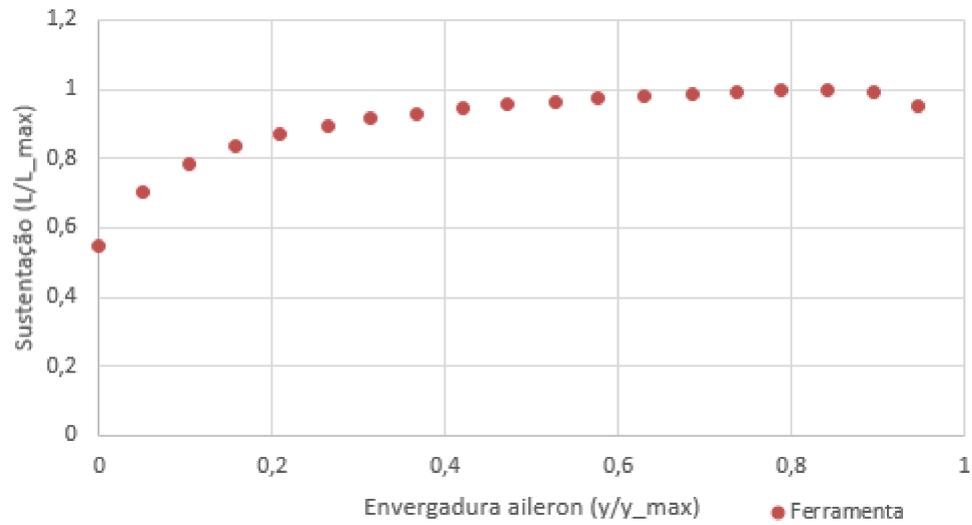
Também foi possível calcular a sustentação ao longo da envergadura dos ailerons:

– Figura 39: Sustentação ao longo da envergadura do aileron esquerdo para  $V_a$



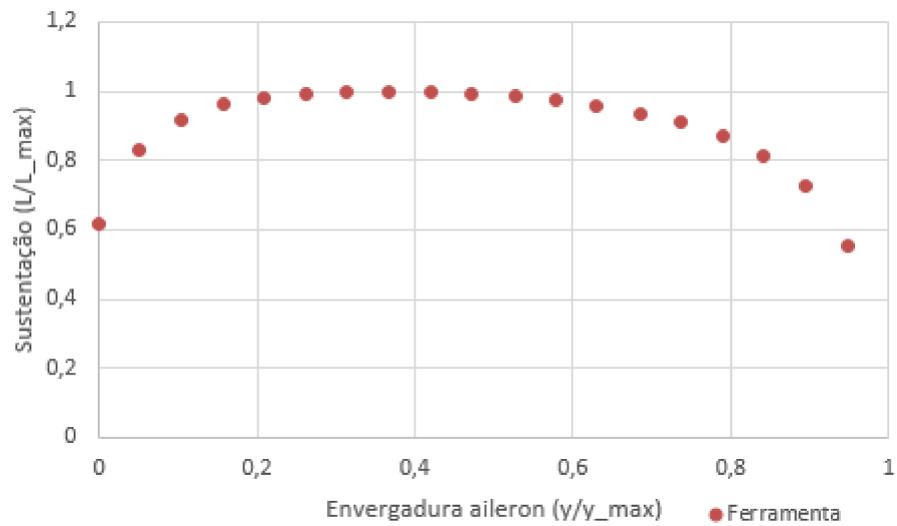
Fonte: O próprio autor

– Figura 40: Sustentação ao longo da envergadura do aileron esquerdo para  $V_d$



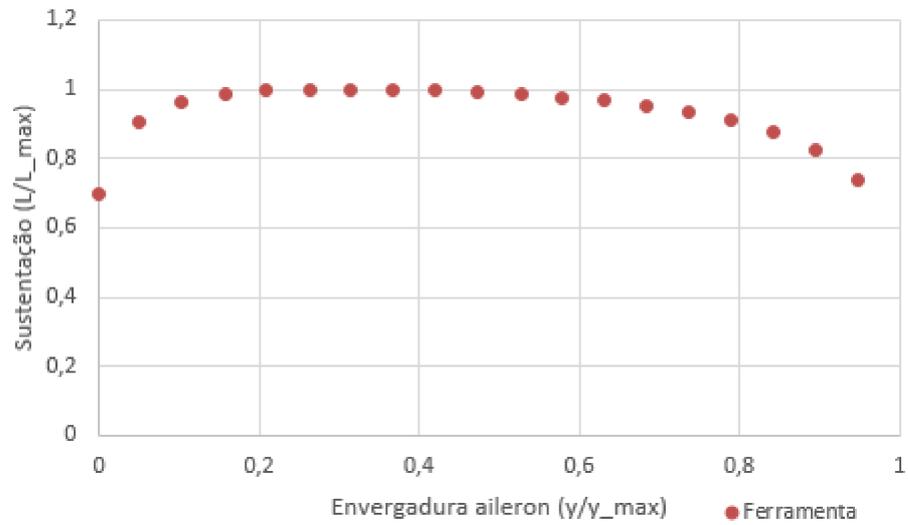
Fonte: O próprio autor

– Figura 41: Sustentação ao longo da envergadura do aileron direito para  $V_a$



Fonte: O próprio autor

– Figura 42: Sustentação ao longo da envergadura do aileron direito para  $V_d$



Fonte: O próprio autor

## 5.2 COMPARAÇÃO COM O MÉTODO TRADICIONAL

Foram realizados dois testes para a comparação de agilidade de cada método. Os dois testes foram feitos após a análise VLM, contabilizando apenas o tempo necessário para a organização e processamento dos dados. Os resultados podem ser visualizados na Tabela 1.

Tabela 1 – Comparação dos tempos de processamento dos dados após a análise VLM

Tempo gasto aproximado (min)	
Método tradicional	32,0
Ferramenta	4,5

Fonte: O próprio autor.

## 6 CONCLUSÃO

A ferramenta desenvolvida neste trabalho não só atingiu o objetivo de reduzir o tempo de cálculo, mas também trouxe dados adicionais, que não possuíam métodos bem definidos anteriormente (antes de 2019) pela equipe.

O tempo foi significativamente reduzido (cerca de 85%), o que melhora o fluxo de trabalho da equipe. Anteriormente, para qualquer alteração na aeronave durante o desenvolvimento, fazia-se necessário o re-cálculo de todos os carregamentos e, muitas vezes, das planilhas antes utilizadas. Isso demonstra que não só o tempo do cálculo dos carregamentos de uma configuração de aeronave foi reduzido, mas sim do projeto.

O algoritmo foi desenvolvido e pensado para que pudesse ser utilizado em qualquer configuração de aeronave, pré-programado para possíveis alterações (como enflechamento, diedro e afilamento) nas asas.

Infelizmente não foi possível calcular os esforços gerados pelo arrasto utilizando a ferramenta desenvolvida. Sendo assim, se faz necessário calcular o arrasto e seus carregamentos através do método tradicional. Contudo, os resultados do cálculo de arrasto através do VLM se mostram inferiores à realidade, isso porque os efeitos da viscosidade são desconsiderados e sua simplicidade pode ser uma fonte de difusão numérica. Portanto seus resultados devem ser utilizados com cautela.

Como os carregamentos decorrentes da sustentação compõe a maior parte dos esforços, a ferramenta se mostra bastante aplicável para a agilidade do Projeto Conceitual de um VANT.

### 6.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Como não se tratava do assunto deste trabalho, não foram feitos os cálculos para estabilizadores. Porém a ferramenta tem o potencial necessário para o cálculo dos carregamentos no estabilizador horizontal, com poucas alterações, sugerindo assim a sua adaptação.

Seria interessante estudar e avaliar melhor também a pequena diferença entre os resultados dos métodos, principalmente nas superfícies de comando. Como o programa XFLR5 possui código aberto é possível investigar as causas. Para cálculos de projetos preliminar e detalhado essa diferença pode se mostrar significativa caso a ferramenta desenvolvida seja utilizada.

A introdução do cálculo dos carregamentos aerodinâmicos nas ferramentas de MDO da Equipe trariam resultados mais assertivos aos protótipos construídos inicialmente, reduzindo ainda mais o tempo total de projeto. O material apresentado para a definição das situações analisadas e o método de cálculo dos esforços internos pode ser adaptado a

essas ferramentas, sendo outra grande sugestão.

