

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO  
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS**

**Renan Sakai Moron**

**Análise de dispositivo hipersustentador 2D**

**São Carlos**

**2025**



**Renan Sakai Moron**

## **Análise de dispositivo hypersustentador 2D**

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia Aeronáutica, da Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Engenheiro Aeronáutico.

Orientador: Prof. Dr. João Paulo Eguea

**São Carlos  
2025**

AUTORIZO A REPRODUÇÃO E DIVULGAÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTA TRABALHO,  
POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO PARA FINS DE ESTUDO E  
PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

S856m	<p>Moron, Renan S.</p> <p>Análise de dispositivo hipersustentador 2D / Renan Sakai Moron ; orientador João Paulo Eguea. – São Carlos, 2025. 53 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.</p> <p>Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, 2025.</p> <p>1. LaTeX. 2. abnTeX. 3. Classe USPSC. 4. Editoração de texto. 5. Normalização da documentação. 6. Tese. 7. Dissertação. 8. Documentos (elaboração). 9. Documentos eletrônicos. I. Eguea, João Paulo, orient. II. Título.</p>
-------	--




**FOLHA DE APROVAÇÃO**  
*Approval sheet*

<b>Candidato / Student:</b> Renan Sakai Moron
<b>Título do TCC / Title :</b> Análise de dispositivo hipersustentador 2D
<b>Data de defesa / Date:</b> 08/07/2025

<b>Comissão Julgadora / Examining committee</b>	<b>Resultado / result</b>
Professor Doutor João Paulo Eguea	APROVADO
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Professor Associado Paulo Celso Greco Jr.	APROVADO
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Professor Associado Hernan Dario Ceron Muñoz	APROVADO
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	

Presidente da Banca / Chair of the Examining Committee:

  
\_\_\_\_\_  
Professor Doutor João Paulo Eguea  
(assinatura / signature)



*Este trabalho é dedicado primeiramente à minha família  
mas também aos amigos, professores e todos que tenham  
contribuído com a minha formação.*



## **AGRADECIMENTOS**

Agradeço, primeiramente, à minha família, que me introduziu ao mundo das Ciências Exatas e me estimulou, durante todo o meu crescimento, a focar nos estudos.

Agradeço a cada amigo(a) que fiz durante minha caminhada na universidade, seja durante os cursos de Ciência da Computação, Engenharia da Computação ou Engenharia Aeronáutica, por cada resumo compartilhado, pelas horas em sala tentando entender a matéria e pelas conversas para aliviar a tensão da graduação.

Agradeço à equipe EESC-USP Aerodesign, onde pude ter grandes conexões, experiências marcantes e, principalmente, complementar minha formação como engenheiro aeronáutico, aprendendo a pesquisar, modelar e realizar os desafios e objetivos que me foram dados durante as competições.

Por fim, agradeço a todo o corpo técnico e docente da USP São Carlos e da EESC e, em especial, ao Departamento de Engenharia Aeronáutica, onde sempre tive ajuda para resolver minhas questões burocráticas e tirar dúvidas das disciplinas.



*“Se enxerguei mais longe é porque me apoiei em ombros de gigantes.”*

*Isaac Newton*





## RESUMO

MORON, R.S. **Análise de dispositivo hipersustentador 2D**. 2025. 53 p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2025.

Este trabalho realizou uma análise aerodinâmica computacional de um dispositivo hipersustentador tipo flap de fenda única em um perfil de asa 2D, visando otimizar sua configuração geométrica. Utilizando o aerofólio NACA 23018 como referência, a metodologia combinou uma rotina Python para parametrização com simulações CFD no OpenFOAM, aplicando o modelo de turbulência Spalart-Allmaras. Variando sistematicamente a translação horizontal, translação vertical e o ângulo de rotação (deflexão) do flap, os resultados foram avaliados em termos de coeficientes de sustentação ( $C_l$ ), arrasto ( $C_d$ ) e razão sustentação/arrasto ( $L/D$ ). A configuração ótima, com  $L/D$  maximizada, envolveu translações específicas e uma deflexão de 10 graus. Concluiu-se que as translações funcionam como ajuste fino para a eficiência aerodinâmica, enquanto a rotação do flap é crucial para grandes incrementos de sustentação, validando a eficácia do flap de fenda única na melhoria do desempenho aerodinâmico e destacando a importância de um posicionamento preciso.

**Palavras-chave:** dispositivo hipersustentador. flap de fenda única. análise aerodinâmica computacional. CFD. Parametrização.



## ABSTRACT

MORON, R.S. **Analysis of 2D high-lift device**. 2025. 53 p. Monograph (Conclusion Course Paper) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2025.

This study conducted a computational aerodynamic analysis of a single-slotted flap high-lift device on a 2D airfoil, aiming to optimize its geometric configuration. Using the NACA 23018 airfoil as a reference, the methodology combined a Python routine for parametrization with CFD simulations in OpenFOAM, applying the Spalart-Allmaras turbulence model. Systematically varying the flap's horizontal translation, vertical translation, and angle of rotation (deflection), the results were evaluated in terms of lift ( $C_l$ ), drag ( $C_d$ ), and lift-to-drag ratio ( $L/D$ ) coefficients. The optimal configuration, with maximized  $L/D$ , involved specific translations and a 10-degree deflection. It was concluded that translations act as a fine-tuning mechanism for aerodynamic efficiency, while flap rotation is crucial for significant lift increments, validating the effectiveness of the single-slotted flap in improving aerodynamic performance and highlighting the importance of precise positioning.

**Keywords:** high-lift device. single-slotted flap. computational aerodynamic analysis. CFD. Parameterization.



## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Tendência de efeito dos dispositivos hiper sustentadores . . . . .	25
Figura 2 – Tipos de dispositivos hipersustentadores de bordo de fuga . . . . .	26
Figura 3 – Imagem de EMBRAER ERJ145 decolando . . . . .	27
Figura 4 – Tendência de comportamento do flap . . . . .	29
Figura 5 – Flap simples . . . . .	30
Figura 6 – Flap com fenda única . . . . .	31
Figura 7 – Distribuições de velocidade em um aerofólio com e sem um vórtice localizado como mostrado. $s$ é o comprimento do arco em torno da superfície do aerofólio começando no bordo de fuga, medido no sentido horário. O perímetro total é a unidade. . . . .	31
Figura 8 – Apresentam-se as distribuições teóricas de pressão típicas para um aerofólio de dois elementos, corrigidas considerando-se a camada limite. A velocidade de dumping é denotada pelas setas. Incluída está também a distribuição canônica de pressão para a superfície superior, assim como a distribuição de pressão para o aerofólio principal isoladamente. Esta última exhibe claramente o efeito favorável de um slat, com $\alpha = 13, 15$ e $c_t = 1, 45$ para o aerofólio de dois elementos. . . . .	32
Figura 9 – Ponto de vórtice usado para simular um flap ranhurado. O vórtice aumenta o $Cl$ do aerofólio em $\alpha = 15$ de 2,59 para 3,36. As pressões na aresta de ataque são grandemente aumentadas pela ação do vórtice. . . . .	33
Figura 10 – Distribuição de pressão em um aerofólio de três elementos formado por três seções NACA 63 <sub>2</sub> -615, dispostas conforme ilustrado. Todos os elementos estão no mesmo ângulo de ataque de $10^\circ$ . Também é mostrada a distribuição de pressão no aerofólio simples básico a $10^\circ$ de ataque. As fendas dos slots são de 1% de cada corda. . . . .	34
Figura 11 – Aerofólio típico de três elementos, mostrando o efeito da velocidade de dumping. As setas indicam a velocidade de dumping. Trata-se de um aerofólio NACA 23012 com $\alpha = 8$ . A linha marcada " <i>trailing edge level</i> " (nível da borda de fuga) representa a velocidade de dumping na borda de fuga dividida pela velocidade máxima no elemento principal. . . . .	35
Figura 12 – Parametrização do flap utilizada por (Benini, 2011). . . . .	36
Figura 13 – Parametrização do bordo de ataque do flap. . . . .	37
Figura 14 – arredondamento de regiões com ângulos pontiagudos . . . . .	38
Figura 15 – Exemplo de configuração com flap estendido . . . . .	39
Figura 16 – Região de malha prismática . . . . .	39
Figura 17 – Região próxima ao aerofólio . . . . .	40

