

Universidade da Beira Interior



**ANÁLISE AERODINÂMICA DE ASAS
USANDO O MÉTODO VLM ACOPLADO AO
XFOIL**

ÁLVARO RIBEIRO

COVILHÃ, AGOSTO DE 2009

Resumo

O objectivo do presente trabalho é desenvolver uma ferramenta numérica para a análise aerodinâmica de asas subsónicas usando o método de análise VLM (*Vortex Lattice Method*). A solução aerodinâmica é obtida em duas partes: o método VLM fornece a sustentação e a resistência aerodinâmica induzida e as suas distribuições sobre a superfície média da asa; para se obter a resistência aerodinâmica parasita o código XFOIL, que usa um método dos painéis acoplado a uma formulação de camada limite, é usado em cada um dos perfis aerodinâmicos definidos ao longo da envergadura da asa. Os resultados obtidos da solução aerodinâmica irão ser analisados e comparados com o método da linha sustentadora.

Abstract

The aim of this work is to develop a numerical tool for the aerodynamic analysis of subsonic wings using the Vortex Lattice Method (VLM). The aerodynamic solution is obtained in two parts: the VLM provides the lift and the induced drag and its distribution over the wing mid surface; in order to get the parasite drag, the XFOIL code that uses a panel method coupled to a boundary layer formulation is used at each aerodynamic airfoil defined across the wing span. The results obtained by the aerodynamic solution will be analyzed and compared with the Lifting Line method.

Agradecimentos

Depois de uma vida acadêmica passada na Covilhã, e mais em particular na Universidade da Beira Interior onde conheci pessoas fantásticas, queria agradecer todo o apoio que me foi dado, desde a simpatia, o carinho e a alegria dos meus colegas de curso que me faziam esquecer os momentos mais difíceis. Queria dar o meu muito obrigado ao meu orientador, Professor Doutor Pedro Vieira Gamboa, pela paciência e pela ajuda disponibilizada ao longo de todo o ano. Mas o meu maior agradecimento vai sem dúvida para os meus pais que me apoiaram sempre desde o início, sabendo que estávamos separados por muitos quilómetros, mas tinha-os sempre no meu coração. Deram-me a oportunidade de tirar um curso superior e, assim, poder exercer a profissão com que sempre sonhei. Deixo, também, um agradecimento aos meus irmãos, pelo apoio e pelos bons conselhos que me permitiram tomar as melhores decisões face aos desafios que tive pela frente. A todos vós, um muito obrigado.

Índice

Resumo.....	iii
Abstract	iv
Agradecimentos	vi
Índice	vii
Lista de Figuras	viii
1. Introdução	1
1.1. Motivação.....	1
1.2. Objectivos.....	2
2. Conceitos Fundamentais	3
2.1. O método VLM	3
2.2. Solução da superfície sustentadora não permanente	13
2.3. O programa XFOIL	16
3. Estudo Computacional	17
3.1. Implementação para várias geometrias.....	17
3.2. Construção da planta da asa	18
3.3. Implementação dos perfis.....	22
3.4. Implementação dos pontos aerodinâmicos para o método VLM.....	25
3.5. Influência da esteira a partir do bordo de fuga	28
3.6. Rotação dos pontos devido ao ângulo de ataque.....	29
3.7. Estimativa do arrasto parasita	30
4. Discussão de resultados	33
4.1. Validação dos resultados.....	33
4.2. Visualização dos gráficos e das plantas das asas	46
5. Conclusões.....	55
Bibliografia	56

Lista de Figuras

Figura 2.1 O vórtice de ferradura.....	4
Figura 2.2 Definições para a notação usada nas expressões da velocidade induzida.	6
Figura 2.3 Velocidade induzida no ponto C devido ao vórtice entre A e B.....	7
Figura 3.1 Planta da asa com envergadura b e corda c definida por 52 painéis.....	17
Figura 3.2 Implementação dos pontos segundo o eixo das ordenadas y	18
Figura 3.3 Painéis definidos pelos seus quatro vértices.	20
Figura 3.4 Deslocamento da asa de $1/4$ da corda para cima.	20
Figura 3.5 Planta da asa com enflechamento positivo.	21
Figura 3.6 A linha a preto é simplesmente a média dos pontos do extradorso e do intradorso do perfil.	24
Figura 3.7 Representação do ponto de colocação xq	25
Figura 3.8 Representação do ponto de colocação yq	26
Figura 3.9 Representação do ponto de colocação zq	26
Figura 3.10 Representação do vórtice de ferradura xf	27
Figura 3.11 Representação do vórtice de ferradura yf	27
Figura 3.12 Representação do vórtice de ferradura zf	27
Figura 3.13 Representação da esteira μW	28
Figura 3.14 Representação do ponto de coordenadas (xf, yf, zf)	29
Figura 4.1 Gráfico de $Cl(VLM)$ e de $Cl(Lifting\ Line)$ em função de y no caso de a asa ser rectangular.	46
Figura 4.2 O Gráfico da esquerda representa a curva de $Cdi(Lifting\ Line)$ vs y e o gráfico da direita mostra a curva de $Cdi(VLM)$ vs y no caso de a asa ser rectangular.....	47
Figura 4.3 Curvas dos gráficos de $Cd0(LiftingLine)$ e de $Cd0(VLM)$ em função de y	47
Figura 4.4 Representação da planta da asa com geometria rectangular.	48
Figura 4.5 Curvas dos gráficos de $Cl(LiftingLine)$ e de $Cl(VLM)$ em função de y	49
Figura 4.6 O Gráfico da esquerda representa a curva de $Cl(Lifting\ Line)$ vs y e o gráfico da direita mostra a curva de $Cl(VLM)$ vs y no caso de a asa ter enflechamento.	49
Figura 4.7 Curvas dos gráficos de $Cd0(LiftingLine)$ e de $Cd0(VLM)$ em função de y	50
Figura 4.8 Representação da planta da asa com enflechamento positivo.	51
Figura 4.9 Gráfico de Cl em função de y e cm em função de y no caso de a asa ter diedro positivo.....	52
Figura 4.10 O Gráfico da esquerda representa a curva de $Cl(Lifting\ Line)$ vs y e o gráfico da direita mostra a curva de $Cl(VLM)$ vs y no caso de a asa ter diedro.	52
Figura 4.11 Curvas dos gráficos de $Cd0(LiftingLine)$ e de $Cd0(VLM)$ em função de y	53
Figura 4.12 Representação da planta da asa com geometria com diedro positivo.....	54

Lista de Tabelas

Tabela 1	35
Tabela 3	40
Tabela 4	37
Tabela 5	43
Tabela 6	39

1. Introdução

1.1. Motivação

Uma asa que foi concebida para ter um alto desempenho a uma certa condição de voo, irá apresentar um desempenho mais fraco noutros pontos do projecto definidos dentro do domínio de voo para qual foi projectada. Este facto compromete a eficiência geral da aeronave. De um ponto de vista aerodinâmico, o desempenho de uma aeronave é essencialmente regida pela formação da camada limite sobre a superfície da asa e sua interacção no campo exterior. Enquanto que a formação da camada limite na superfície do perfil é causada pela interacção de vários fenómenos viscosos, a interacção com o campo invíscido exterior dita a distribuição de pressões sobre a superfície do perfil, e consequentemente as cargas aerodinâmicas que actuam sobre a asa. Nestes últimos anos, foram desenvolvidos métodos numéricos, de onde se destacam, o método da linha sustentadora, o método dos painéis e o método VLM (Vortex Lattice Method), que permitem estudos de asas cada vez mais complexas, sem ter a necessidade de se efectuar ensaios em túnel de vento que são custosos e por vezes pouco práticos. O Método VLM é baseado na solução da equação de Laplace através da distribuição de singularidades (escoamentos elementares) ao longo do corpo, atendendo a condição de impermeabilidade (o escoamento não pode atravessar uma superfície sólida não porosa).

Devido a sua característica peculiar de resolver o campo de escoamento somente sobre a superfície do corpo (métodos dos elementos de contorno), é um método rápido e com boa fiabilidade, permitindo superfícies múltiplas e calculando a interferência entre elas, e permitindo também geometrias bastante complexas.

Nas suas formulações clássicas podem ainda ser incluídos diversos modelos adicionais como de camada limite, correcções devido à compressibilidade e cálculo da esteira.

1.2. Objectivos

Pretende-se desenvolver uma ferramenta numérica a fim de se estudar o comportamento aerodinâmico de uma asa. Assim, o estudo vai consistir no seguinte:

- Analisar o comportamento da asa para qualquer geometria (asas trapezoidais, elípticas, com enflechamento, diedro, etc.), obtendo a sustentação e o arrasto induzido;
- Usar o programa XFOIL para estimar o arrasto parasita nas condições anteriores;

2. Conceitos Fundamentais

2.1. O método VLM

O método VLM foi um dos métodos pioneiros no que diz respeito ao uso dos computadores no auxílio aos aerodinamicistas no estudo da aerodinâmica das aeronaves. Este método é baseado nas soluções da equação de Laplace, e é sujeita às mesmas restrições teóricas que se aplicam também no caso do método dos painéis.

O método VLM consegue efectuar modelações de superfícies sustentadoras, tais como asas, de uma aeronave numa folha fina infinita de vórtices discretos no sentido de programar a sustentação e o arrasto induzido. É de notar, que a influência da espessura e do arrasto parasita são desprezadas. Pode-se implementar o escoamento em torno de asas com configurações geométricas rudimentares, como por exemplo, no caso de asas rectangulares onde basta conhecermos a sua envergadura e a sua corda; mas por outro lado, é capaz de descrever escoamentos em tornos de geometrias de asa mais complexas.

As hipóteses relacionadas usualmente quando nos depararmos com um problema do método VLM são as seguintes:

- O campo do escoamento é incompressível, invíscido e irrotacional.
- As superfícies sustentadoras são finas. A influência da espessura nas forças aerodinâmicas é desprezada.
- O ângulo de ataque é pequeno

2.1.1. *O vórtice de ferradura*

No método VLM, a singularidade usada chamada de vórtice de ferradura, e a sua geometria parte do teorema de Helmholtz, que determina que um filamento de vórtice não pode simplesmente terminar no interior de um fluido, mas deve-se estender até a

fronteira do sistema ou deve-se fechar formando um anel. O teorema de Helmholtz refere ainda que a intensidade do vórtice deve ser constante em toda a sua extensão.

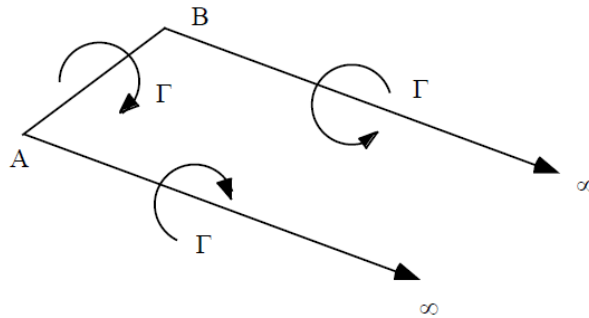


Figura 2.1 O vórtice de ferradura.

Como é mostrado na figura acima o vórtice de ferradura estende-se do escoamento infinito à jusante no campo até ao ponto *A*, depois indo do ponto *A* até ao ponto *B*, e um outro vórtice a partir do ponto *B* para o infinito no escoamento à jusante. A velocidade induzida por esse vórtice é a soma das três partes.

Aplicando o caso da lei de Biot-Savart que trata de segmentos de vórtices de comprimento finito, vamos implementar a velocidade induzida de um campo de vórtice de ferradura. Primeiro, iremos portanto expressar os ângulos à definição dos vectores. A definição do produto vectorial é a seguinte:

$$A \cdot B = |A| |B| \cos \theta \quad \text{Eq. 2.1}$$

Tal que:

$$\cos \theta_1 = \frac{r_0 \cdot r_1}{|r_0| |r_1|} \quad \text{Eq. 2.2}$$

$$\cos \theta_2 = \frac{r_0 \cdot r_2}{|r_0| |r_2|} \quad \text{Eq. 2.3}$$

A seguir, substituímos estas relações na fórmula do segmento de vórtice de comprimento finito para o campo da velocidade induzida dada na equação.

$$V_p = \frac{\Gamma}{4\pi|r_p|} (\cos \theta_1 - \cos \theta_2) \mathbf{e} \quad \text{Eq. 2.4}$$

Ou seja, substituindo usando a definição na equação 2.1, obtemos:

$$V_p = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{|r_0|}{|r_1 \times r_2|} \left(\frac{r_0 \cdot r_1}{|r_0|r_1} - \frac{r_0 \cdot r_2}{|r_0|r_2} \right) \frac{r_1 \times r_2}{|r_1 \times r_2|} \quad \text{Eq. 2.5}$$

Usando a relação de Bertin e Smith [6]:

$$|r_p| = \frac{|r_1 \times r_2|}{|r_0|} |r_p| = \frac{|r_1 \times r_2|}{|r_0|} \quad \text{Eq. 2.6}$$

Portanto, obtemos a formulação de Bertin e Smith da Lei de Biot-Savart para o segmento de vórtice de comprimento finito:

$$V_p = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{r_1 \times r_2}{|r_1 \times r_2|^2} \left[r_0 \cdot \left(\frac{r_1}{|r_1|} - \frac{r_2}{|r_2|} \right) \right] \quad \text{Eq. 2.7}$$

No caso de um vórtice de ferradura simples de comprimento infinito usar-se-á três segmentos, cada um deles usando a fórmula referida acima. Os pontos primários são os pontos de conexão A e B . Entre A e B , usamos o vórtice de comprimento finito que é considerada como sendo um vórtice limitado, e de A até infinito e de B para infinito iremos definir as linhas dos vórtices que são paralelos ao eixo x .

A expressão geral para a velocidade no ponto x, y, z devido ao vórtice de ferradura em $(x_{1n}, y_{1n}, z_{1n}), (x_{2n}, y_{2n}, z_{2n})$ com as linhas dos vórtices paralelos ao eixo x é (de Bertin e Smith):

$$\mathbf{V} = \mathbf{V}_{AB} + \mathbf{V}_{A\infty} + \mathbf{V}_{B\infty} \quad \text{Eq. 2.8}$$

Onde a velocidade é a soma das contribuições dos três segmentos de vórtice de Linha recta que forma o vórtice de ferradura, como se mostra na fig.2.2.

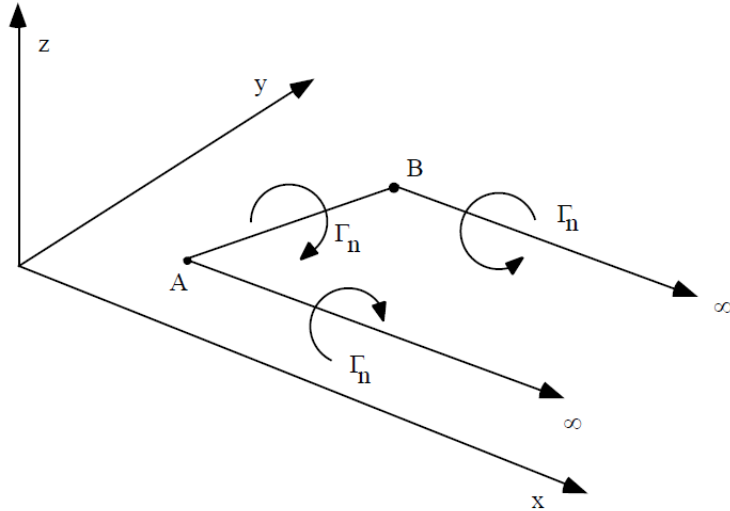


Figura 2.2 Definições para a notação usada nas expressões da velocidade induzida.

Os pontos nos cantos do vórtice, A e B , são arbitrários, e são dados por:

$$A = A(x_{1n}, y_{1n}, z_{1n}) \quad \text{Eq. 2.9}$$

$$B = B(x_{2n}, y_{2n}, z_{2n}) \quad \text{Eq. 2.10}$$

Escrevemos agora a expressão para o campo de velocidades para um ponto no espaço (x, y, z) devido ao sistema de vórtices de ferradura. Em $C(x, y, z)$ queremos achar a velocidade induzida devido a cada segmento de vórtices.