## REFERÊNCIAS

- [1] SADRAEY, M. H. Aircraft design: a systems engineering approach. 1. ed. Chichester, West Sussex: John Wiley & Sons Ltd, 2013.
- [2] ISCOLD, Paulo Henriques Andrade de Oliveira. Introdução às Cargas nas Aeronaves.
- [3] ANDERSON JR., J. D. Fundamentals of Aerodynamics. 5. ed. New York: McGraw-Hill, 2011.
- [4] BERTIN, John J. and Russell M. Cummings. Aerodynamics for Engineers. 6. ed. Pearson, International Edition, 2014.
- [5] YAHYAOU, Mondher. Generalized Vortex Lattice Method for Predicting Characteristics of Wings with Flap and Aileron Deflection, **World Academy of Science, Engineering and Technology International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering**, Vol:8, No:10, 2014.
- [6] SEPTIYANA, Angga. COMPARATIVE STUDY OF WING LIFT DISTRIBUTION ANALYSIS USING NUMERICAL METHOD. Aeronautics Tecnology Center, LAPAN 2020.
- [7] HIBBELER, R.C. Estática: Mecânica para engenharia, 12<sup>a</sup> Edição.
- [8] XFLR5, Guidelines v0.03, 2009. Disponível em: <http://www.xflr5.tech/xflr.htm>. Acesso em: 26 out. 2020.
- [9] JAR-VLA. Joint Aviation Requirements - Very Light Aeroplanes . Civil Aviation Safety Authority / Standards.
- [10] MASON, W. H. Applied Computational Aerodynamics. 1997.
- [11] DRELA, Mark. Flight Vehicle Aerodynamics, The M.I.T. Press, 2014.

## ANEXO A – ALGORITMO DA FERRAMENTA DESENVOLVIDA

```

clc
clear all %#ok<*CLALL>
close all

% ----- Leia com atenção os comentários -----
% -----
% ----- para a utilização correta do código -----
% -----

% -----ATENÇÃO:-----
% -----É NECESSÁRIO EXPORTAR APENAS A ASA, SEM ESTABILIZADORES-----
% -----NA VISTA 3D DA AERONAVE (F4)-----
% -----PRESSIONE "Ctrl+P" E DESMARQUE AS OPÇÕES "Elevator" e "Fin"-----

% -----PARA EXPORTAR O ARQUIVO CORRETO DO Xflr5, APÓS O TIPO CORRETO DE-----
% -----ANÁLISE COM OS PARÂMETROS CORRETOS DA SITUAÇÃO-----
% -----(VELOCIDADE, ÂNGULO, MASSA),-----
% -----CLICAR COM O BOTÃO DIREITO A ÁREA DA AERONAVE EM 3D-----
% -----( 3D VIEW [F4] )-----
% -----E DEPOIS EM "Current OpPoint" -> "Export..."-----
% -----RENAMEIE COM UM NOME APROPRIADO-----
% -----E EXPORTE O ARQUIVO COM O TIPO: -----
% ----- Comma Separated Values (*.csv) -----

% -----É NECESSÁRIO EXCLUIR TUDO O QUE ESTIVER ACIMA DE "Strip 1"-----
% -----PARA QUE A PRIMEIRA LINHA DO ARQUIVO COMEÇE-----
% -----JUSTAMENTE COM "Strip 1"-----

filename = 'nome_do_arquivo.csv';
% MUDAR o nome para o nome exportado, e que esteja
% na MESMA PASTA da pasta deste código