Figura 18 – Região distante ao aerofólio . . . . .	40
Figura 19 – Malha Final . . . . .	41
Figura 20 – Convergência de malha . . . . .	41
Figura 21 – CP por x no aerofólio rodado no Xfoil . . . . .	42
Figura 22 – Coeficientes na translação em X do flap . . . . .	43
Figura 23 – Campo de pressões para $gapx = 0.1$ . . . . .	43
Figura 24 – CP por x no aerofólio para $gapx = 0.1$ . . . . .	44
Figura 25 – Campo de velocidades para $gapx = 0.1$ . . . . .	44
Figura 26 – Linhas de corrente para $gapx = 0.1$ . . . . .	45
Figura 27 – Coeficientes na translação em Y do flap . . . . .	45
Figura 28 – Campo de pressões para $gapy = -0.01$ . . . . .	46
Figura 29 – CP por x no aerofólio para $gapy = -0.01$ . . . . .	46
Figura 30 – Campo de velocidades para $gapy = -0.01$ . . . . .	47
Figura 31 – Linhas de corrente para $gapy = -0.01$ . . . . .	47
Figura 32 – Coeficientes na rotação do flap . . . . .	48
Figura 33 – Campo de pressões para $\delta = 15$ . . . . .	48
Figura 34 – CP por x no aerofólio para $\delta = 15$ . . . . .	49
Figura 35 – Campo de velocidades para $\delta = 15$ . . . . .	49
Figura 36 – Linhas de corrente para $\delta = 15$ . . . . .	50

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Coeficientes encontrados do NACA23018 no Xfoil . . . . .	42
---	----





## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

TED	Defletir o flap para baixo
TEU	Defletir o flap para cima
AOA	Ângulo de ataque
$C_l$	Coeficiente de sustentação
$C_d$	Coeficiente de arrasto
$L/D$	Razão entre sustentação e arrasto
$C_p$	Coeficiente de pressão



## LISTA DE SÍMBOLOS

$\alpha$	Ângulo de ataque
$\delta$	Ângulo do flap
$Y+$	Distância adimensional da primeira célula da malha a partir de uma superfície sólida
$m$	Metros



## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>25</b>
<b>2</b>	<b>DESENVOLVIMENTO</b>	<b>29</b>
<b>2.1</b>	<b>Revisão bibliográfica</b>	<b>29</b>
2.1.1	Princípio de funcionamento do flap	29
2.1.2	Parâmetros de análise e desempenho	35
<b>2.2</b>	<b>Metodologia</b>	<b>36</b>
2.2.1	Método de Parametrização do flap	36
2.2.2	Método de geração de malha	37
2.2.3	Convergência de malha	40
2.2.4	Modelagem computacional do fenômeno	40
<b>2.3</b>	<b>Resultados e discussões</b>	<b>42</b>
<b>3</b>	<b>CONCLUSÃO</b>	<b>51</b>
3.0.1	Sugestão de trabalhos futuros	51
	<b>REFERÊNCIAS</b>	<b>53</b>

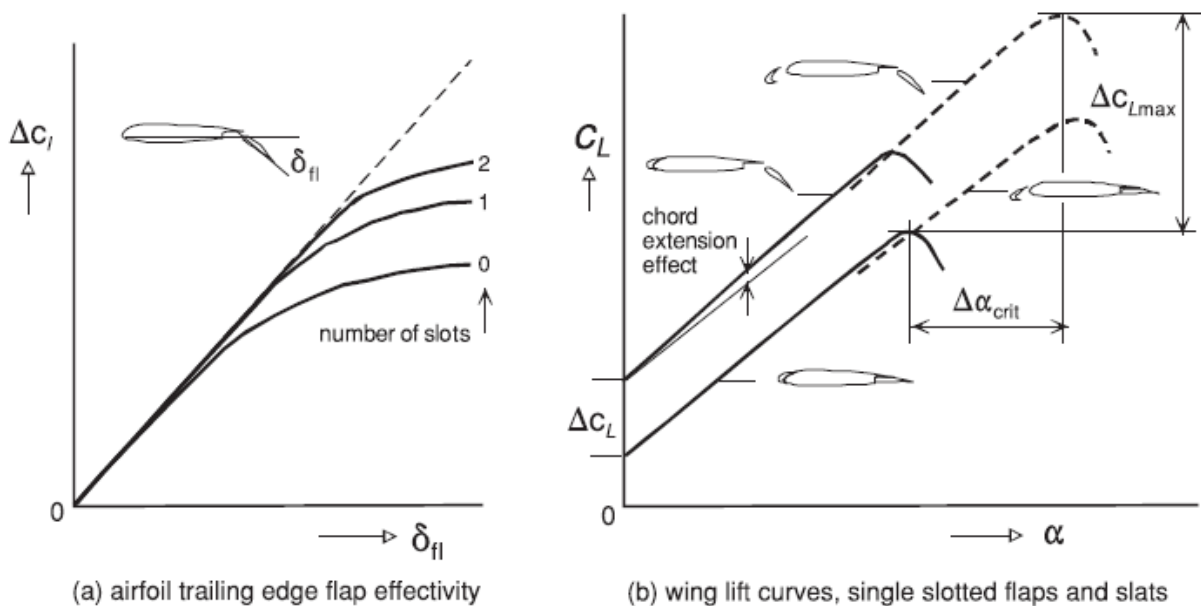


## 1 INTRODUÇÃO

Na aviação, busca-se continuamente a otimização do desempenho e da segurança das aeronaves. Nesse contexto, os hipersustentadores desempenham um papel crucial, sendo um dos sistemas mais importantes para garantir operações aéreas eficientes e seguras. Essas superfícies aerodinâmicas móveis, estrategicamente incorporadas às asas, permitem um incremento de sustentação em fases críticas como decolagem e pouso, o que possibilita o uso de uma configuração de cruzeiro mais eficiente. A capacidade de gerar sustentação adicional em baixas velocidades confere aos hipersustentadores uma importância inquestionável na performance geral das aeronaves, sendo observados em aeronaves para todo tipo de operação, o que torna a operação possível em uma ampla gama de condições e aeroportos.

Os dispositivos hipersustentadores apresentam-se de inúmeras formas e, de modo geral, são cruciais para otimizar o desempenho das aeronaves. Eles funcionam principalmente de duas maneiras: retardando o descolamento da camada limite, o que permite maiores ângulos de ataque e prolonga o início do estol da asa (como fazem os geradores de vórtice e slats), ou aumentando o camber efetivo do aerofólio, o que resulta em maior sustentação para um mesmo ângulo de ataque (exemplo clássico são os flaps). Seu efeito no  $C_L$  pode ser visto na figura 1

Figura 1 – Tendência de efeito dos dispositivos hiper sustentadores



Fonte: (Torenbeek, 2013).