Começando em AB , e usando a fig., definimos os vectores como sendo:

$$\mathbf{r}_0 = (x_{2n} - x_{1n})\mathbf{i} + (y_{2n} - y_{1n})\mathbf{j} + (z_{2n} - z_{1n})\mathbf{k} \quad \text{Eq. 2.11}$$

$$\mathbf{r}_1 = (x - x_{1n})\mathbf{i} + (y - y_{1n})\mathbf{j} + (z - z_{1n})\mathbf{k} \quad \text{Eq. 2.12}$$

$$\mathbf{r}_2 = (x - x_{2n})\mathbf{i} + (y - y_{2n})\mathbf{j} + (z - z_{2n})\mathbf{k} \quad \text{Eq. 2.13}$$

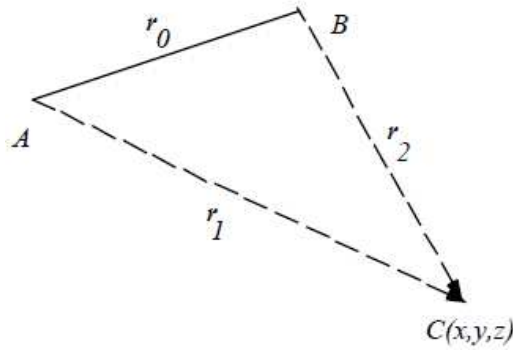


Figura 2.3 Velocidade induzida no ponto C devido ao vórtice entre A e B.

E, substituindo na equação 2.14:

$$V_c = \underbrace{\frac{\Gamma}{4\pi} \frac{r_1 \times r_2}{|r_1 \times r_2|^2}}_{\Psi} \left[r_0 \cdot \underbrace{\left(\frac{r_1}{|r_1|} - \frac{r_2}{|r_2|} \right)}_{\Omega} \right] \quad \text{Eq. 2.14}$$

Considerando o vórtice limitado em AB obtemos,

$$V_{AB} = \left(\frac{\Gamma_n}{4\pi} \Omega \right) \Psi \quad \text{Eq. 2.15}$$

Encontramos as contribuições das esteiras dos vórtices usando a mesma fórmula, mas redefinindo os pontos 1 e 2. Logo, mantendo as notações 1 e 2, definimos o ponto do escoamento à jusante, 3 e supomos que x_3 vai até infinito. Então, as esteiras dos vórtices são dados em coordenadas cartesianas por:

$$\mathbf{V}_{A\infty} = \frac{\Gamma_n}{4\pi} \left\{ \frac{(z-z_{1n})\mathbf{j} + (y_{1n}-y)\mathbf{k}}{[(z-z_{1n})^2 + (y_{1n}-y)^2]} \right\} \times \left[1.0 + \frac{x - x_{1n}}{\sqrt{(x - x_{1n})^2 + (y - y_{1n})^2 + (z - z_{1n})^2}} \right] \quad \text{Eq. 2.16}$$

$$\begin{aligned}
V_{B\infty} &= \frac{\Gamma_n}{4\pi} \left\{ \frac{(z-z_{2n})\mathbf{j} + (y_{2n}-y)\mathbf{k}}{[(z-z_{2n})^2 + (y_{2n}-y)^2]} \right\} \times \\
&\times \left[1.0 + \frac{x - x_{2n}}{\sqrt{(x - x_{2n})^2 + (y - y_{2n})^2 + (z - z_{2n})^2}} \right]
\end{aligned}
\tag{Eq. 2.17}$$

Nota-se que Γ_n é contida linearmente em cada expressão, para que a expressão dada em cima possa ser agrupada usando, como,

$$V_m = C_{mn}\Gamma_n
\tag{Eq. 2.18}$$

E C_{mn} é um coeficiente de influência para o n -ésimo vórtice de ferradura situado no ponto m , incluindo os três segmentos.

Agora que estamos em poder de implementar o campo de velocidades de um vórtice de ferradura, precisamos de encontrar onde situar os vórtices de ferradura para representar a superfície sustentadora.

2.1.2. *Seleção do ponto de colocação/localização dos vórtices*

No momento em que interessa-nos usar o vórtice de ferradura definida acima para representar a superfície sustentadora, precisamos de saber exactamente como é que isso tem de ser feito. Portanto as questões que se colocam neste momento são: onde se localiza o vórtice, e onde se localiza o ponto de colocação para satisfazer a condição de fronteira da superfície? Usualmente, determina-se as suas localizações comparando com resultados já conhecidos. Em particular, usamos casos de teste para duas dimensões, e aplicamo-los directamente para casos de três dimensões.

a. O caso de uma placa plana

Considera-se representando um escoamento sobre um perfil sem curvatura de espessura fina, um vórtice único e um ponto de colocação. Fazendo a comparação com resultados conhecidos da teoria dos perfis finos, determinamos o espaçamento entre o

vórtice e o ponto de colocação que produzem uma sustentação idêntica com os valores da teoria dos perfis finos.

Na fig.2.3 é esquematizada uma placa plana.

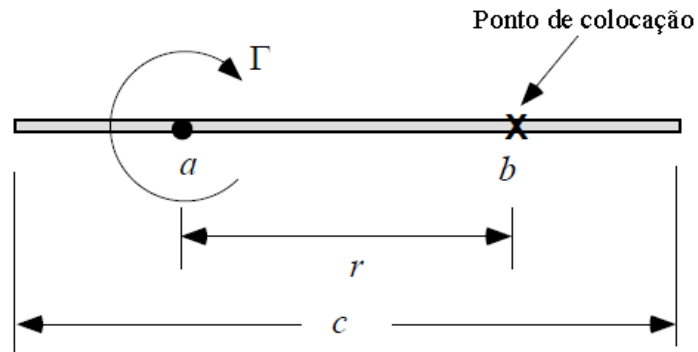


Figura 2.4 Notação usada na análise da localização do ponto de colocação e do vórtice.

A velocidade no ponto de colocação, v_{cp} , devido ao ponto do vórtice é:

$$v_{cp} = -\frac{\Gamma}{2\pi r} \quad \text{Eq. 2.19}$$

A condição da tangencia do escoamento é dada por:

$$\frac{v_{BC}}{V_\infty} = \frac{df_c}{dx} - \alpha \quad \text{Eq. 2.20}$$

E, ignorando a curvatura:

$$\frac{v_{BC}}{V_\infty} = -\alpha \quad \text{Eq. 2.21}$$

Ou,

$$v_{BC} = -\alpha V_\infty \quad \text{Eq. 2.22}$$

Igualando v_{BC} e v_{cp} :

$$-\frac{\Gamma}{2\pi r} = \alpha V_{\infty} \quad \text{Eq. 2.23}$$

Resultando na expressão para α :

$$\alpha = \frac{\Gamma}{2\pi r V_{\infty}} \quad \text{Eq. 2.24}$$

Para fazer uso desta equação, faz se apelo ao teorema de Kutta-Joukowski:

$$L = \rho V_{\infty} \Gamma \quad \text{Eq. 2.25}$$

E, resulta da teoria do perfil fino que:

$$L = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 c 2\pi a \quad \text{Eq. 2.26}$$

Onde,

$$\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 = q_{\infty} \quad \text{Eq. 2.27}$$

$$c = S_{ref} \quad \text{Eq. 2.28}$$

$$C_L = 2\pi a \quad \text{Eq. 2.29}$$

Igualando as expressões para a sustentação, as equações 2.25 e substituindo para α usando a equação 2.26 dada acima:

$$\rho V_{\infty} \Gamma = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 c 2\pi a \quad \text{Eq. 2.30}$$

$$\rho V_{\infty} \Gamma = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 c 2\pi \frac{\Gamma}{2\pi r V_{\infty}} \quad \text{Eq. 2.31}$$

$$1 = \frac{1}{2} \frac{c}{r} \quad \text{Eq. 2.32}$$

E, finalmente,

$$r = \frac{c}{2} \quad \text{Eq. 2.33}$$

Isto define a relação entre a localização do vórtice e do ponto de colocação no sentido do modelo do vórtice único reproduzir a sustentação teórica de um perfil predefinida pela teoria do perfil fino.

Intuitivamente, o vórtice deve ser localizado a um quarto do ponto desde que é a localização do centro aerodinâmico de um perfil de placa plana. O próximo exemplo é usado para determinar a localização do vórtice.

b. Determinação da localização do vórtice usando o modelo de curvatura parabólica

Reescrevendo-se mais detalhadamente a velocidade no ponto de colocação devido ao ponto do vórtice, onde a representa a localização do vórtice, e b a localização do ponto de controle:

$$v_{cp} = -\frac{\Gamma}{2\pi(a-b)} \quad \text{Eq. 2.34}$$

E, a condição de fronteira permanece constante:

$$v_{BC} = v_{\infty} \left(\frac{df_c}{dx} - \alpha \right) \quad \text{Eq. 2.35}$$

Igualando as expressões acima:

$$-\frac{\Gamma}{2\pi(a-b)} = \left(\frac{df_c}{dx} - \alpha \right) \quad \text{Eq. 2.36}$$

No caso de curvaturas parabólicas:

$$f_c(x) = 4\delta \left(\frac{x}{c} \right) (c - x) \quad \text{Eq. 2.37}$$

$$\frac{df_c(x)}{dx} = 4\delta \left[1 - 2 \left(\frac{x}{c} \right) \right] \quad \text{Eq. 2.38}$$

Logo:

$$-\frac{\Gamma}{2\pi(a-b)} = 4\delta \left[1 - 2 \left(\frac{x}{c} \right) \right] - \alpha \quad \text{Eq. 2.39}$$

Agora, usando a teoria do perfil fino,

$$L = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 c 2\pi(a + 2\delta) \quad \text{Eq. 2.40}$$

Obtemos então uma expressão para a circulação do vórtice em termos de ângulo de ataque e de curvatura:

$$\Gamma = \pi V_\infty c (\alpha + 2\delta) \quad \text{Eq. 2.41}$$

Substituindo Γ da equação 2.41 na equação 2.39, e satisfazendo a condição de fronteira em $x = b$:

$$\frac{-\pi V_\infty c (\alpha + 2\delta)}{2\pi(b-a)V_\infty} = 4\delta \left[1 - 2 \left(\frac{b}{c} \right) \right] - \alpha \quad \text{Eq. 2.42}$$

Para que a condição seja verificada para α , δ arbitrários, os coeficientes tem que ser iguais:

$$-\frac{1}{2} \left(\frac{c}{b-a} \right) = -1 \quad \text{Eq. 2.43}$$

$$\left(\frac{c}{b-a} \right) = 4 \left[1 - 2 \frac{b}{c} \right] \quad \text{Eq. 2.44}$$

Faz se a resolução para a e para b . a primeira relação pode ser resolvida para $(b - a)$:

$$(b - a) = \frac{c}{2} \quad \text{Eq. 2.45}$$

E portanto, obtemos os mesmos resultados obtidos acima, validando a precedente análise ($r = c/2$).

Agora reescrevendo a segunda equação:

$$-c = 4 \left[1 - 2 \frac{b}{c} \right] (b - a) \quad \text{Eq. 2.46}$$

Ou,

$$-c = 4 \left[1 - 2 \frac{b}{c} \right] \frac{c}{2} \quad \text{Eq. 2.47}$$

Obtendo-se,

$$\frac{b}{c} = \frac{3}{4} \quad \text{Eq. 2.48}$$

E, como,

$$\frac{b}{c} - \frac{a}{c} = \frac{1}{2} \quad \text{Eq. 2.49}$$

Temos,

$$\frac{a}{c} = \frac{1}{4} \quad \text{Eq. 2.50}$$

Logo, o vórtice é localizado à 1/4 do ponto da corda, e o ponto de colocação é localizado à 3/4 do ponto da corda.

2.2. Solução da superfície sustentadora não permanente

O método que usa escoamentos dependentes do tempo baseados nas soluções numéricas é descrito esquematicamente na fig.2.5

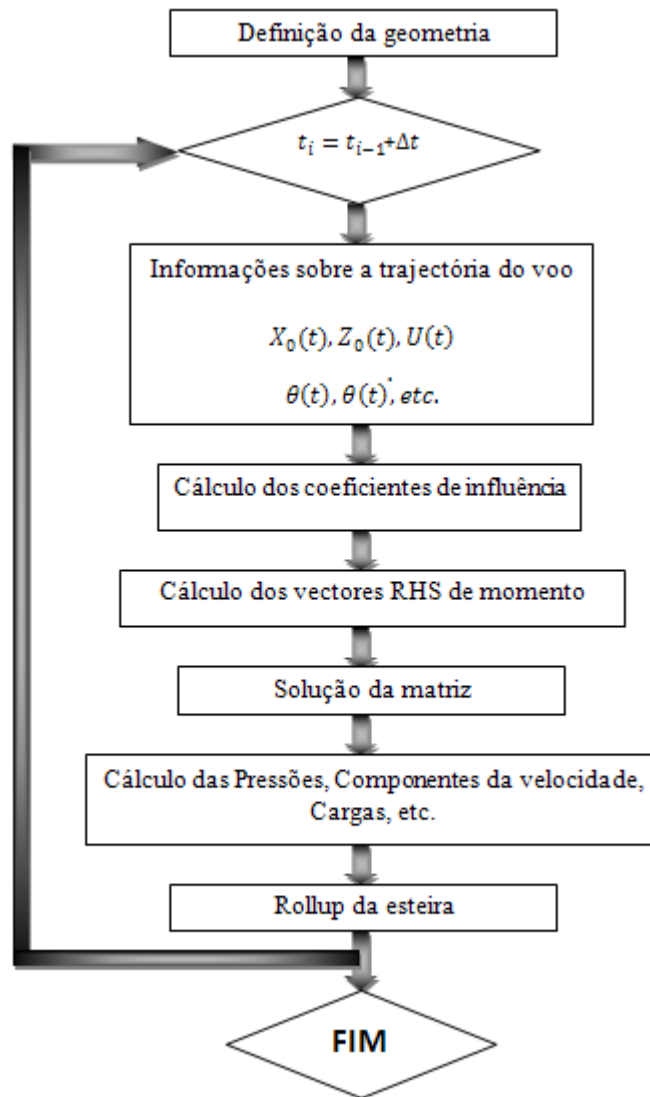


Figura 2.5 Fluxograma para a solução numérica de um problema de asas não permanentes.

Neste exemplo, modelamos a circulação da fronteira da asa e a esteira de vórtice pelos elementos dos anéis de vórtices. Também, neste exemplo numérico, as condições de fronteira estão especificadas na actual superfície da asa, onde se pode ter arqueamento e varias formas geométricas.

A solução é baseada na técnica do time-stepping, e no inicio do movimento, somente os anéis de vórtices da asa existem (na parte superior da fig.2.9). Nota-se que o segmento fechado dos elementos do vórtice no bordo de fuga na fig.2.9 irá representar o vórtice de partida. Consequentemente, durante o primeiro intervalo de tempo, não haverá painéis na esteira e se a asa é representada por K 's anéis de vórtices desconhecidos ($K=8$ na fig.2.9) então, especificando a condição de fronteira do

escoamento da normal zero nos K pontos de colocação, uma solução em $t = \Delta t$ é possível.