```

```

M = importfile(filename); % Abre o arquivo .csv

%-----DESCRIÇÃO DO POSICIONAMENTO DOS PAINÉIS-----
%%
% Strip: Seção com um painel de espessura na direção Y e "numX" de
% painéis de comprimento na direção X. Começa a ser contado a partir do
% lado negativo de Y. Ou seja, para uma asa de 2 metros de envergadura, o
% Strip 1 está localizado à -1 metro da origem,
% e o último Strip à +1 metro da origem
% Para adquirir o Strip, basta pegar o valor de "k" na Matriz "P"

% Linhas: São as "linhas de cada Strip". Em cada Strip existem "numX"
% de painéis. São orientados a partir do bordo de fuga para o bordo de
% ataque. Ou seja, a linha 0 do Strip está localizada no bordo de fuga,
% já a linha "numX" do Strip está localizada no bordo de ataque.
% Para adquirir o número da linha do Strip, basta pegar o valor de "i" na
% Matriz "P".

%-----PARÂMETROS DE ENTRADA-----

rho = ----; %Densidade do ar ( [kg]/[m³] )
vel = ----; % VELOCIDADE UTILIZADA NA ANÁLISE ( [m]/[s] )

numX = ---; %Número de painéis na direção x (na direção da corda)
nStrips = ---; %Número de strips (quantos painéis na direção da envergadura)
xLong = ---; %Em qual painel da direção x a longarina está coincidindo

%Para saber o valor desses números, na vista 3D da aeronave, pressione
% " Ctrl + w " e veja a distribuição de painéis na asa
%Na coluna "X-panels", o número sempre deve ser igual, e esse valor é o
% valor de " numX "
%Na coluna "Y-panels", o número também deve ser sempre igual, e a soma dos
% valores dá o valor de "nStrips". Isso é o número de painéis em Y da
% aeronave, contando da asa inteira

```

```

xAileronE = --; %Quantos painéis de espessura tem o Aileron Esquerdo
xAileronD = xAileronE; %O número de painéis de espessura dos ailerons
                % devem ser iguais
                %Esses valores de espessura têm que ser contados
                % manualmente mesmo

compAileronE = --; %Quantos painéis tem de comprimento o aileron Esquerdo
compAileronD = compAileronE; %O comprimento dos ailerons devem ser iguais

yAileronE = 0; %Em qual Strip começa o aileron Esquerdo
                %(lado negativo do eixo Y)
yAileronD = nStrips- compAileronD; %Em qual Strip começa o aileron Direito

%-----
%%
P = zeros(numX,8,nStrips); %Define a matriz completa de zeros
iCont = 1;

% "P(i,j,k)" é a matriz em 3 dimensões dos dados exportados do Xflr5
% Essa etapa é feita para organizar os dados, pois algumas palavras
% no meio do arquivo acabam estragando a organização e o MatLab não
% reconhece
for k=1:1:nStrips % Strip
    for i=1:1:numX % Linhas
        for j=1:1:8 % Colunas
            P(i,j,k) = M(iCont+i,j+1);
        end
    end
    iCont = iCont + numX + 1;
end
%%
%%
%-----DESCRIZAÇÃO DAS 9 COLUNAS (j) DE "P"-----

% Coluna 1: Ctrl.Pt X ( Coordenada X do ponto de controle )
% Coluna 2: Ctrl.Pt Y ( Coordenada Y do ponto de controle )
% Coluna 3: Ctrl.Pt Z ( Coordenada Z do ponto de controle )
% Coluna 4: Nx ( Componente X do vetor normal ao painel )

```

```

% Coluna 5: Ny ( Componente Y do vetor normal ao painel )
% Coluna 6: Nz ( Componente Z do vetor normal ao painel )
% Coluna 7: Area ( Área do painel )
% Coluna 8: Cp ( Coeficiente de pressão no painel )

%%
%-----
%%
%-----CALCULA A SUSTENTAÇÃO AO LONGO DA ENVERGADURA-----

SustStripP = 0; %Cria a variável de Sustentação Parcial de Strip
SustStripT = 0; %Cria a variável de Sustentação Total de Strip
SustEnvT = zeros(nStrips, 2); %Cria a variável de Sustentação
                                %Envergadura Total

for jCont = 1:1:nStrips
    for iCont = 1:1:numX
        SustStripP = P(iCont,7,jCont)*0.5*rho*(vel^2)
        *P(iCont,8,jCont)*P(iCont,6,jCont);
        SustStripT = SustStripT + SustStripP;
        SustEnvT(jCont,2) = SustStripT;
        SustStripP = 0;
    end
    SustStripT =0;

    SustEnvT(jCont,1) = P(1,2,jCont);
    %Coloca a posição da envergadura onde a força está sendo aplicada
end

figure(1)
stem (SustEnvT(:,1), SustEnvT(:,2)) %Plota cargas pontuais
grid minor;
title('Sustentação vs. Envergadura', 'FontSize', 12);
xlabel('Envergadura [m]', 'FontSize', 10, 'FontWeight','bold');
ylabel('Sustentação [N]', 'FontSize', 10, 'FontWeight','bold');
set(gca, 'FontName', 'Times New Roman');
set(gcf, 'color', 'w');
%plota a sustentação ao longo da envergadura
%-----