Segundo Gudmundsson, dispositivos hipersustentadores na borda de fuga ou flaps são cruciais para a decolagem e aterrissagem de aeronaves, aumentando o coeficiente

máximo de sustentação por alterarem a curvatura do aerofólio. Embora melhorem a sustentação, também afetam o momento de arfagem, aumentam o arrasto e impactam o projeto estrutural devido às grandes forças envolvidas. A análise desses dispositivos é complexa, muito dependente de testes em túnel de vento devido aos efeitos da viscosidade, embora simulações computacionais sejam cada vez mais utilizadas. Os flaps, foram pesquisados pela primeira vez em 1914, foram amplamente adotados na década de 1930 para otimizar pousos e decolagem de aeronaves com razão peso/potência menores, assim permitindo que essas aeronaves operassem com segurança. Existem muitas configurações de flaps, sendo o flap de fenda única o abordado nesse trabalho.

Figura 2 – Tipos de dispositivos hipersustentadores de bordo de fuga

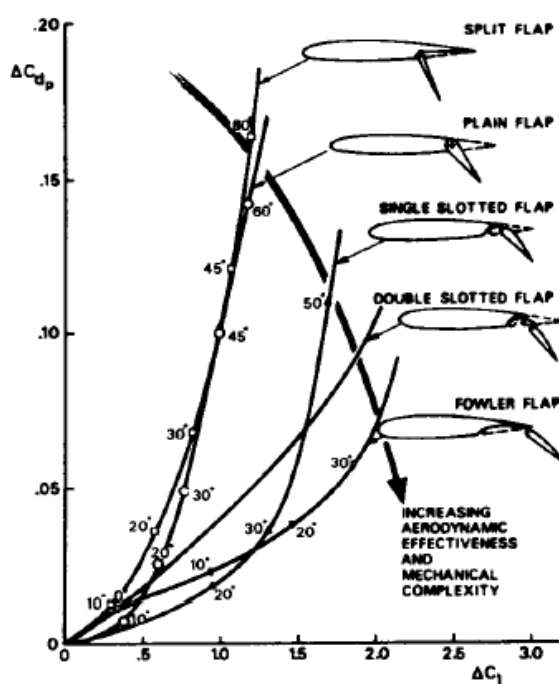


Fig. 7-24. Trends in performance of trailing-edge flaps.

Fonte: (Torenbeek, 1982).

Para este trabalho, estudaremos o impacto de um hipersustentador em uma aeronave regional, especificamente no EMBRAER 145 (figura 3). Esta aeronave utiliza um perfil de asa NACA 23018 com uma corda média de 2.1 metros e atinge uma velocidade de estol de 45 m/s com seu sistema hipersustentador acionado. É importante notar que, embora os dispositivos hipersustentadores do EMB 145 não incluam slats, eles contam com um flap de fenda dupla.

Neste trabalho, focaremos na análise dos flaps, mais especificamente do flap de fenda única, que são dispositivos hipersustentadores do bordo de fuga. Para isso utilizaremos uma rotina em linguagem *Python* para a parametrização e uma integração dessa linguagem



Figura 3 – Imagem de EMBRAER ERJ145 decolando



Fonte: (Cardoso, 2024).

com o gerador de malha *Gmsh*. Posteriormente, as simulações serão executadas na API *OpenFoam*, a fim de analisar o comportamento e os efeitos de aumentar o ângulo de ataque  $\delta$ , o gap e o overlap do flap em relação ao aerofólio principal.



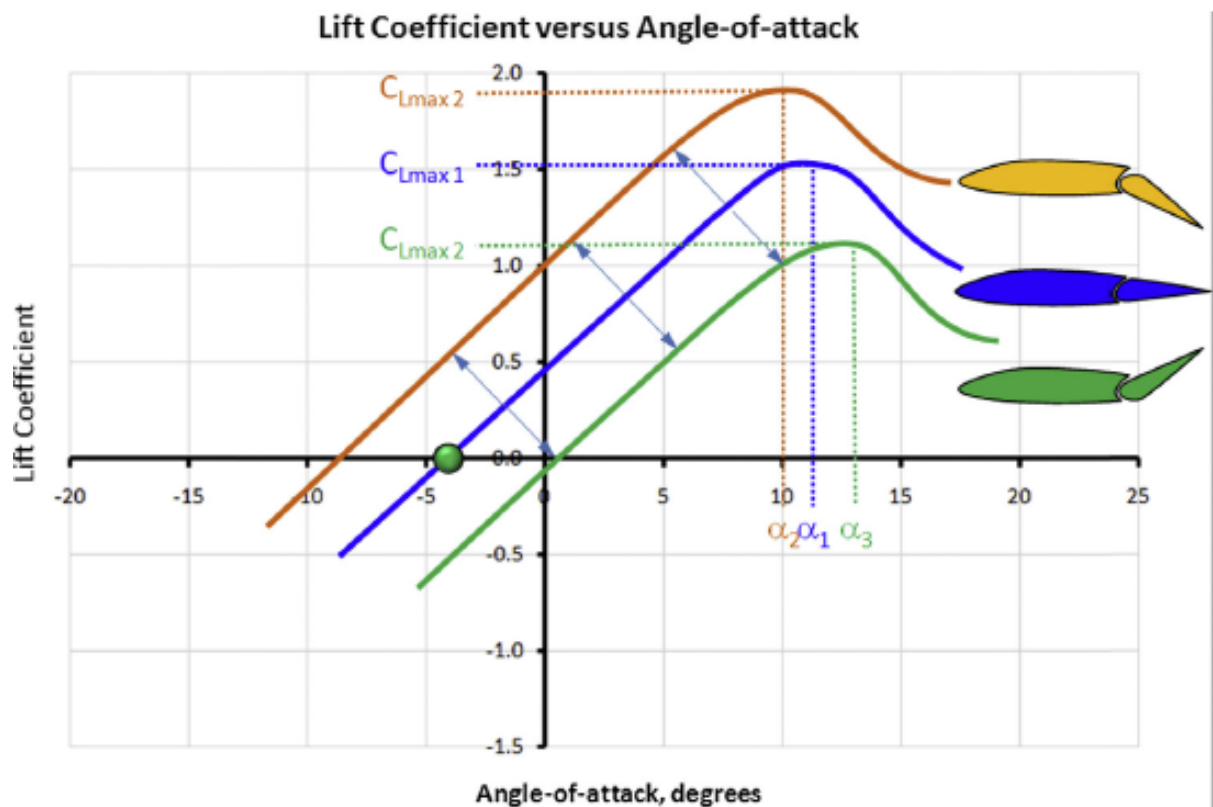
## 2 DESENVOLVIMENTO

### 2.1 Revisão bibliográfica

#### 2.1.1 Princípio de funcionamento do flap

Segundo Gudmundsson, flaps alteram significativamente as características aerodinâmicas de um aerofólio. Defletir o flap para baixo (TED - Trailing Edge Down) aumenta a sustentação, o arrasto e o momento de arfagem, deslocando a curva de sustentação para cima e para a esquerda devido ao aumento da curvatura. Por outro lado, defletir o flap para cima (TEU - Trailing Edge Up) diminui a curvatura do aerofólio, deslocando a curva de sustentação para baixo e para a direita, e também aumentando o arrasto. Ambas as deflexões (TED e TEU) deslocam o ângulo de ataque de estol (AOA), como demonstra a figura 4.