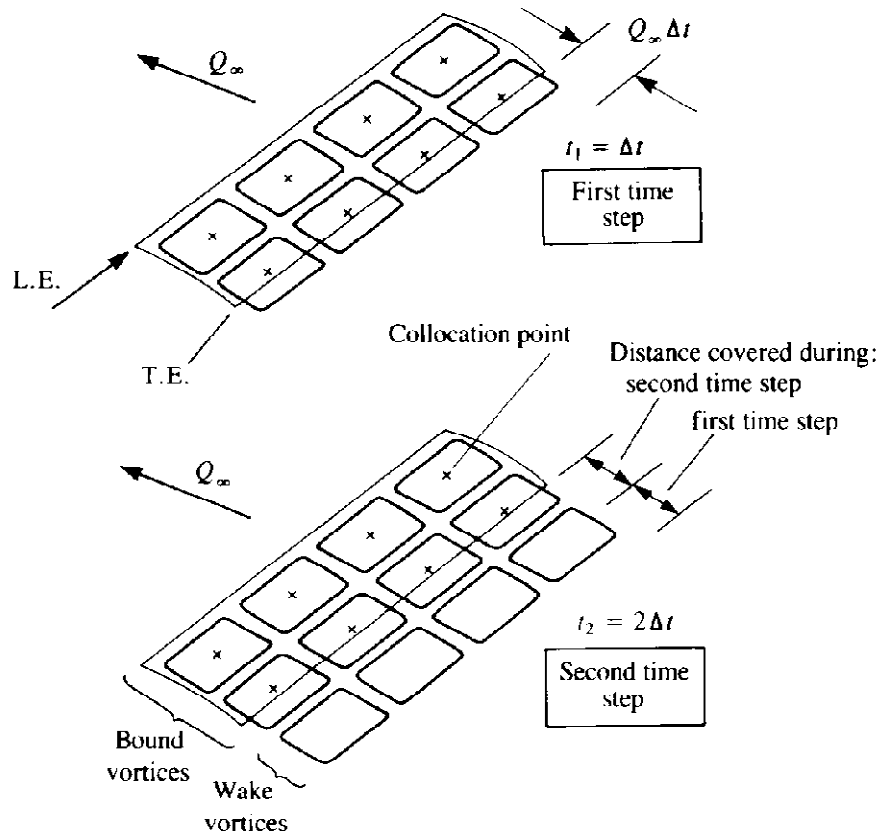


Figura 2.6 Modelo do anel de vórtice para superfícies sustentadoras não permanentes durante o primeiro passo de tempo (1ª figura) e durante o segundo passo de tempo (2ª figura).

Durante o segundo intervalo de tempo, a asa é movida ao longo da sua trajetória de voo e cada painel de vórtice espalha um painel da esteira com intensidade de vórtice igual a sua circulação no intervalo de tempo anterior (parte inferior da fig.2.9). Também, durante este segundo intervalo de tempo, haverá somente uma coluna de vórtices de esteira, mas com intensidade conhecida. Portanto, os vórtices limitados K da asa podem ser igualmente calculados para este intervalo de tempo especificando a condição de fronteira no mesmo ponto de colocação K. esta metodologia do time-stepping pode ser mantida para qualquer trajetória de voo e em cada intervalo de tempo os pontos nos cantos da esteira do vórtice podem ser movidos pela velocidade local, de modo que o rollup da esteira pode ser simulado.

2.3.O programa XFOIL

A análise aerodinâmica é efectuada em dois passos. Primeiro, os coeficientes aerodinâmicos de dimensão 2D são funções do ângulo de ataque e o número de Reynolds numa determinada secção da asa ao longo da envergadura é obtida usando a solução do código XFOIL.

No código XFOIL, as equações permanentes de Euler na forma integral são usadas para representar o escoamento invíscido, e um método integral de dissipação compressível com atrasos é usada para representar as camadas limites e a esteira. Os escoamentos viscosos e invíscidos estão completamente acoplados através da substituição da espessura.

A formulação invíscida do XFOIL é uma função do método dos painéis de escoamento de vorticidade linear simples. A espessura da base de um segmento de vórtice é modelada com o painel fonte. As equações são próximas com uma condição explícita de Kutta. O cálculo invíscido de alta resolução com 160 painéis requer fracções de segundos para ser executado num PC.

O arrasto é determinado a partir da espessura do momento da esteira à jusante.

O XFOIL calcula os coeficientes de sustentação e de momento, C_l e C_m , pela integração da pressão da superfície directa.

3. Estudo Computacional

Neste capítulo, irão ser apresentados os vários procedimentos que foram realizados no programa FORTRAN até se obter o programa final. Para se chegar a este fim, as rotinas geometria e arrasto parasita foram implementadas antes de se fazer a análise aerodinâmica no próximo capítulo.

3.1. Implementação para várias geometrias

Baseamos o nosso estudo computacional a partir de um programa FORTRAN desenvolvido por Katz e Plotkin [1]. Este programa descreve um código 3-D para asas com geometria rectangular (com efeito de solo) submetidas ao movimento não-estacionário usando o método VLM.

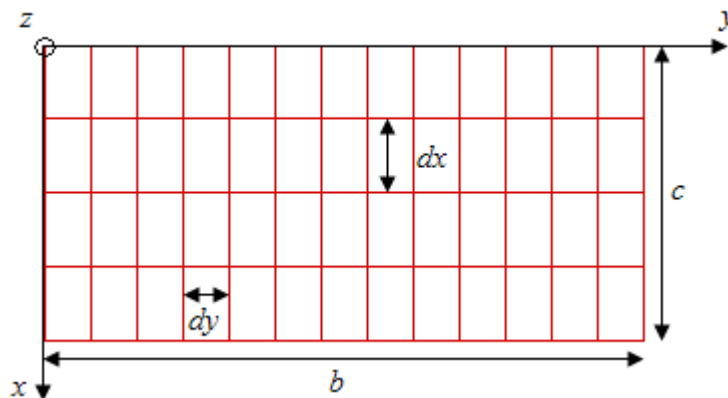


Figura 3.1 Planta da asa com envergadura b e corda c definida por 52 painéis.

Uma nova subrotina foi criada de forma a se poder obter uma asa com geometria variável, isto é, uma asa com várias incidências, vários enflechamentos e vários diedros definidos para várias estações.

3.2. Construção da planta da asa

3.2.1. Interpolação das novas coordenadas

Foi criado um ficheiro de leitura onde se vai poder ler o número de estações da asa n , as coordenadas dos pontos para cada estação segundo o eixo das ordenadas y_n , as coordenadas dos pontos para cada estação segundo o eixo das abcissas x_n , as coordenadas dos pontos para cada estação segundo o eixo das cotas z_n , os comprimentos das cordas c_n para cada estação e as coordenadas dos pontos que definem os vários ângulos de incidência θ_n para cada estação. Iremos ler também os painéis ao longo da envergadura jb e os painéis ao longo da corda ib .

A partir do referencial (x, y, z) , define-se os pontos que vão formar a planta da asa. Começamos por introduzir os pontos que irão definir as coordenadas segundo o eixo das ordenadas y .

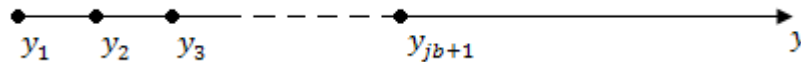


Figura 3.2 Implementação dos pontos segundo o eixo das ordenadas y .

Para completar a forma da asa, recorre-se a interpolação linear que irá definir os novos pontos das abcissas, das cotas, assim que as novas cordas e incidências para cada $jb+1$ secções. A interpolação linear consiste na seguinte regra:

$$y(n) = \frac{y_1(n_1-1) + [y_1((n_1-1)+1) - y_1(n_1-1)]}{[x_1((n_1-1)+1) - x_1(n_1-1)] * [x(n) - x_1(n_1-1)]} \quad \text{Eq. 3.1}$$

Onde:

- n_1 - N° de pontos da série
- $x_1(n_1)$ - Abcissas da série
- $y_1(n_1)$ - Ordenadas da série
- n - N° de pontos da nova série
- $x(n)$ - Abcissa do ponto a interpolar
- $y(n)$ - Ordenada interpolada

Para definir os pontos segundo a abscissa x :

$$\begin{cases} n \\ y_1(n) \\ x_1(n) \end{cases} \rightarrow \begin{cases} jb + 1 \\ y(jb + 1) \\ x(jb + 1) \end{cases}$$

Definindo os novos pontos da cota z :

$$\begin{cases} n \\ y_1(n) \\ z_1(n) \end{cases} \rightarrow \begin{cases} jb + 1 \\ y(jb + 1) \\ z(jb + 1) \end{cases}$$

Definindo os novos pontos de incidência $theta$:

$$\begin{cases} n \\ y_1(n) \\ theta_1(n) \end{cases} \rightarrow \begin{cases} jb + 1 \\ y(jb + 1) \\ theta(jb + 1) \end{cases}$$

Definindo as novas cordas c :

$$\begin{cases} n \\ y_1(n) \\ c_1(n) \end{cases} \rightarrow \begin{cases} jb + 1 \\ y(jb + 1) \\ c(jb + 1) \end{cases}$$

3.2.2. Geração dos painéis

Os painéis que irão formar a asa são cada um definido pelos seus 4 vértices que compõem o rectângulo. Em cada vértice vai corresponder um ponto de coordenadas (x_p, y_p, z_p) .

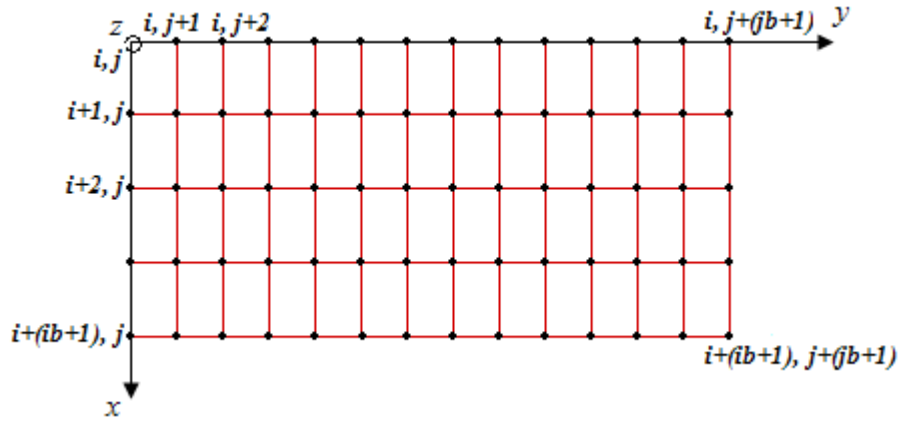


Figura 3.3 Painéis definidos pelos seus quatro vértices.

Iremos colocar a asa de maneira a que o eixo das ordenadas y coincide com o quarto da corda da planta da asa em relação ao bordo de ataque, como é mostrado na figura Fig.3.4.

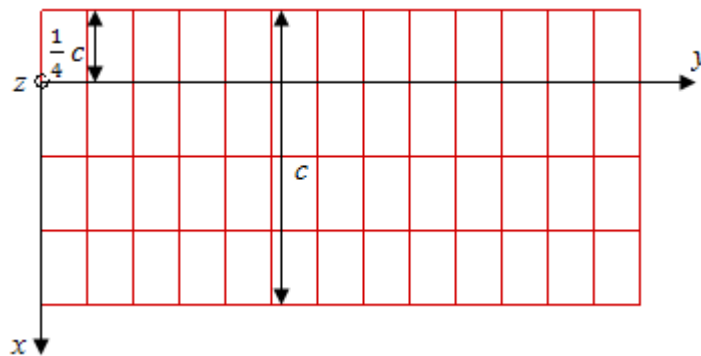


Figura 3.4 Deslocamento da asa de 1/4 da corda para cima.

Do ponto $i = 1$ até ao último ponto $i = ib+1$ ao longo da corda, e do ponto $j = 1$ até ao último ponto $j = jb+1$ ao longo da envergadura; os pontos dos vértices de coordenadas x_p , y_p e z_p são dadas pelas seguintes equações:

$$\begin{aligned}
 x_p(i, j) &= x(j) - 0.25 \times c(j) + (i - 1) \times dx \\
 y_p(i, j) &= y(j) \\
 z_p(i, j) &= z(j) + 0.25 \times c(j) \times \tan(\theta(j)) - (i - 1) \times dx \times \tan(\theta(j))
 \end{aligned}
 \tag{Eq. 3.2}$$

A seguir, mostra-se um exemplo de como a asa vai ser implementada consoante as coordenadas que impusermos no ficheiro de leitura.

Os dados de leitura são o seguinte:

▪ $n = 3$ estações

▪ $x_n \begin{cases} 0.0 \\ 0.5 \\ 1.0 \end{cases}$

▪ $y_n \begin{cases} 0.0 \\ 1.0 \\ 2.0 \end{cases}$

▪ $z_n \begin{cases} 0.0 \\ 0.0 \\ 0.0 \end{cases}$

▪ $c_n \begin{cases} 1.0 \\ 1.0 \\ 0.5 \end{cases}$

▪ $theta_n \begin{cases} 0.0 \\ 0.0 \\ 0.0 \end{cases}$

Iremos obter a planta da asa como segue na figura abaixo

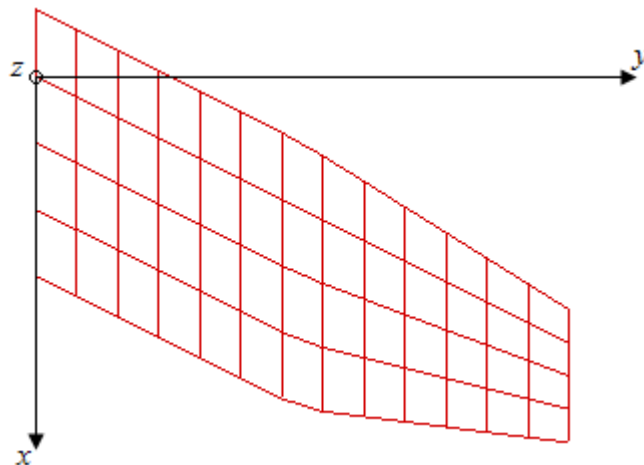


Figura 3.5 Planta da asa com enflechamento positivo.

3.3.Implementação dos perfis

Como é sabido, o perfil de uma asa é usualmente definido pelos pontos que o compõe. O número de pontos do perfil pode variar consoante o tipo de perfil que já foi estudado, por isso há que ter bem em conta este facto na construção dos perfis na qual se vai seguir.

Sem esquecer que o método VLM só admite perfis com espessura quase desprezável, iremos determinar a média dos pontos que formam o extradorso e o intradorso do perfil no intuito de se obter uma linha curva (ou recta, se o perfil for simétrico) a fim de se poder prosseguir com o estudo no caso do método VLM.

Tal como foi feito aquando da construção da planta da asa, criou-se um ficheiro de leitura onde o utilizador pode ler os pontos referentes a um determinado perfil escolhido. Os dados dos pontos do perfil correspondem no nosso caso às coordenadas x_c e z_c que são respectivamente, a abcissa e a cota do referencial do plano (x, z) do perfil. Como já foi referido, o programa vai ter que permitir ler um número de pontos arbitrários referente a um determinado perfil. Por exemplo, o programa que lê o perfil SELIG SG 6042 vai ter que conseguir ler os 140 pontos de coordenadas (x_c, z_c) que compõem o perfil. Acontece que os i pontos que um ficheiro de leitura contém, acabam por ser demasiados porque o varrimento do perfil começa com o ponto que corresponde ao bordo de ataque coincidente com o eixo das abcissas x , percorrendo todos os pontos do extradorso até chegar ao ponto do bordo de fuga e percorrendo todos os pontos do intradorso até chegar novamente ao ponto do bordo de ataque. Em suma, acabamos por ler duas vezes o ponto do bordo de ataque. Ao número de pontos que define um determinado perfil, iremos chamar $npontos$, e teremos de ter em atenção que $npontos = i - 1$.

A cada estação da asa, pode corresponder um determinado perfil que o utilizador possa escolher, por isso, as coordenadas (x_c, z_c) dependem também do número de estações n ; ou seja, pode-se dizer que $x_c(n, npontos)$ e que $z_c(n, npontos)$.