```

```

%%
%-----CALCULA A FORÇA AO LONGO-----
% -----DA ENVERGADURA DOS AILERONS-----

% AILERON ESQUERDO
SustAEP = 0; %Cria a variável de Sustentação Aileron Esquerdo Parcial
SustAET = 0; %Cria a variável de Sustentação Aileron Esquerdo Total
SustEnvAET = zeros(compAileronE, 2); %Cria a variável de Sustentação
                                     %Envergadura Aileron Esquerdo Total

for jCont = 1:1:compAileronE
    for iCont = 1:1:xAileronE
        SustAEP = P(iCont,7,jCont)*0.5*rho*(vel^2)*P(iCont,8,jCont)
        *((P(iCont,6,jCont)^2)+(P(iCont,5,jCont)^2)+(P(iCont,4,jCont)^2))^(1/2);

        SustAET = SustAET + SustAEP;
        SustEnvAET(jCont,2) = SustAET;
        SustAEP = 0;
        %Nesse caso a força da diferença de pressão é multiplicada pelo
        %módulo do vetor total, ou seja, a raiz quadrada da soma dos
        %quadrados das componentes do vetor
        %ou seja:  $(nx^2 + nz^2)^{(1/2)}$ 
    end
    SustAET = 0;

    SustEnvAET(jCont,1) = (P(1,2,jCont)-P(1,2,yAileronE+1));
    %Coloca a posição da envergadura onde a força está sendo aplicada
end

figure(2)
stem (SustEnvAET(:,1), SustEnvAET(:,2)) %Cargas pontuais
grid minor;
title('Sustentação Aileron Esquerdo vs. Envergadura Aileron', 'FontSize',12);
xlabel('Envergadura [m]', 'FontSize', 10, 'FontWeight','bold');
ylabel('Sustentação [N]', 'FontSize', 10, 'FontWeight','bold');
set(gca, 'FontName', 'Times New Roman');
set(gcf, 'color', 'w');
%plota a sustentação ao longo da envergadura do aileron Esquerdo

```

```

% AILERON DIREITO
SustADP = 0; %Cria a variável de Sustentação Aileron Direito Parcial
SustADT = 0; %Cria a variável de Sustentação Aileron Direito Total
SustEnvADT = zeros(compAileronD, 2); %Cria a variável de Sustentação
                                     %Envergadura Aileron Direito Total

for jCont = (yAileronD+1):1:(yAileronD + compAileronD)
    for iCont = 1:1:xAileronD
        SustADP = P(iCont,7,jCont)*0.5*rho*(vel^2)*P(iCont,8,jCont)
        *((P(iCont,6,jCont)^2)+(P(iCont,5,jCont)^2)+(P(iCont,4,jCont)^2))^(1/2));

        SustADT = SustADT + SustADP;
        SustEnvADT(jCont,2) = SustADT;
        SustADP = 0;
    end
    SustADT =0;

    SustEnvADT(jCont,1) = (P(1,2,jCont)-P(1,2,yAileronD+1));
    %Coloca a posição da envergadura onde a força está sendo aplicada
end

figure(3)
stem (SustEnvADT((yAileronD+1):nStrips,1),SustEnvADT((yAileronD+1):nStrips,2))
%Cargas pontuais
grid minor;
title('Sustentação Aileron Direito vs. Envergadura Aileron', 'FontSize',12);
xlabel('Envergadura [m]', 'FontSize', 10, 'FontWeight','bold');
ylabel('Sustentação [N]', 'FontSize', 10, 'FontWeight','bold');
set(gca, 'FontName', 'Times New Roman');
set(gcf, 'color', 'w');
%plota a sustentação ao longo da envergadura do aileron Direito

%-----
%-----
%%
%-----CALCULA O MOMENTO FLETOR AO LONGO DA ENVERGADURA-----

SustStripP = 0; %Cria a variável de Sustentação Parcial de Strip
SustStripT = 0; %Cria a variável de Sustentação Total de Strip