Figura 4 – Tendência de comportamento do flap

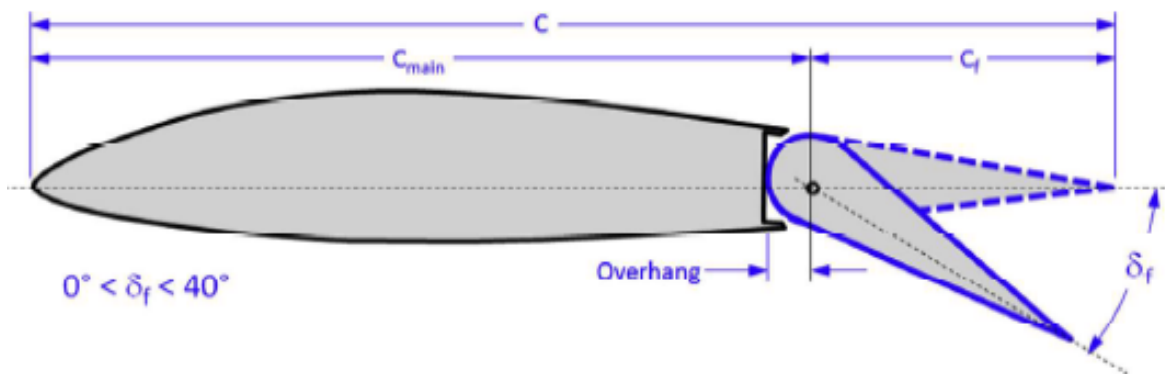


Fonte: (GUDMUNDSSON, 2014).

Existem inúmeras configurações de flaps, sendo a configuração mais simples sendo o flap simples que é descrito por gudmundsson como uma superfície hipersustentadora básica que se move apenas por rotação. É uma solução muito comum para superfícies de controle (aileron, profundor, leme), sendo um semicírculo articulado na base de um

triângulo. Seu design simples, com a linha de articulação no centro do círculo, garante que não haja folga ao defletir, permitindo um sistema de controle confiável além de um método eficaz e barato para ajustar a sustentação, especialmente quando grandes deflexões não são necessárias. Por isso, é amplamente utilizado na maioria das aeronaves. Porém uma das desvantagens é um aumento relativamente baixo no  $Cl_{max}$ , quando comparado a tipos de flaps mais sofisticados.

Figura 5 – Flap simples



Fonte: (GUDMUNDSSON, 2014).

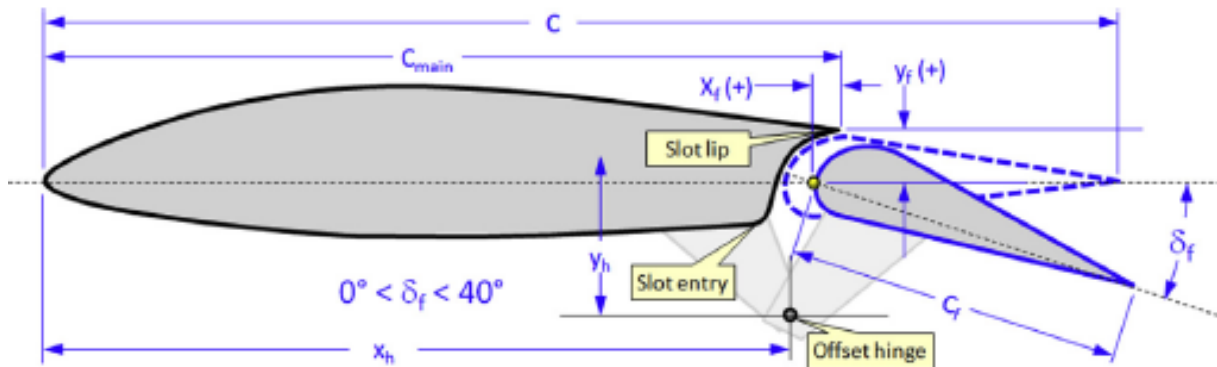
Neste trabalho queremos analisar flaps que melhoram as condições de decolagem e pouso em aeronaves regionais com as dimensões do EMBRAER 145, sendo essa configuração de flap não sendo comumente implementada para essa função por seu aumento relativamente baixo no  $Cl_{max}$ , embora a aeronave citada tenha a implementação de um flap de fenda supla, será estudada a configuração do flap mais simples voltado para otimização de pousos e decolagens de aeronaves do porte do embraer 145 o flap com fenda única.

O flap com fenda única é apresentado em Gudmudsson como uma versão aprimorada do flap simples, combinando rotação e translação para aumentar a corda do aerofólio e abrir uma fenda. A analogia de vórtices de A. M. O. Smith explica seu funcionamento, mostrando que a fenda é essencial para a formação de dois vórtices, o que eleva significativamente o  $Cl_{max}$ . Aerofólios de curvatura variável sem fendas, por exemplo, não formam esses vórtices e, portanto, resultam em  $Cl_{max}$  menores. O flap com fenda única é o dispositivo hipersustentador de borda de fuga mais comum em aeronaves de Aviação Geral, oferecendo um  $Cl_{max}$  superior ao do flap simples e menos arrasto que outros tipos, com capacidade de deflexão de até 50°.(GUDMUNDSSON, 2014)

A. M. O. Smith lista cinco efeitos principais que ocorrem em aerofólios multielementos, especialmente em fendas quando projetadas corretamente.

O primeiro efeito, denominado "Efeito Slat", cujo mecanismo fundamental é bem ilustrado pela Figura 7, descreve como um elemento de bordo de ataque (slat) otimiza o fluxo sobre o aerofólio principal. A ideia central, explicada por uma analogia de vórtice

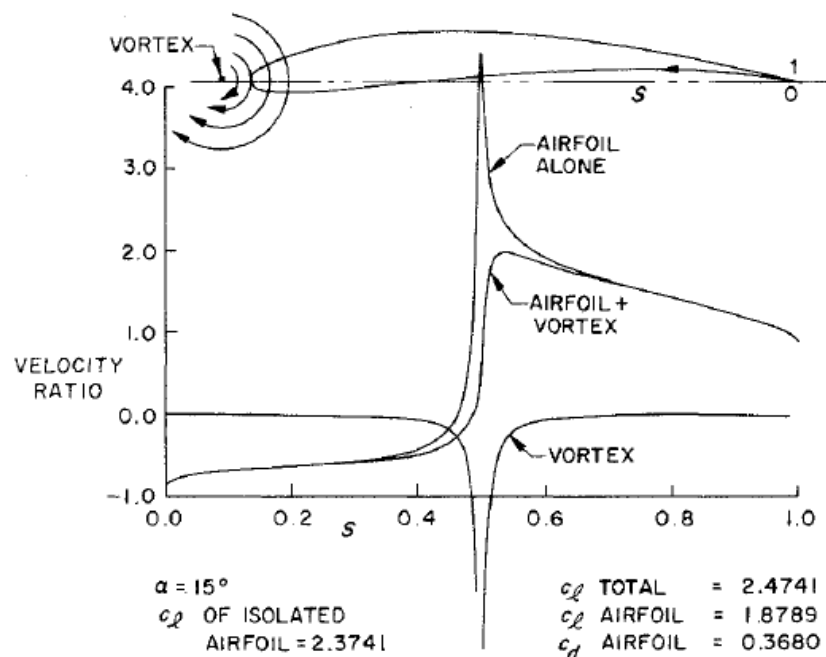
Figura 6 – Flap com fenda única



Fonte: (GUDMUNDSSON, 2014).

pontual, é que um slat em sustentação gera uma circulação que induz velocidades contrárias às que naturalmente se formariam no bordo de ataque do aerofólio principal. Isso resulta em uma redução significativa dos picos de pressão negativa (sucção) nessa região, como detalhado nas distribuições de pressão da Figura 7. Essa atenuação do pico de sucção permite que a camada limite mantenha-se aderida de forma mais eficaz, mesmo sob altos ângulos de ataque.