Começamos por definir os pontos do extradorso correspondentes às coordenadas (x_{ce}, z_{ce}) e os pontos do intradorso que correspondem as coordenadas (x_{ci}, z_{ci}) do perfil. Para um perfil qualquer, impôs-se uma condição que permite obter o número de pontos n_e que definem o extradorso e consequentemente acabamos por saber também o

número de pontos n_i que definem o intradorso. Sendo que para o extradorso iremos obter mais um ponto que se situa no bordo de ataque do perfil.

A etapa a seguir é a interpolação linear que dado o número de pontos de um dado perfil, a abcissa dos pontos do perfil e a sua ordenada, iremos obter a nova ordenada correspondente aos $jb+1$ pontos e aos pontos de coordenada x_p que implementamos para a construção da planta da asa.

Da equação 3.1 e seguindo o mesmo raciocínio para a interpolação linear, temos:

Definindo os novos pontos da cota z_e no extradorso:

$$\begin{cases} n_e \\ x_{ce}(n_e) \\ z_{ce}(n_e) \end{cases} \rightarrow \begin{cases} jb + 1 \\ x_p(jb + 1) \\ z_e(jb + 1) \end{cases}$$

Definindo os novos pontos da cota z_i no intradorso:

$$\begin{cases} n_i \\ x_{ci}(n_i) \\ z_{ci}(n_i) \end{cases} \rightarrow \begin{cases} jb + 1 \\ x_p(jb + 1) \\ z_i(jb + 1) \end{cases}$$

Obtemos assim, as coordenadas (x_p, z_e) e (x_p, z_i) que definem os perfis com $jb + 1$ pontos.

O método VLM só admite asas com perfis com espessura quase desprezável, por isso, procedeu-se no seguinte: a média dos pontos ao longo da corda de cota z_i e de cota z_e vão dar os pontos ao longo da corda de cota z_a , portanto pela equação 3.3:

$$\frac{z_i + z_e}{2} = z_a \quad \text{Eq. 3.3}$$

Na figura abaixo, mostra-se um exemplo de um perfil NACA 0010 onde se pode ver o perfil e a consequente linha a preto que representa a média dos pontos que definem o extradorso e o intradorso. Repara-se que a linha é recta pelo facto do perfil ser simétrico; se o perfil apresentasse curvatura, a linha também seria curva.

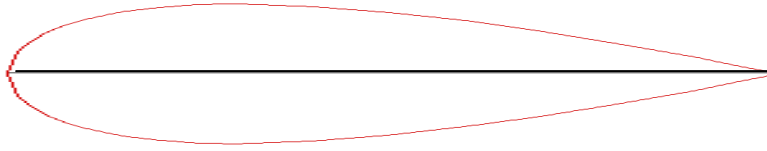


Figura 3.6 A linha a preto é simplesmente a média dos pontos do extradorso e do intradorso do perfil.

A fim de se obter um novo perfil para cada estação n da asa efectuou-se a interpolação linear ao longo da envergadura da asa. Portanto da equação 3.1, obtemos:

Definindo os novos pontos da cota z_{asa} para $jb + 1$ pontos:

$$\begin{cases} n \\ y_1(n) \\ z_a(n) \end{cases} \rightarrow \begin{cases} jb + 1 \\ y(jb + 1) \\ z_{a1}(jb + 1) \end{cases}$$

Mas sabendo, que também a asa pode ter corda variável em cada secção $jb + 1$, temos que definir a seguinte equação:

$$z_{asa}(i, j) = z_{a1}(i, j) \times c(j) \quad \text{Eq. 3.4}$$

Onde i representa os pontos ao longo da corda até $ib+1$ e j representa os pontos ao longo da envergadura até $jb+1$.

Para finalizar a parte da geometria da asa, falta nos expressar as novas equações que contém as coordenadas dos pontos dos vértices de coordenadas x_p , y_p e z_p adicionados as novas coordenadas z_{asa} dos pontos do perfil multiplicados pelos pontos que definem a incidência para cada secção do perfil. Esses novos pontos irão ter como coordenadas x_0 , y_0 e z_0 . Temos portanto que:

$$\begin{aligned} x_0(i, j) &= x_p(i, j) + z_{asa}(i, j) \times \sin \theta(j) \\ y_0(i, j) &= y_p(i, j) \\ z_0(i, j) &= z_p(i, j) + z_{asa}(i, j) \times \cos \theta(j) \end{aligned} \quad \text{Eq. 3.5}$$

Neste momento, podemos afirmar que a geometria da asa está completa. O utilizador poderá daí em diante modificar a sua geometria, isto é, a sua incidência, o seu enflechamento e o seu diedro, bem como aplicar um perfil diferente para cada estação que ele definiu. O programa lhe permitirá também definir o número de painéis que compõem a asa na envergadura e na corda.

3.4. Implementação dos pontos aerodinâmicos para o método VLM

Como foi visto no capítulo 2.1, o método VLM não funciona se não definirmos correctamente os pontos onde as forças aerodinâmicas actuam. Portanto, neste subcapítulo iremos detalhar o modo de implementar os pontos de colocação, os vórtices de ferradura bem como a esteira que é formada ao longo do escoamento.

3.4.1. Implementação dos pontos de colocação

Os pontos de colocação de coordenadas (x_q, y_q, z_q) são pontos que se situam ao longo de dx a três quartos da frente do painel definidos pelos seus vértices (x_0, y_0, z_0) e situando-se à meio do painel ao longo da envergadura.

As figuras abaixo mostram mais claramente a colocação desses pontos.

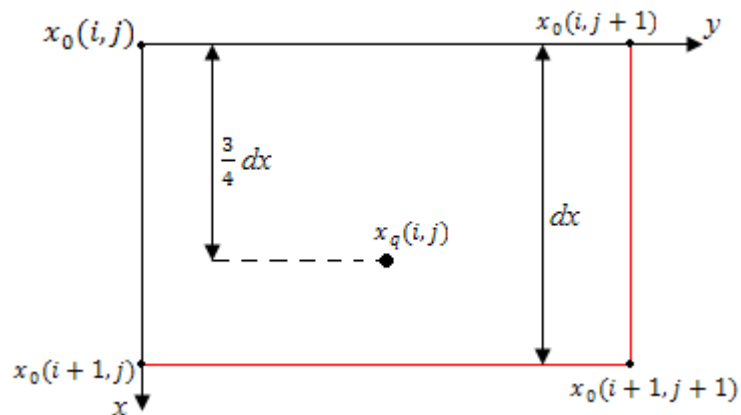


Figura 3.7 Representação do ponto de colocação x_q .

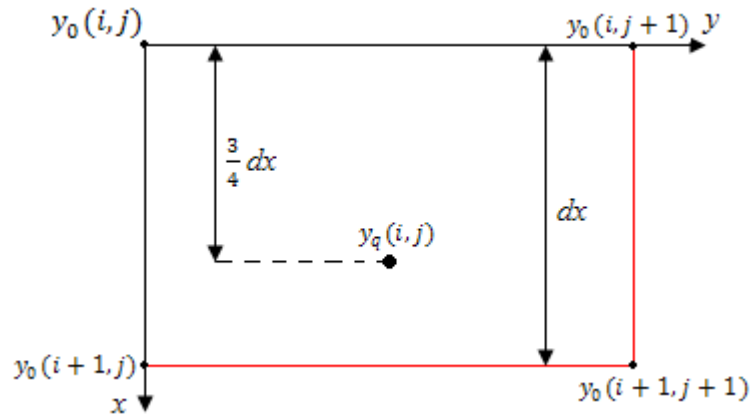


Figura 3.8 Representação do ponto de colocação y_q .

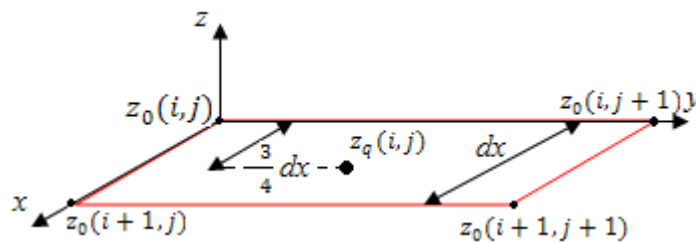


Figura 3.9 Representação do ponto de colocação z_q .

Portanto, as equações que determinam os pontos de colocação de coordenadas (x_q, y_q, z_q) são expressas da seguinte forma.

$$x_q(i, j) = 0.5 \times (x_0(i, j) + x_0(i, j + 1)) + 0.75 \times [0.5 \times (x_0(i + 1, j) + x_0(i + 1, j + 1)) - 0.5 \times (x_0(i, j) + x_0(i, j + 1))]$$

$$y_q(i, j) = 0.5 * (y_p(i, j) + y_p(i, j + 1)) \quad \text{Eq. 3.6}$$

$$z_q(i, j) = 0.5 \times (z_0(i, j) + z_0(i, j + 1)) + 0.75 \times [0.5 \times (z_0(i + 1, j) + z_0(i + 1, j + 1)) - 0.5 \times (z_0(i, j) + z_0(i, j + 1))]$$

3.4.2. Implementação para a localização dos vórtices de ferradura

Os vórtices de ferradura de coordenadas (x_f, y_f, z_f) são vórtices que se situam ao longo de dx a um quarto da frente do painel definidos pelos seus vértices (x_0, y_0, z_0) .

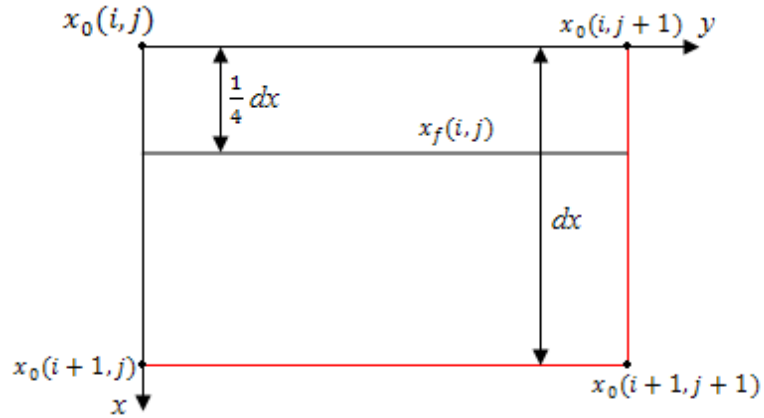


Figura 3.10 Representação do vórtice de ferradura x_f .

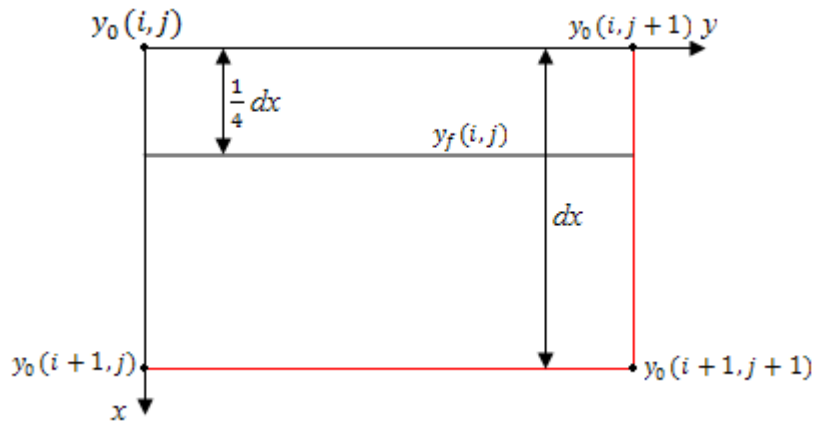


Figura 3.11 Representação do vórtice de ferradura y_f .

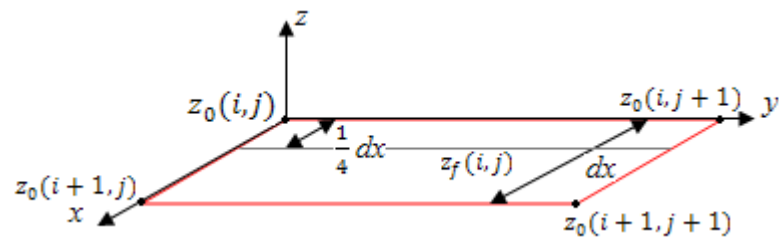


Figura 3.12 Representação do vórtice de ferradura z_f .

Logo, as coordenadas dos vórtices de ferradura (x_f, y_f, z_f) são dadas pelas seguintes expressões,

$$x_f(i, j) = x_0(i, j) + 0.25 \times (x_0(i + 1, j) - x_0(i, j))$$

$$y_f(i, j) = y_0(i, j)$$

Eq. 3.7

$$z_f(i, j) = z_0(i, j) + 0.25 \times (z_0(i + 1, j) - z_0(i, j))$$

3.5. Influência da esteira a partir do bordo de fuga

Em asas com três dimensões, a influência da esteira tem um peso maior do que para asas em duas dimensões e as suas geometrias afectam em grande parte a solução final. Na maior partes dos casos, assumimos que a esteira deixa o bordo de fuga com um ângulo médio de $\delta_{T.E}/2$ [1], como se mostra na figura abaixo.

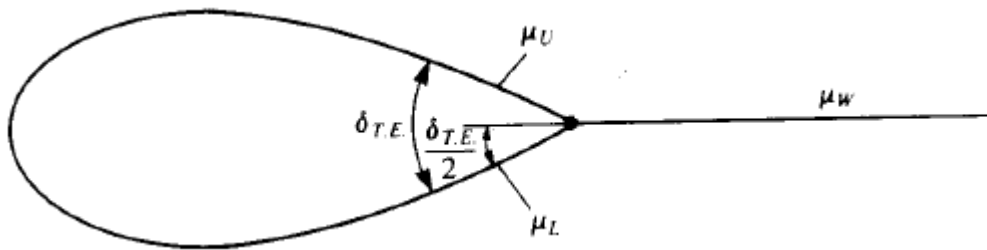


Figura 3.13 Representação da esteira μ_W .

É uma condição que se vai portanto assumir para a implementação da geometria da esteira da asa e a sua forma é representada pelas expressões seguintes:

$$x_f(ib + 1, j) = x_0(ib + 1, j) + dxw(j) \times \cos [\text{atan}(z_0(ib + 1, j) - z_0(ib, j)) / (x_0(ib + 1, j) - x_0(ib, j))]$$

$$y_f(ib + 1, j) = y_0(ib, j)$$

Eq. 3.8

$$z_f(ib + 1, j) = z_0(ib + 1, j) + dxw(j) \times \sin [\text{atan}(z_0(ib + 1, j) - z_0(ib, j)) / (x_0(ib + 1, j) - x_0(ib, j))]$$

Onde: $dxw(j) = 0.3 \times vt \times dt$, vt é a velocidade do escoamento e
 $dt = vt \times ib \times 10$

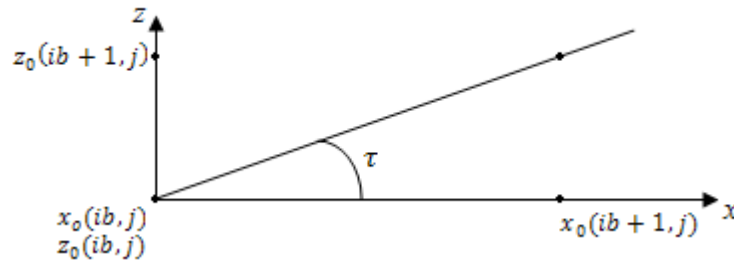


Figura 3.14 Representação do ponto de coordenadas (x_f, y_f, z_f)

3.6. Rotação dos pontos devido ao ângulo de ataque

Finalmente, falta definirmos os pontos da asa quando esta é submetida a um determinado ângulo de ataque α .