```

```

SustEnvP = zeros(nStrips,2); %Cria a variável de Sustentação
                                %Envergadura Parcial
MomEnvP = zeros(nStrips,2); %Cria a variável de Momento Fletor
                                %Envergadura Parcial
MomEnvT = zeros(nStrips,2); %Cria a variável de Momento Fletor
                                %Envergadura Total

for zCont = 1:1:((nStrips/2)-1)
    for jCont = 1:1:zCont
        for iCont = 1:1:numX
            SustStripP = P(iCont,7,jCont)*0.5*rho*(vel^2)*P(iCont,8,jCont)
            *((P(iCont,6,jCont)^2)+(P(iCont,5,jCont)^2)^(1/2));

            SustStripT = SustStripT + SustStripP;
            SustStripP = 0;
            %multiplica pelo módulo do vetor considerando as componentes Z
            % e Y(caso a asa tenha diedro)

        end

        MomEnvT(zCont,2) =MomEnvT(zCont,2)+
        (SustStripT*(P(1,2,zCont)-P(1,2,jCont)));
        SustStripT =0;
        MomEnvT(zCont,1) = P(1,2,zCont);
        %Coloca a posição da envergadura onde a força está sendo aplicada
    end

end %Calcula o momento fletor na SEMI-ASA ESQUERDA

for zCont = nStrips:-1:(nStrips/2)
    for jCont = nStrips:-1:zCont
        for iCont = 1:1:numX
            SustStripP = P(iCont,7,jCont)*0.5*rho*(vel^2)*P(iCont,8,jCont)
            *((P(iCont,6,jCont)^2)+(P(iCont,5,jCont)^2)^(1/2));

            SustStripT = SustStripT + SustStripP;
            SustStripP = 0;

        end

        MomEnvT(zCont,2) =MomEnvT(zCont,2)+
        (SustStripT*(P(1,2,jCont)-P(1,2,zCont)));

```

```

    SustStripT = 0;
    MomEnvT(zCont,1) = P(1,2,zCont);
    %Coloca a posição da envergadura onde a força está sendo aplicada
end

end %Calcula o momento fletor na SEMI-ASA DIREITA

figure(4)
plot (MomEnvT(:,1), MomEnvT(:,2)) %o momento fletor é contínuo
grid minor;
title('Momento Fletor vs. Envergadura', 'FontSize', 12);
xlabel('Envergadura [m]', 'FontSize', 10, 'FontWeight','bold');
ylabel('Momento Fletor [N.m]', 'FontSize', 10, 'FontWeight','bold');
set(gca, 'FontName', 'Times New Roman');
set(gcf, 'color', 'w');
%plota o momento fletor ao longo da envergadura

%-----
%-----
%%
%-----CALCULA O MOMENTO TORSOR AO LONGO DA ENVERGADURA-----

SustStripP = 0; %Cria a variável de Sustentação Parcial de Strip
SustStripT = 0; %Cria a variável de Sustentação Total de Strip
SustEnvP = zeros(nStrips,2); %Cria a variável de Sustentação
                               %Envergadura Parcial

MomStripT = 0;
MomTorP = zeros(nStrips,2); %Cria a variável de Momento Torsor
                               %Envergadura Parcial
MomTorT = zeros(nStrips,2); %Cria a variável de Momento Torsor
                               %Envergadura Total

for zCont = 1:1:((nStrips/2)-1)
    for jCont = 1:1:zCont
        for iCont = 1:1:numX
            SustStripP = P(iCont,7,jCont)*0.5*rho*(vel^2)*P(iCont,8,jCont);
            %multiplica pelo módulo do vetor normal (1), pois queremos o
            %momento torsor, então utilizamos a força total