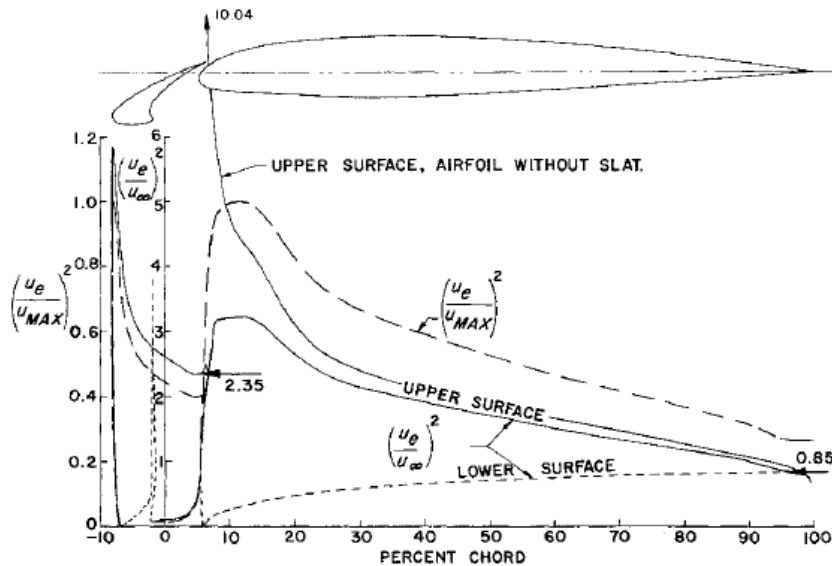
Figura 7 – Distribuições de velocidade em um aerofólio com e sem um vórtice localizado como mostrado.  $s$  é o comprimento do arco em torno da superfície do aerofólio começando no bordo de fuga, medido no sentido horário. O perímetro total é a unidade.



Fonte: (A.M.O.Smith, 1975).

A. M. O. Smith também enfatiza que é fundamental desmistificar a concepção errônea de que o slat atua como um "soprador" de ar de "alta energia", contudo, ele reduz a velocidade e a pressão do pico de sucção do aerofólio. O principal benefício prático do slat é o atraso do ângulo de estol, e não uma alteração substancial no ângulo de sustentação zero, fato consistente com observações em túneis de vento. O efeito slat em um aerofólio real é demonstrado pela Figura 8, que mostra uma notável redução da velocidade de pico na superfície superior quando o slat está em uso, confirmando a similaridade com o modelo de vórtice pontual. A ausência de sinais de um "efeito de sopro de jato" é um ponto crucial, reforçando que o mecanismo principal não é a injeção de ar. A precisão dessas previsões é validada por extensas comparações com dados experimentais. O componente de arrasto negativo da força gerada pelo slat pode, na prática, causar sua extensão automática, conforme implicado pela análise de forças.

Figura 8 – Apresentam-se as distribuições teóricas de pressão típicas para um aerofólio de dois elementos, corrigidas considerando-se a camada limite. A velocidade de dumping é denotada pelas setas. Incluída está também a distribuição canônica de pressão para a superfície superior, assim como a distribuição de pressão para o aerofólio principal isoladamente. Esta última exhibe claramente o efeito favorável de um slat, com  $\alpha = 13,15$  e  $c_t = 1,45$  para o aerofólio de dois elementos.

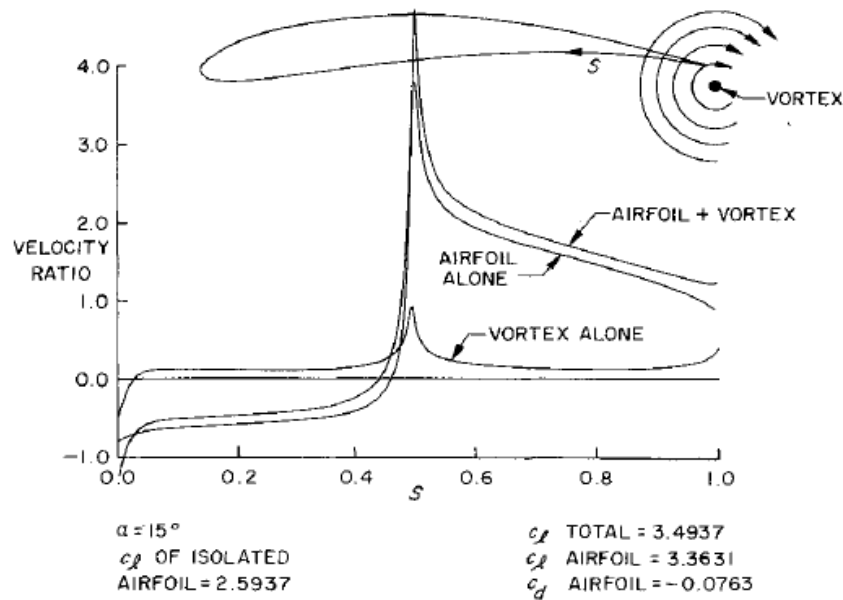


Fonte: (A.M.O.Smith, 1975).

O segundo efeito, citado por A. M. O. Smith, é o efeito de circulação, embora historicamente menos reconhecido explicitamente que o slat, é igualmente vital. Ele se refere à influência de elementos traseiros na circulação e sustentação de elementos dianteiros. Um elemento traseiro, ou até mesmo uma obstrução simples como um cilindro, ao estar próximo do bordo de fuga de um elemento dianteiro, modifica o campo de fluxo (Figura 9), elevando o ângulo de ataque efetivo dessa borda de fuga. Para satisfazer a condição de

Kutta, a circulação no elemento dianteiro é aumentada significativamente, resultando em um aumento drástico do  $Cl$ .

Figura 9 – Ponto de vórtice usado para simular um flap ranhurado. O vórtice aumenta o  $Cl$  do aerofólio em  $\alpha = 15$  de 2,59 para 3,36. As pressões na aresta de ataque são grandemente aumentadas pela ação do vórtice.



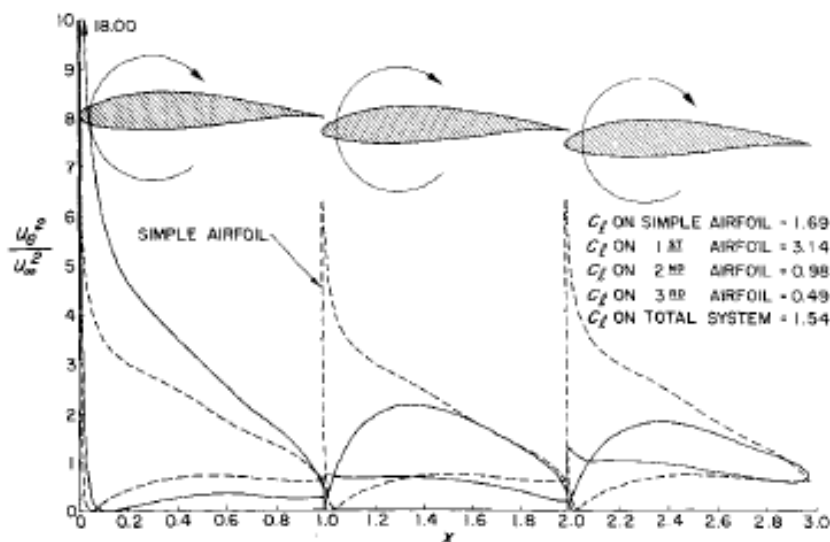
Fonte: (A.M.O.Smith, 1975).

A indução de fluxo cruzado no bordo de fuga se mostra uma ferramenta potente para controlar a circulação em aerofólios. Experimentos com cilindros e simulações confirmam que essa técnica aumenta substancialmente a sustentação, podendo quase dobrar o  $Cl$  do aerofólio e o obtido em sua combinação com cilindros. O ângulo de deflexão ideal para esse efeito está geralmente entre  $60^\circ$  e  $70^\circ$ , e sua eficácia se compara à de um flap simples. A similaridade dos resultados entre os testes com cilindros e a função de fluxo cruzado sugere que a alteração na circulação é primariamente um resultado do fluxo transversal induzido por corpos próximos no bordo de fuga. Essa circulação ampliada é vantajosa porque permite que o sistema alcance alta sustentação enquanto mantém o ângulo de ataque baixo, o que é essencial para evitar picos de pressão e problemas de separação do fluxo.