Representamos em seguida as expressões que definem os novos pontos de colocação de coordenadas (x_{q1}, y_q, z_{q1}) e as expressões que definem os novos vórtices de ferradura de coordenadas (x_{f1}, y_f, z_{f1}) sob a influência do ângulo de ataque α .

$$\begin{aligned} x_{f1}(i, j) &= x_f(i, j) \times \cos(-\alpha) - z_f(i, j) \times \sin(-\alpha) \\ z_{f1}(i, j) &= x_f(i, j) \times \sin(-\alpha) + z_f(i, j) \times \cos(-\alpha) \\ x_{q1}(i, j) &= x_q(i, j) \times \cos(-\alpha) - z_q(i, j) \times \sin(-\alpha) \\ z_{q1}(i, j) &= z_q(i, j) \times \sin(-\alpha) + z_q(i, j) \times \cos(-\alpha) \end{aligned}$$

Eq. 3.9

3.7. Estimativa do arrasto parasita

Tendo somente calculado o valor do coeficiente de arrasto induzido no programa VLM e a fim de se obter o coeficiente de arrasto total, usa-se o código XFOIL que calcula o arrasto parasita dos perfis em cada secção ao longo da envergadura da asa.

Foi fornecido os dados de uma determinada aeronave com os coeficientes aerodinâmicos que caracterizam um determinado perfil em função do ângulo de ataque. A semi-envergadura da asa desta aeronave é dividida em quatro estações n_y onde são fornecidos 95 dados de teste referentes aos coeficientes aerodinâmicos medidos com o respectivo ângulo de ataque, ou seja, são dados 95 ângulos de ataque indo de -5° até aos 13.8° , 95 coeficientes de sustentação indo de -0.20 até 13.5, 95 coeficientes de arrasto indo de 0.04669 até 0.0446, e 95 coeficientes de momento do quarto da corda indo de -0.0803 até -0.0089. Portanto de 1 até n pontos e de 1 até n_e estações, temos o vector $alpha(n, n_e)$ que corresponde a um ângulo de ataque. De igual modo $Cl(n, n_e)$, $Cd(n, n_e)$ e $Cm1/4(n, n_e)$ que correspondem ao coeficiente de sustentação, ao coeficiente de arrasto e ao coeficiente de momento em 1/4 da corda, respectivamente.

Para saber quantos pontos serão necessários para que o XFOIL interpola os vários perfis, averigua-se se o primeiro dado referente ao menor ângulo de ataque $alpha(1,1)$ é maior que o ângulo $alphamin - 15^\circ$.

Como já vemos a partida que sim, iremos passar a ter n_x pontos e são:

$$n_x = n + (alpha(1,1) - alpha_{min}) / (alpha(1,2) - alpha(1,1)) \quad \text{Eq. 3.10}$$

A seguir usa-se a interpolação linear para encontrar as novas abcissas x , as novas cotas z , as novas cordas c , as novas incidências $theta$, os novos coeficientes de máxima sustentação Cl_{max} , os novos ângulos mínimos $alpha_{min}$ e os novos ângulos máximos $alpha_{max}$ correspondentes as ordenadas y para cada nova secção $(jb+1)/2$ a partir das secções de ordenada y_1 fornecidas juntamente com os dados da aeronave.

São também fornecidos x_1 , z_1 , c_1 , $theta_1$, Cl_{max1} que são as coordenadas dos pontos da abcissa, da cota, da corda, da incidência e do coeficiente de máxima sustentação respectivamente. Usando a regra, obtemos:

$$\begin{cases} y_1 \\ n_y \\ x_1 \end{cases} \rightarrow \begin{cases} (jb + 1)/2 \\ y((jb + 1)/2) \\ x((jb + 1)/2) \end{cases}$$

$$\begin{cases} y_1 \\ n_y \\ z_1 \end{cases} \rightarrow \begin{cases} (jb + 1)/2 \\ y((jb + 1)/2) \\ z((jb + 1)/2) \end{cases}$$

$$\begin{cases} y_1 \\ n_y \\ c_1 \end{cases} \rightarrow \begin{cases} (jb + 1)/2 \\ y((jb + 1)/2) \\ c((jb + 1)/2) \end{cases}$$

$$\begin{cases} y_1 \\ n_y \\ theta_1 \end{cases} \rightarrow \begin{cases} (jb + 1)/2 \\ y((jb + 1)/2) \\ theta((jb + 1)/2) \end{cases}$$

$$\begin{cases} y_1 \\ n_y \\ Cl_{max1} \end{cases} \rightarrow \begin{cases} (jb + 1)/2 \\ y((jb + 1)/2) \\ Cl_{max}((jb + 1)/2) \end{cases}$$

$$\begin{cases} y_1 \\ n_y \\ alpha(:,1) \end{cases} \rightarrow \begin{cases} (jb + 1)/2 \\ y((jb + 1)/2) \\ alpha_{min}((jb + 1)/2) \end{cases}$$

$$\begin{cases} y_1 \\ n_y \\ alpha(:,n_x) \end{cases} \rightarrow \begin{cases} (jb + 1)/2 \\ y((jb + 1)/2) \\ alpha_{max}((jb + 1)/2) \end{cases}$$

Finalmente, extraindo o novo coeficiente de sustentação, Cl_{novo} a partir do coeficiente de sustentação do VLM, Cl_{VLM} , obtendo assim o correspondente ângulo de ataque, $alpha_{novo}$, consegue-se ter o coeficiente de arrasto parasita C_{d0} .

Para isso, efectua-se as interpolações lineares seguintes:

$$\begin{cases} y_1 \\ n_y \\ Cl_{VLM} \end{cases} \rightarrow \begin{cases} (jb + 1)/2 \\ y((jb + 1)/2) \\ Cl_{novo}((jb + 1)/2) \end{cases}$$

Para $i = 1$ até n_y

$$\begin{cases} y_1 \\ n_y \\ Cl_1(i, :) \end{cases} \rightarrow \begin{cases} (jb + 1)/2 \\ y((jb + 1)/2) \\ Cl_{1novo}((jb + 1)/2) \end{cases}$$

$$\begin{cases} y_1 \\ n_y \\ Cd_1(i, :) \end{cases} \rightarrow \begin{cases} (jb + 1)/2 \\ y((jb + 1)/2) \\ Cd_{1novo}((jb + 1)/2) \end{cases}$$

$$\begin{cases} n_x \\ Cl_{1novo}(i, :) \\ alpha(i, :) \end{cases} \rightarrow \begin{cases} 1 \\ Cl_{novo}(i, :) \\ alpha_{novo} \end{cases}$$

Para $k = 1$ até $(jb + 1) / 2$

$$\begin{cases} n_x \\ alpha(k, :) \\ Cd_{1novo}(k, :) \end{cases} \rightarrow \begin{cases} 1 \\ Cl_{novo}(i, :) \\ Cd_0(k) \end{cases}$$

Chegou-se assim, aquilo que se queria que é obter o coeficiente de arrasto Cd_0 .

4. Discussão de resultados

4.1. Validação dos resultados

O código 3-D para asas com geometria rectangular com que nos baseamos tem os seguintes dados de input:

- $ib = 4$, onde ib é o número de painéis ao longo da envergadura da asa.
- $jb = 13$, onde jb é o número de painéis ao longo da corda da asa.
- $nsteps = 50$, onde $nsteps$ é o número de passos de tempo.
- $nw = 5$, onde nw é o número de elementos deformadores da esteira.
- $pay = 3.141592654$, onde pay é o número pi.
- $ro = 1.0$, onde ro é a densidade do ar.
- $bh = 0.0$, onde bh é a amplitude das oscilações.
- $om = 0.0$, onde om é a oscilação da arfagem.
- $vt = 50.0$, onde vt é a velocidade do escoamento.
- $c = 1.0$, onde c é o comprimento da corda do perfil.
- $b = 6.0$, onde b é a meia envergadura da asa.
- $dx = c/ib$, onde dx é o comprimento de cada painel ao longo da corda.
- $dy = b/jb$, onde dy é o comprimento de cada painel ao longo da envergadura.
- $ch = 10000.0 * c$, onde ch é o ground clearance.
- $alfa = 5.0$, onde $alfa$ é o ângulo de ataque medido em graus.

Tendo como valores obtidos em output no quadro seguinte:

	L [N]	C_L	C_{Di}	C_m	L/L_∞	Γ/Γ_∞
t = 0.0 [s]	3339.2314	0.4452	0.0097	0.1170	0.9473	0.8893
t = 0.20 [s]	3317.6084	0.4423	0.0063	0.1091	0.9412	0.9414
t = 0.40 [s]	3330.4365	0.4441	0.0060	0.1092	0.9448	0.9480
t = 0.60 [s]	3334.5935	0.4446	0.0060	0.1093	0.9460	0.9495
t = 0.80 [s]	3336.2534	0.4448	0.0059	0.1093	0.9465	0.9501

As coordenadas lidas no ficheiro de leitura são:

▪ $n = 3$ estações

▪ $x_n \begin{cases} 0.0 \\ 0.0 \\ 0.0 \end{cases}$

▪ $y_n \begin{cases} 0.0 \\ 3.0 \\ 6.0 \end{cases}$

▪ $z_n \begin{cases} 0.0 \\ 0.0 \\ 0.0 \end{cases}$

▪ $c_n \begin{cases} 1.0 \\ 1.0 \\ 1.0 \end{cases}$

▪ $theta_n \begin{cases} 0.0 \\ 0.0 \\ 0.0 \end{cases}$

As tabelas que se seguem, dão-nos uma visualização dos resultados obtidos dos pontos de colocação, dos vórtices e dos pontos da esteira calculados na nova rotina da geometria da asa.

4.1.1. Pontos obtidos para os vórtices de ferradura

Apresenta-se na tabela 1, as coordenadas dos vórtices de ferradura (x_f, y_f, z_f) . Como se pode ver, é efectuado um varrimento dos cinco pontos de coordenada x_f ao longo da corda para cada ponto de coordenada y_f ao longo da envergadura. Como temos 14 pontos ao longo da envergadura, acabamos por ler no total 70 pontos. Os pontos de coordenada z_f são sempre nulos porque as coordenadas z_n e $theta_n$ do ficheiro de leitura têm valor zero.

Tabela 1

x_f	y_f	z_f
-0.1875000	0.0000000E+00	0.0000000E+00
6.2500000E-02	0.0000000E+00	0.0000000E+00
0.3125000	0.0000000E+00	0.0000000E+00
0.5625000	0.0000000E+00	-3.9999970E-05
3.7500000	0.0000000E+00	-2.0799984E-03
-0.1875000	0.3846154	0.0000000E+00
6.2500000E-02	0.3846154	0.0000000E+00
0.3125000	0.3846154	0.0000000E+00
0.5625000	0.3846154	-3.9999970E-05
3.7500000	0.3846154	-2.0799984E-03
-0.1875000	0.7692308	0.0000000E+00
6.2500000E-02	0.7692308	0.0000000E+00
0.3125000	0.7692308	0.0000000E+00
0.5625000	0.7692308	-3.9999970E-05
3.7500000	0.7692308	-2.0799984E-03
-0.1875000	1.153846	0.0000000E+00
6.2500000E-02	1.153846	0.0000000E+00
0.3125000	1.153846	0.0000000E+00
0.5625000	1.153846	-3.9999970E-05
3.7500000	1.153846	-2.0799984E-03
-0.1875000	1.538462	0.0000000E+00
6.2500000E-02	1.538462	0.0000000E+00
0.3125000	1.538462	0.0000000E+00
0.5625000	1.538462	-3.9999970E-05
3.7500000	1.538462	-2.0799984E-03
-0.1875000	1.923077	0.0000000E+00
6.2500000E-02	1.923077	0.0000000E+00
0.3125000	1.923077	0.0000000E+00
0.5625000	1.923077	-3.9999970E-05
3.7500000	1.923077	-2.0799984E-03

-0.1875000	2.307692	0.0000000E+00
6.2500000E-02	2.307692	0.0000000E+00
0.3125000	2.307692	0.0000000E+00
0.5625000	2.307692	-3.9999970E-05
3.7500000	2.307692	-2.0799984E-03
-0.1875000	2.692308	0.0000000E+00
6.2500000E-02	2.692308	0.0000000E+00
0.3125000	2.692308	0.0000000E+00
0.5625000	2.692308	-3.9999970E-05
3.7500000	2.692308	-2.0799984E-03
-0.1875000	3.076923	0.0000000E+00
6.2500000E-02	3.076923	0.0000000E+00
0.3125000	3.076923	0.0000000E+00
0.5625000	3.076923	-3.9999970E-05
3.7500000	3.076923	-2.0799984E-03
-0.1875000	3.461539	0.0000000E+00
6.2500000E-02	3.461539	0.0000000E+00
0.3125000	3.461539	0.0000000E+00
0.5625000	3.461539	-3.9999970E-05
3.7500000	3.461539	-2.0799984E-03
-0.1875000	3.846154	0.0000000E+00
6.2500000E-02	3.846154	0.0000000E+00
0.3125000	3.846154	0.0000000E+00
0.5625000	3.846154	-3.9999970E-05
3.7500000	3.846154	-2.0799984E-03
-0.1875000	4.230769	0.0000000E+00
6.2500000E-02	4.230769	0.0000000E+00
0.3125000	4.230769	0.0000000E+00
0.5625000	4.230769	-3.9999970E-05
3.7500000	4.230769	-2.0799984E-03
-0.1875000	4.615385	0.0000000E+00
6.2500000E-02	4.615385	0.0000000E+00
0.3125000	4.615385	0.0000000E+00

0.5625000	4.615385	-3.9999970E-05
3.750000	4.615385	-2.0799984E-03
-0.1875000	5.000000	0.0000000E+00
6.2500000E-02	5.000000	0.0000000E+00
0.3125000	5.000000	0.0000000E+00
0.5625000	5.000000	-3.9999970E-05
3.750000	5.000000	-2.0799984E-03

4.1.2. Valores obtidos para os pontos de colocação

Na tabela 2 são mostradas as coordenadas dos pontos de colocação de coordenadas (x_q, y_q, z_q) . Um varrimento é feito nos quatro pontos de coordenada x_q ao longo da corda para cada ponto de coordenada y_q ao longo da envergadura. Dos 13 pontos definidos ao longo da envergadura, acabamos por ler no total 52 pontos. Os pontos de coordenada z_q são sempre nulos porque as coordenadas z_n e $theta_n$ do ficheiro de leitura têm valor zero.

Tabela 2

x_q	y_q	z_q
-6.2500000E-02	0.1923077	0.0000000E+00
0.1875000	0.1923077	0.0000000E+00
0.4375000	0.1923077	0.0000000E+00
0.6875000	0.1923077	-1.1999991E-04
-6.2500000E-02	0.5769231	0.0000000E+00
0.1875000	0.5769231	0.0000000E+00
0.4375000	0.5769231	0.0000000E+00
0.6875000	0.5769231	-1.1999991E-04
-6.2500000E-02	0.9615384	0.0000000E+00
0.1875000	0.9615384	0.0000000E+00

0.4375000	0.9615384	0.0000000E+00
0.6875000	0.9615384	-1.1999991E-04
-6.2500000E-02	1.346154	0.0000000E+00
0.1875000	1.346154	0.0000000E+00
0.4375000	1.346154	0.0000000E+00
0.6875000	1.346154	-1.1999991E-04
-6.2500000E-02	1.730769	0.0000000E+00
0.1875000	1.730769	0.0000000E+00
0.4375000	1.730769	0.0000000E+00
0.6875000	1.730769	-1.1999991E-04
-6.2500000E-02	2.115385	0.0000000E+00
0.1875000	2.115385	0.0000000E+00
0.4375000	2.115385	0.0000000E+00
0.6875000	2.115385	-1.1999991E-04
-6.2500000E-02	2.500000	0.0000000E+00
0.1875000	2.500000	0.0000000E+00
0.4375000	2.500000	0.0000000E+00
0.6875000	2.500000	-1.1999991E-04
-6.2500000E-02	2.884615	0.0000000E+00
0.1875000	2.884615	0.0000000E+00
0.4375000	2.884615	0.0000000E+00
0.6875000	2.884615	-1.1999991E-04
-6.2500000E-02	3.269231	0.0000000E+00
0.1875000	3.269231	0.0000000E+00
0.4375000	3.269231	0.0000000E+00
0.6875000	3.269231	-1.1999991E-04
-6.2500000E-02	3.653846	0.0000000E+00
0.1875000	3.653846	0.0000000E+00
0.4375000	3.653846	0.0000000E+00
0.6875000	3.653846	-1.1999991E-04
-6.2500000E-02	4.038462	0.0000000E+00
0.1875000	4.038462	0.0000000E+00
0.4375000	4.038462	0.0000000E+00

0.6875000	4.038462	-1.1999991E-04
-6.2500000E-02	4.423077	0.0000000E+00
0.1875000	4.423077	0.0000000E+00
0.4375000	4.423077	0.0000000E+00
0.6875000	4.423077	-1.1999991E-04
-6.2500000E-02	4.807693	0.0000000E+00
0.1875000	4.807693	0.0000000E+00
0.4375000	4.807693	0.0000000E+00
0.6875000	4.807693	-1.1999991E-04

4.1.3. Valores obtidos para os pontos da esteira

Os pontos da esteira de coordenadas $(x_{f_{b+1}}, y_{f_{b+1}}, z_{f_{b+1}})$ estão representados na tabela 3. Os ponto da esteira de coordenadas $(x_{f_{b+1}}, y_{f_{b+1}}, z_{f_{b+1}})$ são colocados nos pontos coincidentes com o bordo de fuga de coordenada $x_{f_{b+1}} = 3.75$. É efectuada uma leitura dos pontos de coordenada $x_{f_{b+1}}$ em cada ponto de coordenadas $y_{f_{b+1}}$ ao longo da envergadura da asa. Como temos 13 pontos definidos ao longo da envergadura, iremos ler também no total 13 pontos de coordenadas $(x_{f_{b+1}}, y_{f_{b+1}}, z_{f_{b+1}})$.