```

```

        MomStripT=MomStripT+SustStripP*(P(xLong,1,jCont)-P(iCont,1,jCont));
    end
    MomTorP(jCont,2) = MomStripT;
    MomStripT =0;
    MomTorT(zCont,2) = MomTorT(zCont,2) + MomTorP(jCont,2);
    MomTorT(zCont,1) = P(1,2,zCont);

    %Coloca a posição da envergadura onde a força está sendo aplicada
end

end %Calcula o momento torsor na SEMI-ASA ESQUERDA

for zCont = nStrips:-1:(nStrips/2)
    for jCont = nStrips:-1:zCont
        for iCont = 1:1:numX
            SustStripP = P(iCont,7,jCont)*0.5*rho*(vel^2)*P(iCont,8,jCont);

            MomStripT=MomStripT+SustStripP*(P(xLong,1,jCont)-P(iCont,1,jCont));
        end
        MomTorP(jCont,2) = MomStripT;
        MomStripT =0;
        MomTorT(zCont,2) = MomTorT(zCont,2)+MomTorP(jCont,2);
        MomTorT(zCont,1) = P(1,2,zCont);
        %Coloca a posição da envergadura onde a força está sendo aplicada
    end

end %Calcula o momento torsor na SEMI-ASA DIREITA

figure(5)
plot (MomTorT(:,1), MomTorT(:,2)) %o momento torsor é contínuo
grid minor;
title('Momento Torsor vs. Envergadura', 'FontSize', 12);
xlabel('Envergadura [m]', 'FontSize', 10, 'FontWeight','bold');
ylabel('Momento Torsor [N.m]', 'FontSize', 10, 'FontWeight','bold');
set(gca, 'FontName', 'Times New Roman');
set(gcf, 'color', 'w');
%plota o momento torsor ao longo da envergadura

%%

```

## ANEXO B – DADOS DAS ANÁLISES REALIZADAS

Análises realizadas: Velocidade fixa

Fator de carga máximo (n): 2

Fz total = 125N

Vel Manobra:  $V_a = 14,5\text{m/s}$  ---->  $\alpha=9,7^\circ$  (n=2)

Vel Mergulho:  $V_d = 18\text{m/s}$  ---->  $\alpha=2,2^\circ$  (n=2)

Deflexões ailerons:  $-16^\circ$  a  $+12^\circ$  (Manobra)

$-6,4^\circ$  a  $+4,8^\circ$  (Mergulho)

Envergadura: 2,7m

Corda: 0,27m

Perfil aerodinâmico: S1210\_(modificado pela equipe)

numX: 30

Strips: 100

espAil: 6

compAil: 20

xLong: 24

**ANEXO C – TERMO DE AUTENTICIDADE****Termo de Declaração de Autenticidade de Autoria**

Declaro, sob as penas da lei e para os devidos fins, junto à Universidade Federal de Juiz de Fora, que meu Trabalho de Conclusão de Curso do Curso de Graduação em Engenharia Mecânica é original, de minha única e exclusiva autoria. E não se trata de cópia integral ou parcial de textos e trabalhos de autoria de outrem, seja em formato de papel, eletrônico, digital, áudio-visual ou qualquer outro meio.

Declaro ainda ter total conhecimento e compreensão do que é considerado plágio, não apenas a cópia integral do trabalho, mas também de parte dele, inclusive de artigos e/ou parágrafos, sem citação do autor ou de sua fonte.

Declaro, por fim, ter total conhecimento e compreensão das punições decorrentes da prática de plágio, através das sanções civis previstas na lei do direito autoral<sup>1</sup> e criminais previstas no Código Penal<sup>2</sup>, além das cominações administrativas e acadêmicas que poderão resultar em reprovação no Trabalho de Conclusão de Curso.

Juiz de Fora, 12 de Março de 2021.



---

Lucas Alfredo Kollarz – Discente  
Matrícula: 201565084M – CPF: 135.682.706-33

<sup>1</sup> LEI N° 9.610, DE 19 DE FEVEREIRO DE 1998. Altera, atualiza e consolida a legislação sobre direitos autorais e dá outras providências.

<sup>2</sup> Art. 184. Violar direitos de autor e os que lhe são conexos: Pena – detenção, de 3 (três) meses a 1 (um) ano, ou multa.