O impacto da circulação é ilustrado pela Figura 10, que mostra como a circulação em um elemento dianteiro impulsiona a sustentação dos elementos subsequentes. Observa-se um *feedback*, na qual a circulação em um elemento dianteiro pode reduzir o ângulo de ataque e a sustentação de um elemento traseiro, explicando por que elementos traseiros podem carregar menos carga. A importância do posicionamento correto dos elementos é destacada, pois um posicionamento inadequado pode levar a um "curto-circuito" da sustentação. Essas interações complexas não se restringem à aviação, sendo análogas às

observadas entre velas de veleiros, onde barcos traseiros podem aumentar a sustentação do barco líder enquanto reduzem a própria.

Figura 10 – Distribuição de pressão em um aerofólio de três elementos formado por três seções NACA 63<sub>2</sub>-615, dispostas conforme ilustrado. Todos os elementos estão no mesmo ângulo de ataque de 10°. Também é mostrada a distribuição de pressão no aerofólio simples básico a 10° de ataque. As fendas dos slots são de 1% de cada corda.



Fonte: (A.M.O.Smith, 1975).

O "efeito de descarte" é o terceiro efeito segundo A. M. O. Smith e está intimamente ligado à circulação em aerofólios multielementos. Ele ocorre quando um elemento traseiro otimiza o fluxo cruzado no bordo de fuga de um elemento dianteiro, aumentando sua circulação. Isso resulta na descarga do fluxo do elemento dianteiro para uma região de maior velocidade, o que é favorável à camada limite e ajuda a reduzir problemas de recuperação de pressão, permitindo maior pico de sucção sem separação.

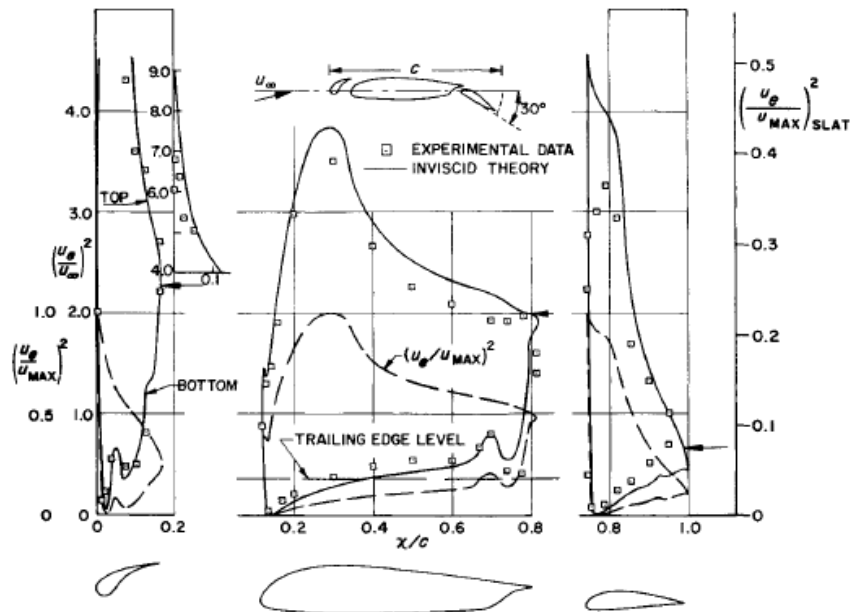
A existência do efeito é confirmada por dados. Valores da razão de velocidade de descarte são tabelados, e curvas teóricas mostram o slat com uma razão significativamente maior que o aerofólio principal, indicando menor carga e maior margem contra separação. Dados experimentais para aerofólios de três elementos (Figura 11) também confirmam o efeito.

O efeito é quantificável e pode ser aplicado em métodos inversos de projeto. Embora o efeito seja real, o texto ressalta que a fórmula é em parte uma hipótese e que designs reais são mais complexos devido a outros fatores, como problemas de compressibilidade.

A recuperação de pressão fora da superfície é o quarto efeito citado por A. M. O. Smith e um fenômeno crucial que permite às camadas limite suportar aumentos de pressão, evitando a separação. Em fluxos multielementos, a camada limite do elemento dianteiro



Figura 11 – Aerofólio típico de três elementos, mostrando o efeito da velocidade de dumping. As setas indicam a velocidade de dumping. Trata-se de um aerofólio NACA 23012 com  $\alpha = 8$ . A linha marcada "trailing edge level" (nível da borda de fuga) representa a velocidade de dumping na borda de fuga dividida pela velocidade máxima no elemento principal.



Fonte: (A.M.O.Smith, 1975).

desacelera significativamente fora da superfície, uma particularidade que não ocorre em fluxos de camada limite simples em contato constante com uma parede. A teoria disso é corroborada por dados de teste, como na Figura 11, que mostra a razão de desaceleração total da velocidade de pico.

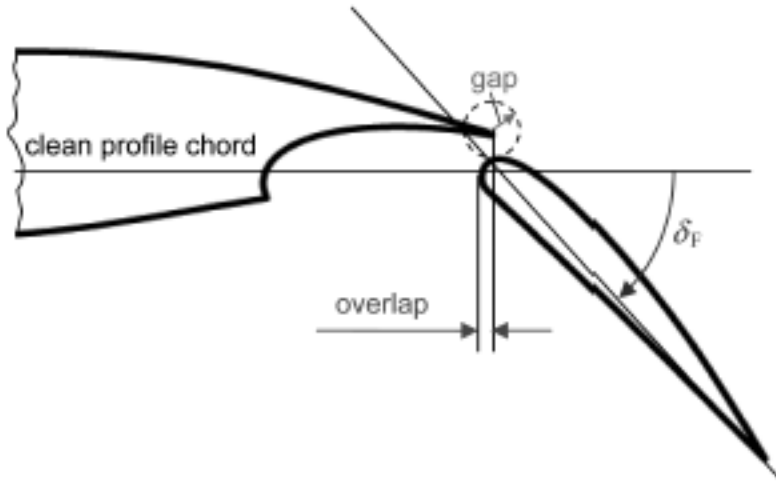
O último efeito citado é o "Efeito da Camada Limite Fresca" descreve um fenômeno aerodinâmico observado em aerofólios multielementos devidamente projetados, onde a camada limite em cada elemento "recomeça" ou se forma novamente. Isso é vantajoso porque camadas limite mais finas são capazes de sustentar gradientes de pressão maiores do que camadas mais espessas. Assim, a prática de dividir o fluxo em várias "execuções curtas de camada limite" ao longo de múltiplos elementos é benéfica para atrasar a separação e, conseqüentemente, aumentar a sustentação. (A.M.O.Smith, 1975)

### 2.1.2 Parâmetros de análise e desempenho

Quando é necessário realizar uma parametrização da influência da posição do flap em relação ao aerofólio principal, temos 3 parâmetros, como mostrado na figura 12 uma vez que o corte já foi definido, como é mostrado por Benini.

Temos o gap que é a menor distância do bordo de fuga do aerofólio dianteiro para o

Figura 12 – Parametrização do flap utilizada por (Benini, 2011).