Tabela 3

$x_{f_{b+1}}$	$y_{f_{b+1}}$	$z_{f_{b+1}}$
3.75	0.0000000E+00	-2.0799984E-03
3.75	0.3846154	-2.0799984E-03
3.75	0.7692308	-2.0799984E-03
3.75	1.153846	-2.0799984E-03
3.75	1.923077	-2.0799984E-03
3.75	2.307692	-2.0799984E-03
3.75	2.692308	-2.0799984E-03

3.75	3.076923	-2.0799984E-03
3.75	3.461539	-2.0799984E-03
3.75	3.846154	-2.0799984E-03
3.75	4.230769	-2.0799984E-03
3.75	4.615385	-2.0799984E-03
3.75	5.000000	-2.0799984E-03

4.1.4. *Valores dos pontos dos vórtices e dos pontos de colocação rodados pelo ângulo alfa.*

Na tabela 4, obtemos os pontos de coordenadas (x_{f1}, y_f, z_{f1}) que representam os pontos de coordenadas (x_f, y_f, z_f) rodados pelo ângulo de ataque *alfa*. Nota-se neste caso que os únicos pontos que rodam, são os pontos de coordenadas (x_{f1}, z_{f1}) obtendo cinco pontos distintos de coordenada z_{f1} para cada ponto de coordenada x_{f1} ao longo da corda e 70 pontos no total definidos na asa inteira.

Tabela 4

x_{f1}	y_f	z_{f1}
-0.1867865	0.0000000E+00	1.6341701E-02
6.2262170E-02	0.0000000E+00	-5.4472340E-03
0.3113109	0.0000000E+00	-2.7236171E-02
0.5603560	0.0000000E+00	-4.9064953E-02
3.735548	0.0000000E+00	-0.3289061
-0.1867865	0.3846154	1.6341701E-02
6.2262170E-02	0.3846154	-5.4472340E-03
0.3113109	0.3846154	-2.7236171E-02
0.5603560	0.3846154	-4.9064953E-02
3.735548	0.3846154	-0.3289061
-0.1867865	0.7692308	1.6341701E-02
6.2262170E-02	0.7692308	-5.4472340E-03
0.3113109	0.7692308	-2.7236171E-02

0.5603560	0.7692308	-4.9064953E-02
3.735548	0.7692308	-0.3289061
-0.1867865	1.153846	1.6341701E-02
6.2262170E-02	1.153846	-5.4472340E-03
0.3113109	1.153846	-2.7236171E-02
0.5603560	1.153846	-4.9064953E-02
3.735548	1.153846	-0.3289061
-0.1867865	1.538462	1.6341701E-02
6.2262170E-02	1.538462	-5.4472340E-03
0.3113109	1.538462	-2.7236171E-02
0.5603560	1.538462	-4.9064953E-02
3.735548	1.538462	-0.3289061
-0.1867865	1.923077	1.6341701E-02
6.2262170E-02	1.923077	-5.4472340E-03
0.3113109	1.923077	-2.7236171E-02
0.5603560	1.923077	-4.9064953E-02
3.735548	1.923077	-0.3289061
-0.1867865	2.307692	1.6341701E-02
6.2262170E-02	2.307692	-5.4472340E-03
0.3113109	2.307692	-2.7236171E-02
0.5603560	2.307692	-4.9064953E-02
3.735548	2.307692	-0.3289061
-0.1867865	2.692308	1.6341701E-02
6.2262170E-02	2.692308	-5.4472340E-03
0.3113109	2.692308	-2.7236171E-02
0.5603560	2.692308	-4.9064953E-02
3.735548	2.692308	-0.3289061
-0.1867865	3.076923	1.6341701E-02
6.2262170E-02	3.076923	-5.4472340E-03
0.3113109	3.076923	-2.7236171E-02
0.5603560	3.076923	-4.9064953E-02
3.735548	3.076923	-0.3289061
-0.1867865	3.461539	1.6341701E-02

6.2262170E-02	3.461539	-5.4472340E-03
0.3113109	3.461539	-2.7236171E-02
0.5603560	3.461539	-4.9064953E-02
3.735548	3.461539	-0.3289061
-0.1867865	3.846154	1.6341701E-02
6.2262170E-02	3.846154	-5.4472340E-03
0.3113109	3.846154	-2.7236171E-02
0.5603560	3.846154	-4.9064953E-02
3.735548	3.846154	-0.3289061
-0.1867865	4.230769	1.6341701E-02
6.2262170E-02	4.230769	-5.4472340E-03
0.3113109	4.230769	-2.7236171E-02
0.5603560	4.230769	-4.9064953E-02
3.735548	4.230769	-0.3289061
-0.1867865	4.615385	1.6341701E-02
6.2262170E-02	4.615385	-5.4472340E-03
0.3113109	4.615385	-2.7236171E-02
0.5603560	4.615385	-4.9064953E-02
3.735548	4.615385	-0.3289061
-0.1867865	5.000000	1.6341701E-02
6.2262170E-02	5.000000	-5.4472340E-03
0.3113109	5.000000	-2.7236171E-02
0.5603560	5.000000	-4.9064953E-02
3.735548	5.000000	-0.3289061

Os pontos de coordenadas (x_{q1}, z_{q1}) da tabela 5 representam os pontos de coordenadas (x_q, z_q) rodados como para o caso dos vórtices de ferradura pelo ângulo de ataque *alfa*. Nota-se neste caso que os únicos pontos que rodam, são os pontos de coordenadas (x_{q1}, z_{q1}) obtendo quatro pontos distintos de coordenada z_q para cada ponto de coordenada x_{q1} ao longo da corda, ficando com 52 pontos no total que definem assim a asa toda.

Tabela 5

x_{q1}	y_q	z_{q1}
-6.2262170E-02	0.1923077	5.4472340E-03
0.1867865	0.1923077	-1.6341701E-02
0.4358352	0.1923077	-3.8130637E-02
0.6848734	0.1923077	-6.0039118E-02
-6.2262170E-02	0.5769231	5.4472340E-03
0.1867865	0.5769231	-1.6341701E-02
0.4358352	0.5769231	-3.8130637E-02
0.6848734	0.5769231	-6.0039118E-02
-6.2262170E-02	0.9615384	5.4472340E-03
0.1867865	0.9615384	-1.6341701E-02
0.4358352	0.9615384	-3.8130637E-02
0.6848734	0.9615384	-6.0039118E-02
-6.2262170E-02	1.346154	5.4472340E-03
0.1867865	1.346154	-1.6341701E-02
0.4358352	1.346154	-3.8130637E-02
0.6848734	1.346154	-6.0039118E-02
-6.2262170E-02	1.730769	5.4472340E-03
0.1867865	1.730769	-1.6341701E-02
0.4358352	1.730769	-3.8130637E-02
0.6848734	1.730769	-6.0039118E-02
-6.2262170E-02	2.115385	5.4472340E-03
0.1867865	2.115385	-1.6341701E-02
0.4358352	2.115385	-3.8130637E-02
0.6848734	2.115385	-6.0039118E-02
-6.2262170E-02	2.500000	5.4472340E-03
0.1867865	2.500000	-1.6341701E-02
0.4358352	2.500000	-3.8130637E-02
0.6848734	2.500000	-6.0039118E-02
-6.2262170E-02	2.884615	5.4472340E-03
0.1867865	2.884615	-1.6341701E-02

0.4358352	2.884615	-3.8130637E-02
0.6848734	2.884615	-6.0039118E-02
-6.2262170E-02	3.269231	5.4472340E-03
0.1867865	3.269231	-1.6341701E-02
0.4358352	3.269231	-3.8130637E-02
0.6848734	3.269231	-6.0039118E-02
-6.2262170E-02	3.653846	5.4472340E-03
0.1867865	3.653846	-1.6341701E-02
0.4358352	3.653846	-3.8130637E-02
0.6848734	3.653846	-6.0039118E-02
-6.2262170E-02	4.038462	5.4472340E-03
0.1867865	4.038462	-1.6341701E-02
0.4358352	4.038462	-3.8130637E-02
0.6848734	4.038462	-6.0039118E-02
-6.2262170E-02	4.423077	5.4472340E-03
0.1867865	4.423077	-1.6341701E-02
0.4358352	4.423077	-3.8130637E-02
0.6848734	4.423077	-6.0039118E-02
-6.2262170E-02	4.807693	5.4472340E-03
0.1867865	4.807693	-1.6341701E-02
0.4358352	4.807693	-3.8130637E-02
0.6848734	4.807693	-6.0039118E-02

4.1.5. *Comparação dos parâmetros aerodinâmicos obtidos com os do programa inicial.*

Depois de se ter implementado a nova geometria da asa, definindo assim os pontos que vão formar a planta da asa, assim como os pontos de colocação e os vórtices de ferradura que vão permitir calcular as forças aerodinâmicas e os seus respectivos coeficientes, obtivemos os resultados no quadro que se segue.

	L [N]	C_L	C_{Di}	C_m	L/L_∞	Γ/Γ_∞
t = 0.0 [s]	3339.2314	0.4452	0.0097	0.1170	0.9473	0.8893
t = 0.20 [s]	3317.6084	0.4423	0.0063	0.1091	0.9412	0.9414
t = 0.40 [s]	3330.4365	0.4441	0.0060	0.1092	0.9448	0.9480
t = 0.60 [s]	3334.5935	0.4446	0.0060	0.1093	0.9460	0.9495
t = 0.80 [s]	3336.2534	0.4448	0.0059	0.1093	0.9465	0.9501
t = 1.0 [s]	3128.4905	0.4171	0.0069	0.1012	0.8876	0.8946
t = 2.0 [s]	3123.1331	0.4164	0.0072	0.1015	0.8860	0.8894
t = 3.0 [s]	3122.6982	0.4164	0.0072	0.1015	0.8859	0.8893
t = 4.0 [s]	3122.6172	0.4163	0.0072	0.1015	0.8859	0.8893
t = 5.0 [s]	3122.5928	0.4163	0.0072	0.1014	0.8859	0.8893
t = 6.0 [s]	3122.5820	0.4163	0.0072	0.1014	0.8859	0.8893
t = 7.0 [s]	3122.5771	0.4163	0.0072	0.1014	0.8859	0.8893
t = 8.0 [s]	3122.5762	0.4163	0.0072	0.1014	0.8859	0.8893
t = 9.0 [s]	3122.5752	0.4163	0.0072	0.1014	0.8859	0.8893
t = 9.80 [s]	3122.571	0.4163	0.0072	0.1014	0.8859	0.8893

Da visualização dos resultados obtidos no quadro acima e comparativamente aos valores de output verificados no programa inicial, podemos afirmar que os valores dos parâmetros aerodinâmicos como a sustentação, o coeficiente de sustentação, o coeficiente de arrasto induzido, bem como o coeficiente de momento são perfeitamente idênticos. Podemos ver também que os valores dos parâmetros aerodinâmicos estabilizam-se a partir de $t = 7.0$ s, variando a partir deste tempo apenas por milésimas de segundo.

4.2. Visualização dos gráficos e das plantas das asas

Escolha-se o perfil SELIG SG 6210 para o estudo da aerodinâmica de uma asa com uma semi-envergadura de 1.25 m, ângulo de ataque de 6° , com 10 painéis ao longo da corda e 11 painéis ao longo da semi-envergadura. A velocidade do escoamento é de 10.75 m/s, o número de passos ao longo do tempo é 50 e o número de elementos

deformadores da esteira é 5. A asa é dividida em quatro estações onde vamos proceder às variações das coordenadas no sentido de observar os coeficientes aerodinâmicos e a representação geométrica de cada uma delas. Procede-se a variação da geometria da asa onde iremos estudar três casos: asa rectangular, asa com enflechamento e asa com diedro.

Um programa do método Lifting Line já implementado, irá servir de base para a comparação dos gráficos nos exemplos a seguir. As curvas obtidas do método VLM serão comparadas com as curvas do método Lifting Line nas mesmas condições anteriormente referidas.

1° Caso: asa rectangular.

1° Estação: $x = 0.0$; $c = 0.25$; $z = 0.0$, $\theta = 0.0$

2° Estação: $x = 0.0$; $c = 0.25$; $z = 0.0$, $\theta = 0.0$

3° Estação: $x = 0.0$; $c = 0.25$; $z = 0.0$, $\theta = 0.0$

4° Estação: $x = 0.0$; $c = 0.25$; $z = 0.0$, $\theta = 0.0$

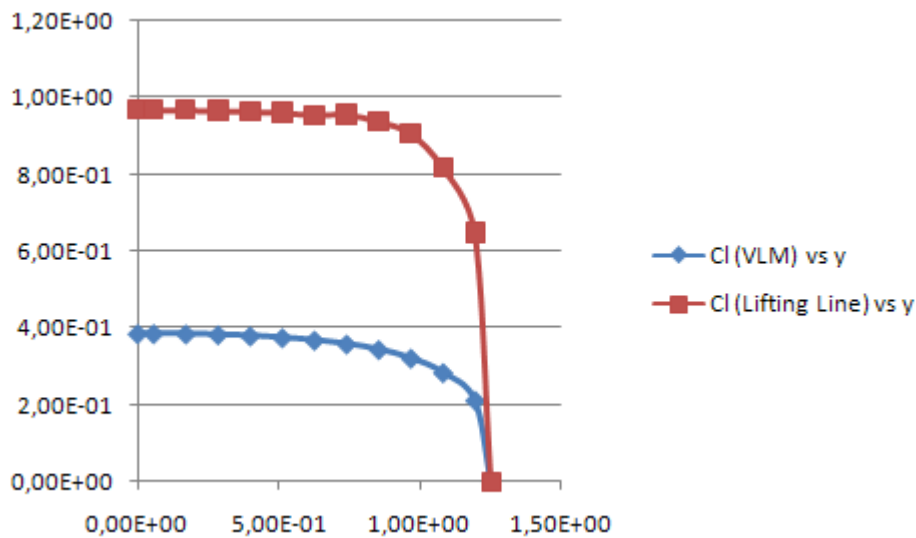


Figura 4.1 Gráfico de CI(VLM) e de CI(Lifting Line) em função de y no caso de a asa ser rectangular.

A partir do gráfico da figura 4.1, podemos observar que as curvas dos coeficientes de sustentação de CI (VLM) vs y e de CI (Lifting Line) vs y seguem a mesma tendência, diminuindo gradualmente até chegar ao valor nulo na ponta da asa.

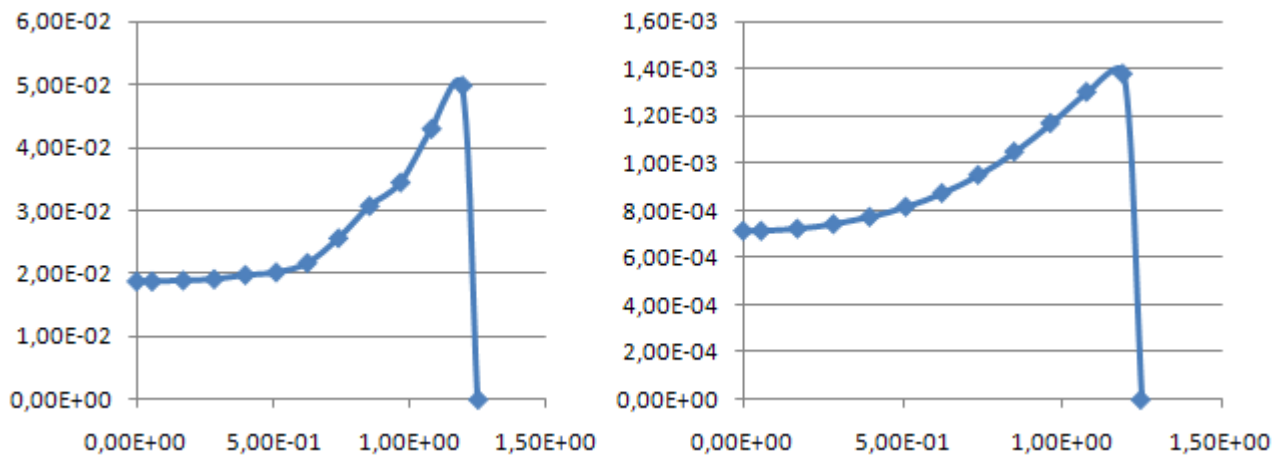


Figura 4.2 O Gráfico da esquerda representa a curva de Cdi (Lifting Line) vs y e o gráfico da direita mostra a curva de Cdi(VLM) vs y no caso de a asa ser rectangular.

Da visualização dos gráficos da figura 4.2, ambas as curvas apresentam a mesma evolução, aumentando gradualmente desde a raiz até atingir um pico para depois chegar ao valor nulo na ponta da asa.

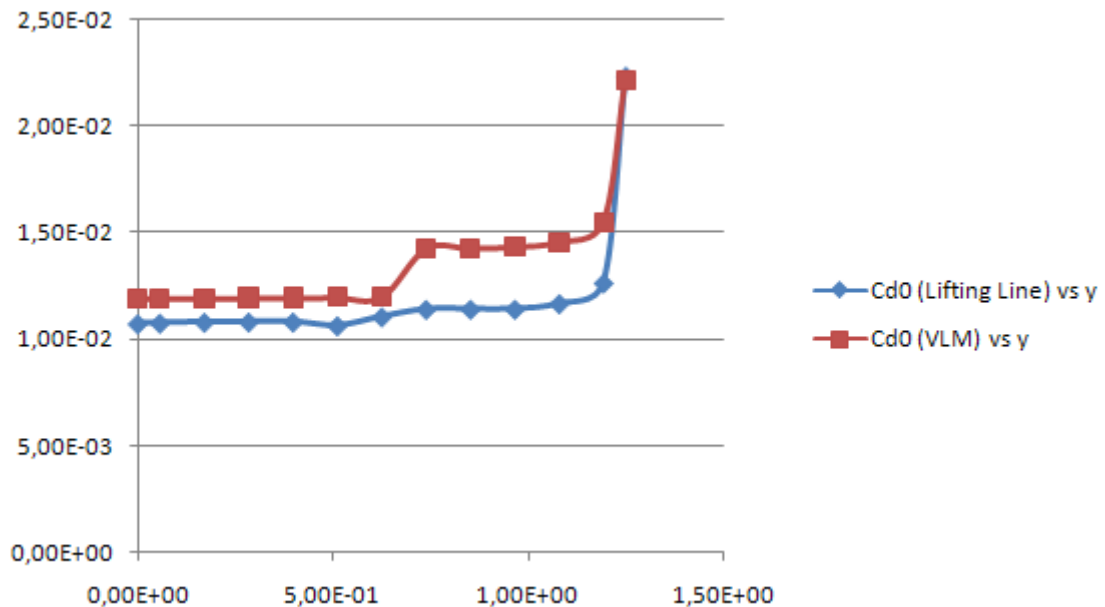


Figura 4.3 Curvas dos gráficos de Cd0(LiftingLine) e de Cd0(VLM) em função de y.

No gráfico anterior, são representadas as curvas de C_{d0} (VLM) e de C_{d0} (Lifting Line) em função de y . Apesar de ambas apresentarem a mesma evolução, a curva de C_{d0} (VLM) aumenta mais rapidamente do que a curva de C_{d0} (Lifting Line).

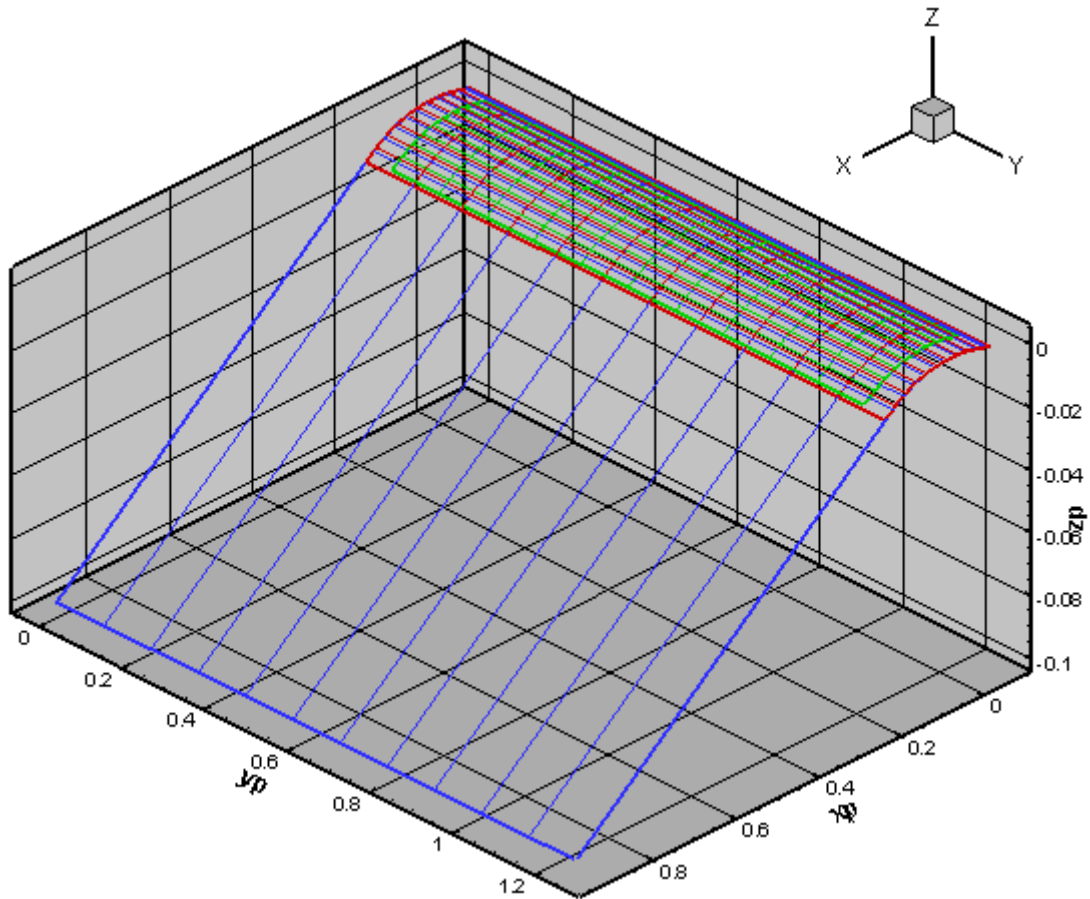


Figura 4.4 Representação da planta da asa com geometria retangular.

Observa-se na figura 4.4 a planta a vermelho e a esteira representada a azul a partir do bordo de fuga. Os pontos de colocação são as intercessões dos vértices em cada painel a verde e os vórtices nos diferentes painéis também a azul.

2° Caso: asa com enflechamento positivo.

1° Estação: $x = 0.0$; $c = 0.25$; $z = 0.0$, $\theta = 0.0$

2° Estação: $x = 0.0$; $c = 0.25$; $z = 0.0$, $\theta = 0.0$

3° Estação: $x = 0.03$; $c = 0.2$; $z = 0.0$, $\theta = 0.0$

4° Estação: $x = 0.05$; $c = 0.15$; $z = 0.0$, $\theta = 0.0$

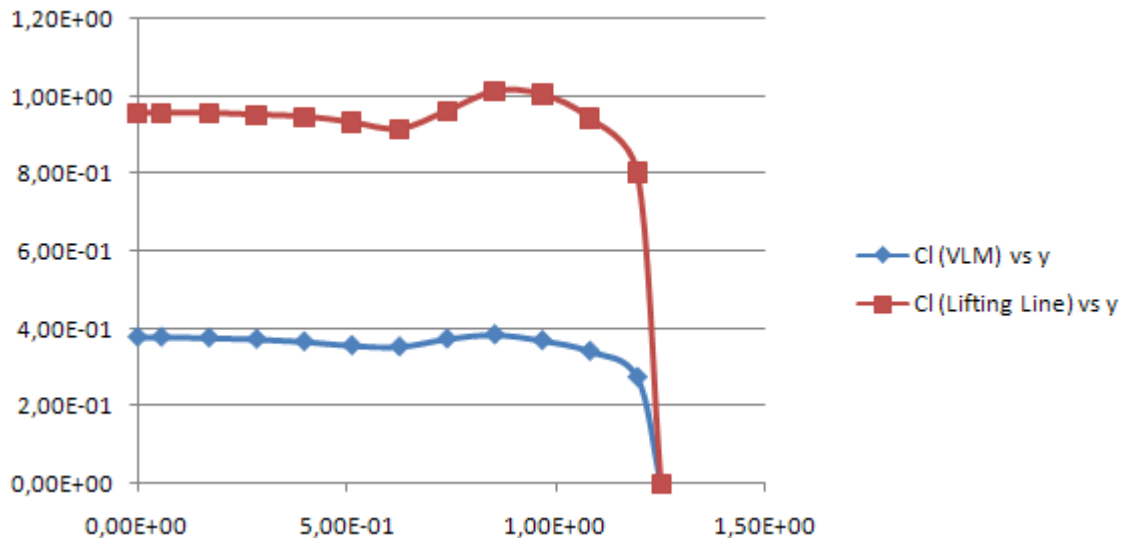


Figura 4.5 Curvas dos gráficos de CI(LiftingLine) e de CI(VLM) em função de y.

Na figura 4.5, podemos visualizar que ambas as curvas seguem a mesma tendência, atingindo um pico à terceira estação da asa e diminuindo para zero chegando a ponta da asa.

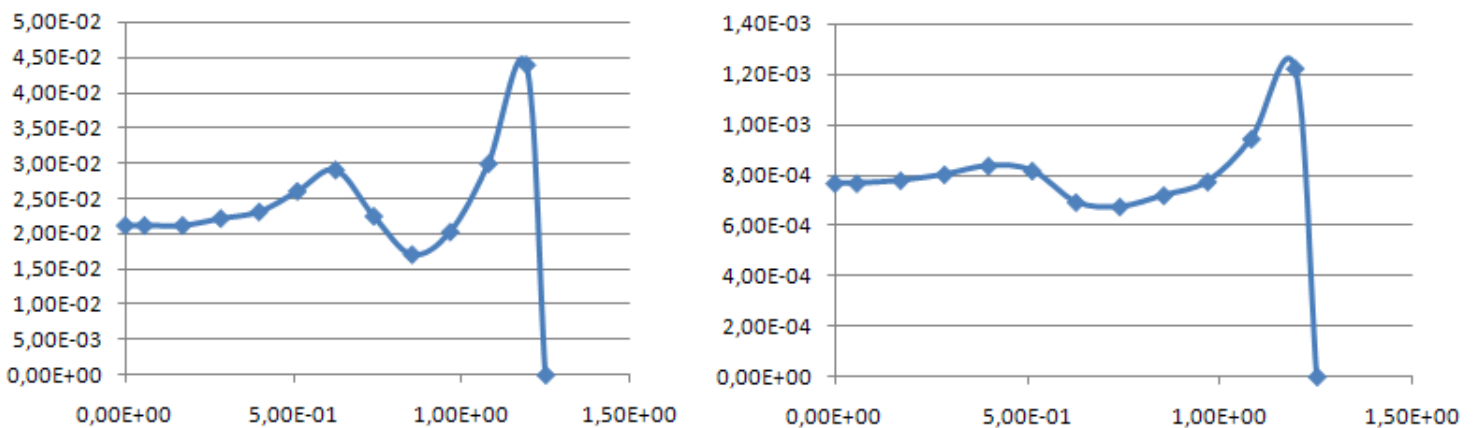


Figura 4.6 O Gráfico da esquerda representa a curva de CI (Lifting Line) vs y e o gráfico da direita mostra a curva de CI(VLM) vs y no caso de a asa ter enflechamento.

Podemos observar nos gráficos da figura acima que ambas as curvas seguem o mesmo percurso, aumentando lentamente da raiz da asa até chegar à um máximo no

meio da semi-envergadura, diminuindo depois até atingir um mínimo na terceira estação para voltar a aumentar até atingir um pico e chegar ao valor nulo na ponta da asa.

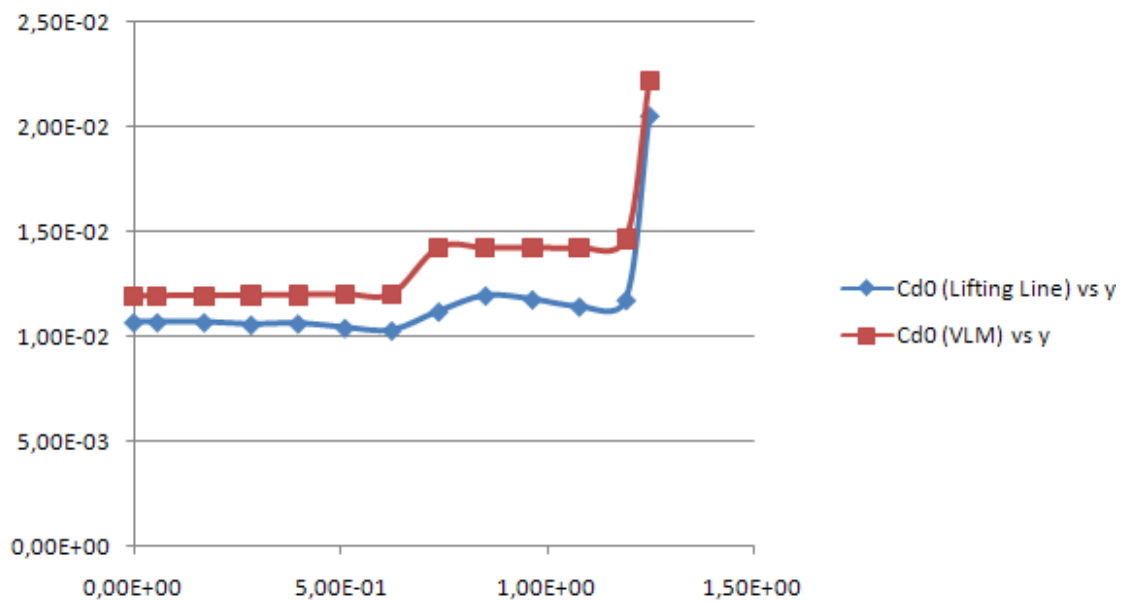


Figura 4.7 Curvas dos gráficos de Cd0(LiftingLine) e de Cd0(VLM) em função de y.