Fonte: (Benini, 2011).

aerofólio traseiro; depois o overlap que é a diferença no eixo X entre o bordo de ataque do perfil traseiro e o perfil dianteiro; e o  $\delta$ , que é o ângulo formado entre a corda do aerofólio limpo e a linha de corda do flap. (Benini, 2011)

## 2.2 Metodologia

### 2.2.1 Método de Parametrização do flap

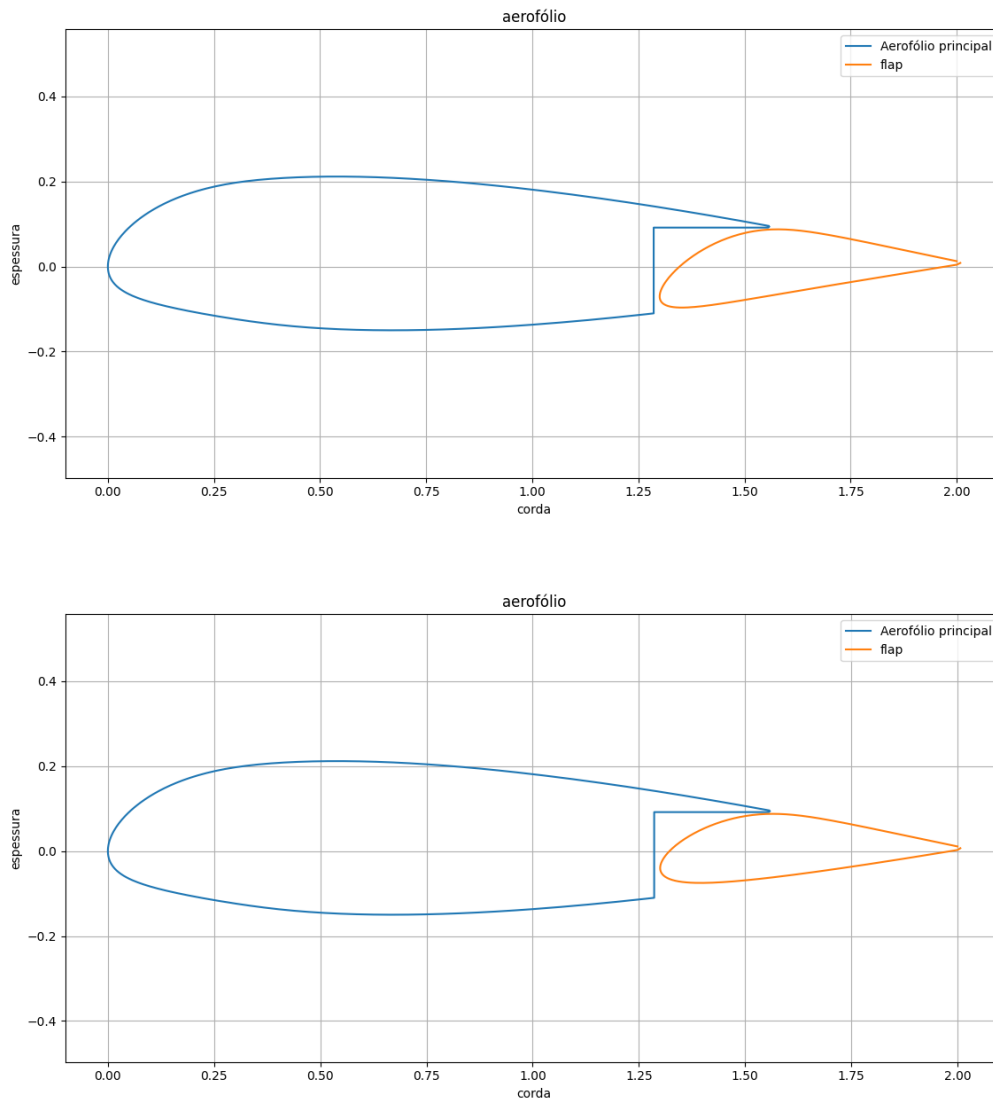
Inspirando-se no trabalho de Benini, utilizaram-se curvas de Bézier para parametrizar o bordo de ataque do flap no código em anexo de autoria própria, onde foram escolhidos os pontos de corte no extradorso e intradorso, juntamente com um peso (quanto menor, maior o camber do flap), como mostrado no esquemático da Figura 13].

Esse peso são dois pontos que estão na linha do corte do intradorso em que se passa um percentual que será traduzido na proporção entre o corte do extradorso e intradorso em Y.

Para minimizar a geração de arrasto do aerofólio, foram arredondados cantos com ângulos pontiagudos, a fim de melhorar o comportamento do fluido e, por consequência, o comportamento da simulação e a facilitação da geração de malha. Assim, os cortes no aerofólio principal foram arredondados, além do arredondamento do bordo de fuga do flap, como mostrado na Figura 14.

Após definir esses cortes, deve-se definir a posição do flap em relação ao aerofólio principal, o que é feito com 3 parâmetros: translações nos eixos x e y, além de um ângulo  $\delta$  de giro com o bordo de ataque como pivô, como exemplificado na Figura 15.

Figura 13 – Parametrização do bordo de ataque do flap.



Fonte: Elaboração própria, 2025.

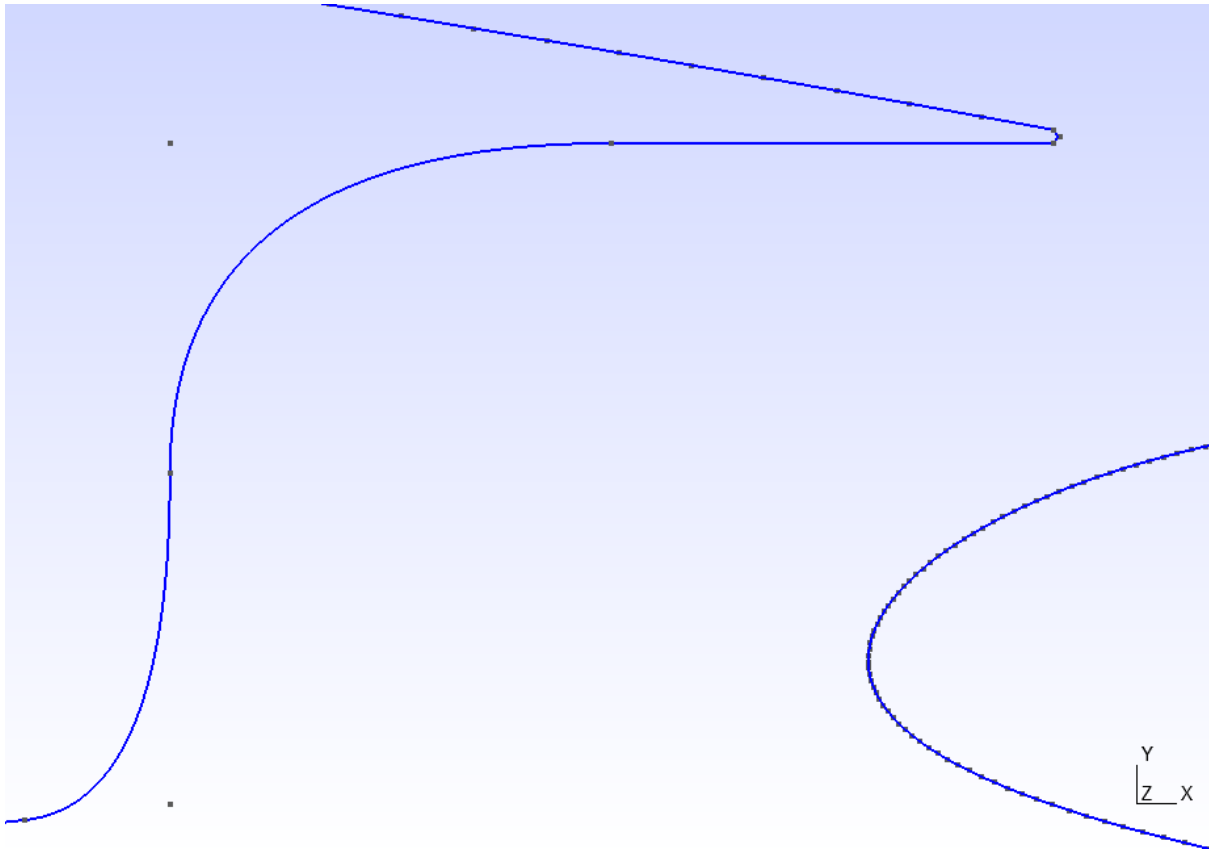
### 2.2.2 Método de geração de malha

Após as definições da geometria do aerofólio, seguimos para a geração de malha, onde foi utilizado o gerador de malha Gmsh, integrado com uma rotina *Python* de autoria própria (disponível no anexo deste trabalho), na qual a malha é definida em 3 partes.