Na figura 4.7, da visualização do gráfico, podemos dizer que as curvas de Cd0 (VLM) e de Cd0 (Lifting Line) seguem a mesma tendência.

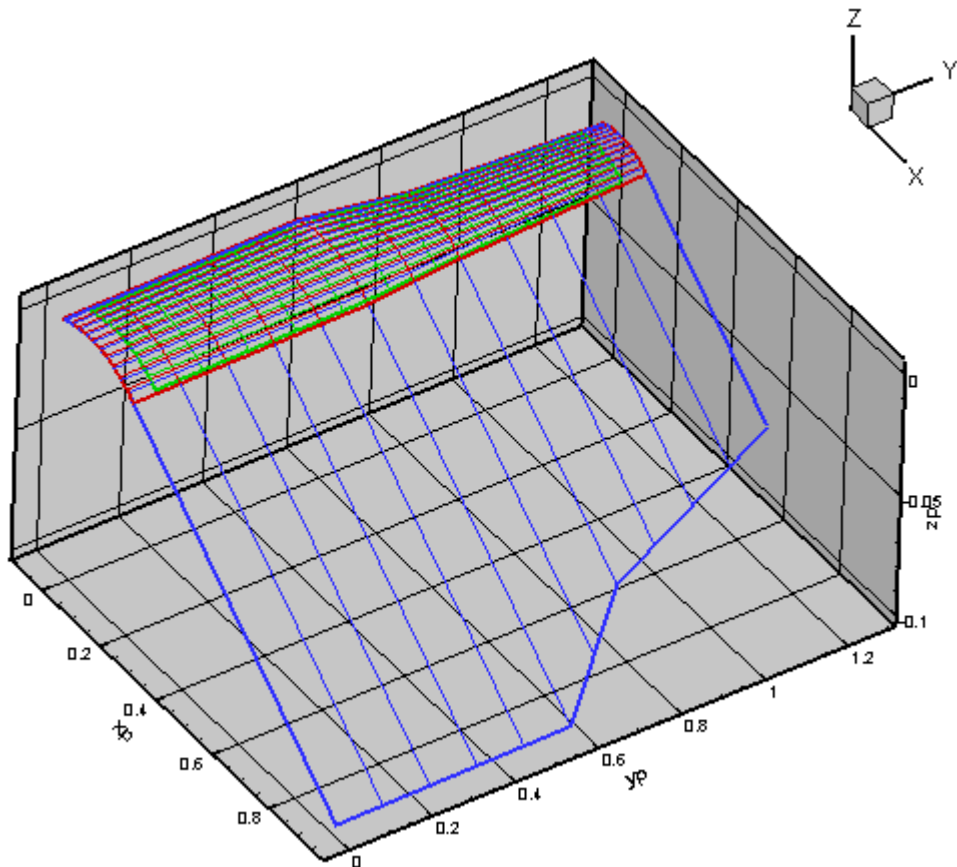


Figura 4.8 Representação da planta da asa com enflechamento positivo.

3° Caso: asa com diedro positivo.

1° Estação: $x = 0.0$; $c = 0.25$; $z = 0.1$; $\theta = 0.0$

2° Estação: $x = 0.0$; $c = 0.25$; $z = 0.15$; $\theta = 0.0$

3° Estação: $x = 0.0$; $c = 0.25$; $z = 0.2$; $\theta = 0.0$

4° Estação: $x = 0.0$; $c = 0.25$; $z = 0.25$; $\theta = 0.0$

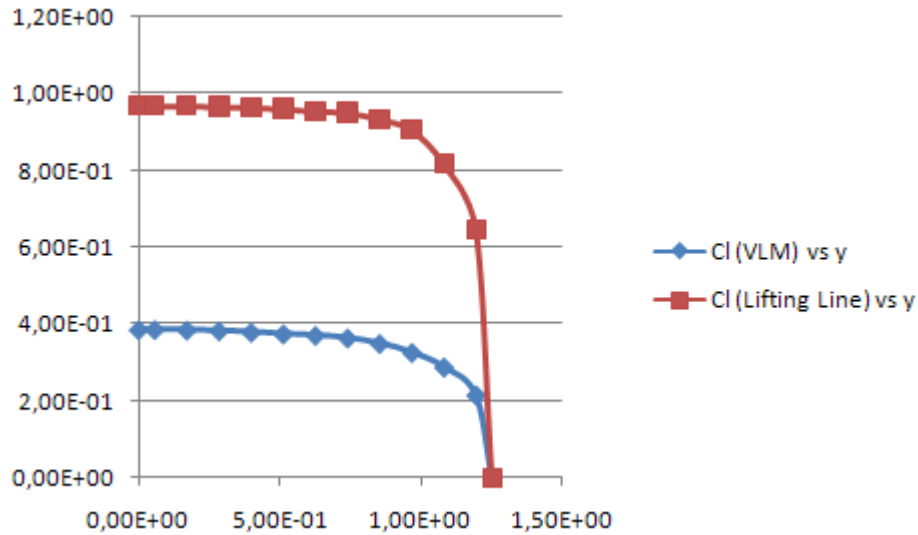


Figura 4.9 Gráfico de CI em função de y e cm em função de y no caso de a asa ter diedro positivo.

No caso de a asa ter diedro positivo, as curvas do gráfico acima de CI (VLM) vs y e de CI (Lifting Line) vs y seguem a mesma evolução, diminuindo progressivamente desde a raiz até chegar ao valor nulo na ponta da asa.

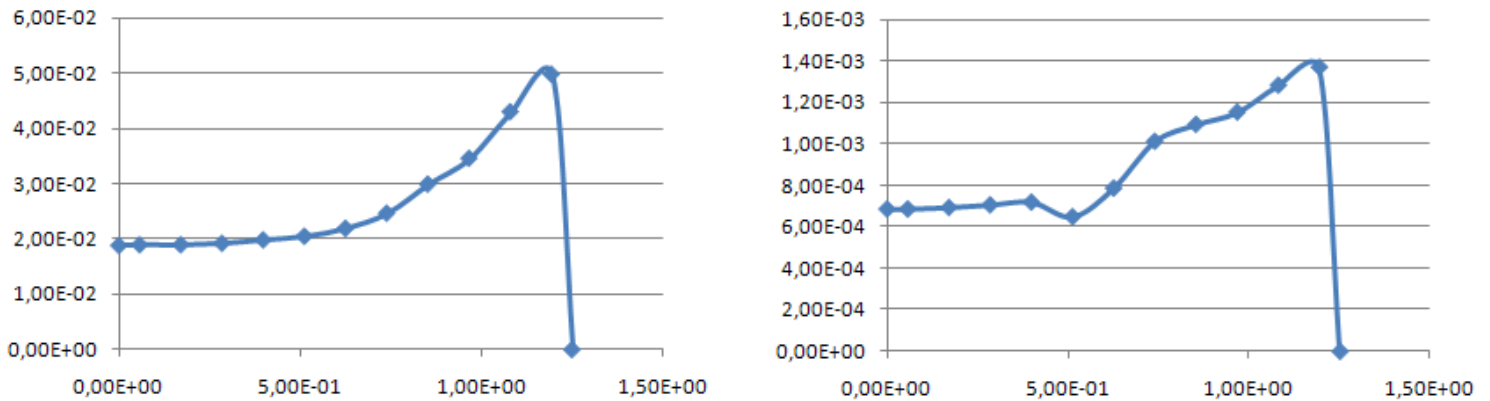


Figura 4.10 O Gráfico da esquerda representa a curva de CI (Lifting Line) vs y e o gráfico da direita mostra a curva de CI(VLM) vs y no caso de a asa ter diedro.

No gráfico 4.10, são apresentadas as curvas de CI (Lifting Line) e de CI(VLM) em função da semi-envergadura da asa. Ambas as curvas aumentam até atingir um máximo para depois se anular na ponta da asa. É de notar que no caso da curva de CI(VLM), há uma pequena diminuição próximo do meio da asa.

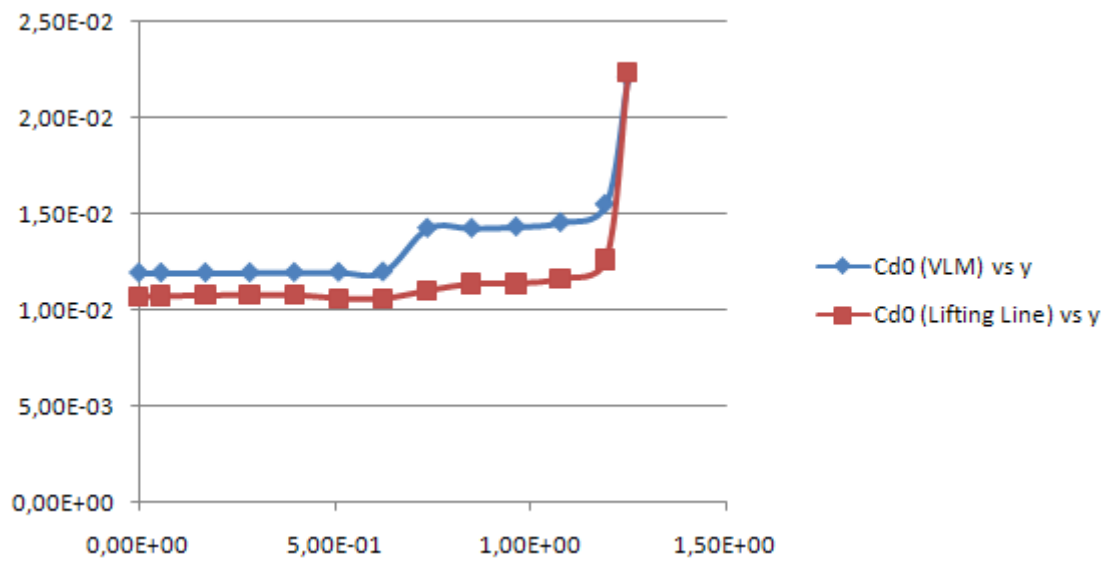


Figura 4.11 Curvas dos gráficos de Cd0(LiftingLine) e de Cd0(VLM) em função de y.

No gráfico 4.11, as curvas de Cd0 (VLM) e de Cd0 (Lifting Line) apresentam a mesma evolução apesar de se verificar um maior aumento da curva de Cd0 (VLM) ao longo da semi-envergadura da asa.

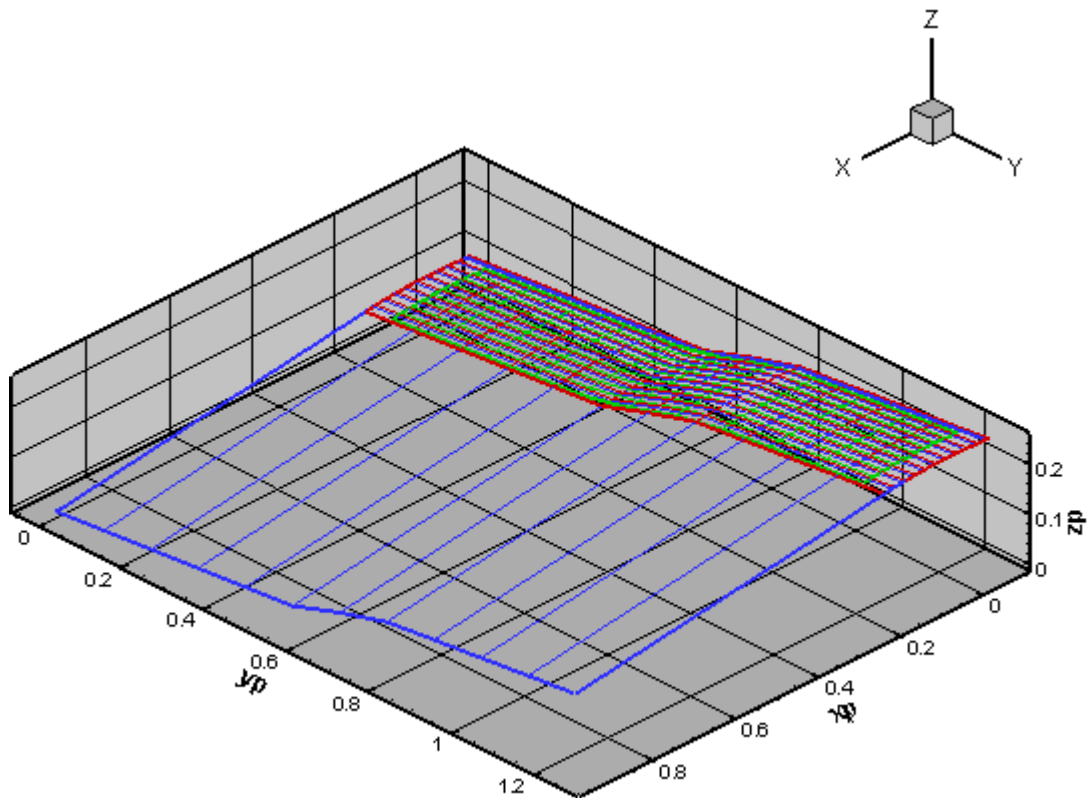


Figura 4.12 Representação da planta da asa com geometria com diedro positivo.

Na figura 4.12, podemos ver que a asa tem diedro positivo e que a esteira como seria de esperar, segue a trajectória do bordo de fuga.

5. Conclusões

Foi desenvolvido um programa numérico capaz de realizar variações na geometria da asa, podendo ter enflechamento, diedro e torção.

A implementação dos pontos que formam a geometria da asa, assim que os pontos de colocação e os vórtices de ferradura teve bons resultados visto que no final os parâmetros aerodinâmicos obtidos são absolutamente idênticos aos dos parâmetros aerodinâmicos de referência do programa inicial.

Esse programa numérico acoplado ao XFOIL, consegue tirar valores do coeficiente de arrasto parasita e portanto, do programa do método VLM que nos dá o coeficiente de arrasto induzido, conseguimos tirar o valor do coeficiente de arrasto total.

Foi estudado vários casos na variação da geometria da asa: asa rectangular, asa com enflechamento e asa com diedro, onde os coeficientes de sustentação, os coeficientes de arrasto e os coeficientes de arrasto induzido foram analisados e comparados com o método Lifting Line.

Notou se que na maioria dos casos, as curvas dos coeficientes aerodinâmicos do método VLM e do método Lifting Line apresentam a mesma tendência ao longo da semi-envergadura da asa.

Devidas as discrepâncias que se verifiquem entre os resultados dos coeficientes aerodinâmicos obtidos pelo programa inicial e pelos valores teóricos da aerodinâmica subsónica incompressível, não se pode concluir com toda a certeza que os valores obtidos pelo método VLM estejam de acordo com aquilo que se esperava.

Bibliografia

- [1] Katz, J., Plotkin, A., “*Low-Speed Aerodynamics*”, San Diego State University, 2002.
- [2] Anderson, J.D.Jr., “*Fundamental of Aerodynamics*”, 4th Edition, McGraw-Hill International Edition, University of Maryland, 2007.
- [3] Lan, C.E., “*A Quasi-Vortex-Lattice Method in Thin Wing Theory*”, *Journal of Aircraft*, Vol.11, No. 9, September 1974, pp. 518-527.
- [4] Hough, Gary R., “*Remarks on Vortex-Lattice Methods*”, *Journal of Aircraft*, Vol. 10, No. 5, May 1973, pp. 314-317.
- [5] Bertin, J.J., and Smith, M.L., “*Aerodynamics for Engineers*”, Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs, 2nd Ed., 1989, pp: 261-282, 3rd Ed. 1998, pp: 291-311.
- [6] Gamboa, P.V, “*Multidisciplinary design optimization of Morphing aircraft*”, Universidade da Beira Interior, 2007.