Primeiramente, na região próxima do aerofólio, onde se prioriza a modelagem da camada limite por malha prismática, garante-se um  $y^+$  menor que 1 e que a espessura dessas malhas prismáticas, que acompanham o formato do aerofólio, seja sempre maior que a espessura da camada limite, como mostrado na Figura a 16.

Em seguida, a malha é definida em uma região mais próxima do aerofólio, a fim de garantir maior refinamento para descrever regiões próximas ao aerofólio, como na esteira e

Figura 14 – arredondamento de regiões com ângulos pontiagudos



Fonte: Elaboração própria, 2025.

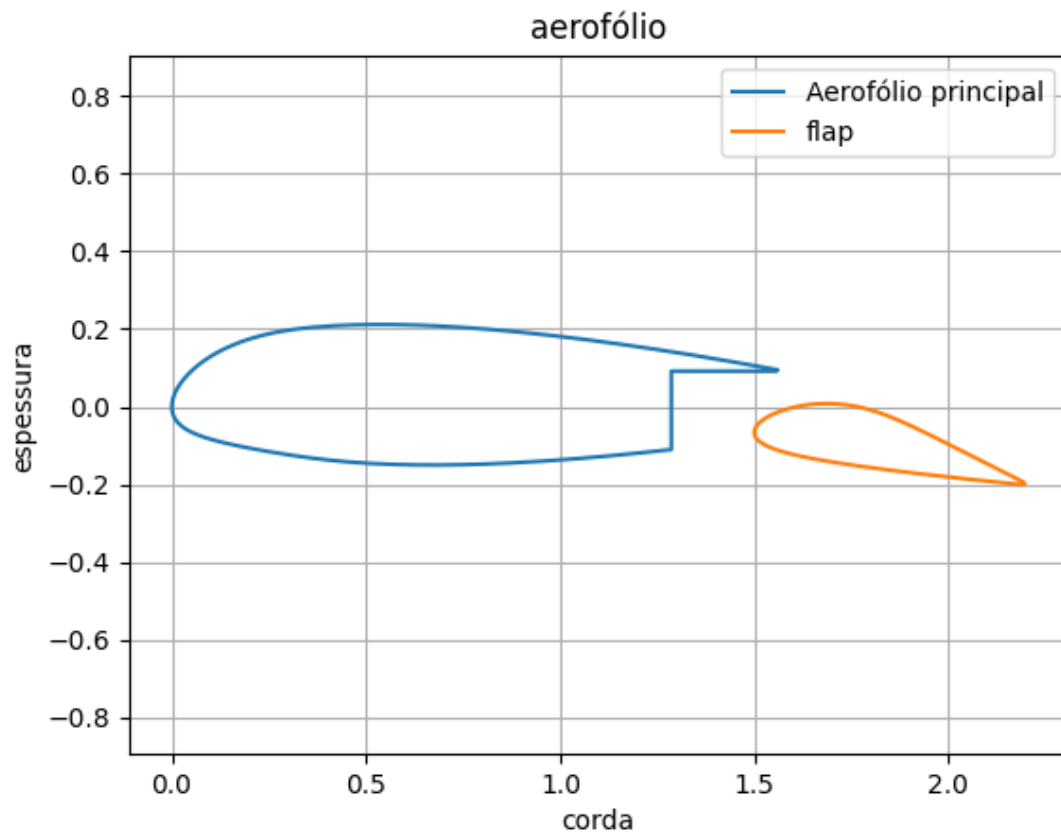
em campos de pressão. Essa região é definida como uma caixa até a região de corte com um ângulo que acompanha o ângulo de deflexão do flap, como exemplificado na Figura 17.

Finalmente, uma região de campo distante é considerada, onde o fluido é pouco afetado pelo aerofólio, permitindo assim uma malha mais grosseira. Essa região foi modelada com um formato retangular, exemplificada na Figura 18.

Essa malha foi extrudada em 1 elemento com dimensão de  $0.002m$ , pois em modelagens em volumes finitos são necessários pequenos volumes de controle, mesmo para casos 2D como o deste trabalho..

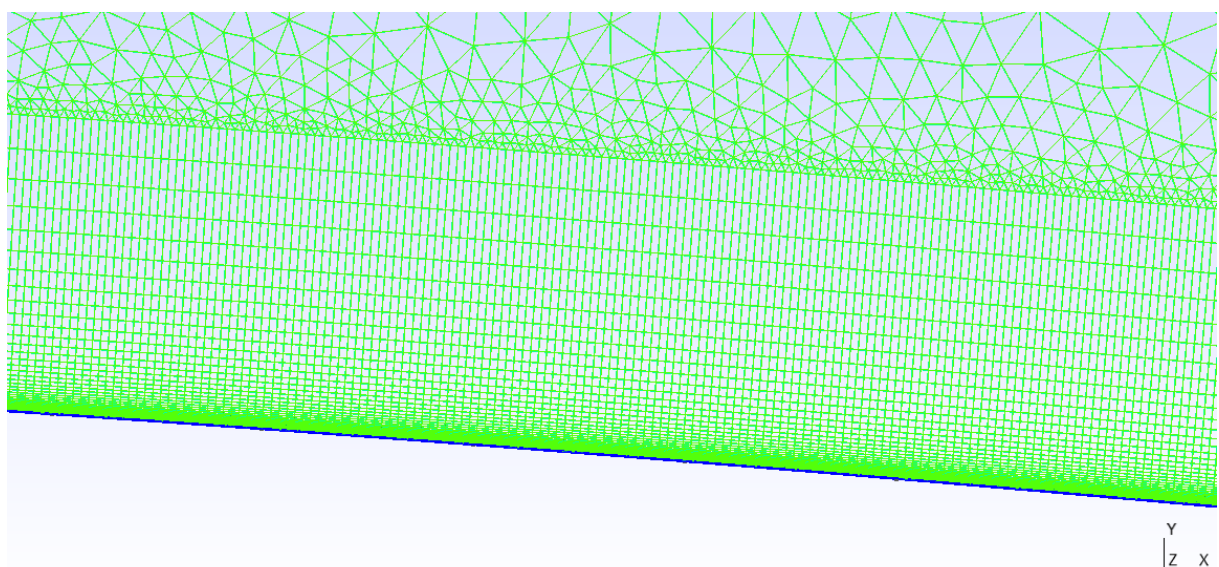
Junto a isso foram definidas regiões para a aplicação de condições de contorno, onde temos as regiões de *inlet* superfície da região distante a frente do aerofólio, *outlet* superfície da região distante atrás do aerofólio, *TopAndBottom* superfícies superior e inferior das regiões distantes, a região de *walls* que são as paredes do aerofólio principal e flap que possuem condição de não escorregamento, e a região de *frontAndBack* que são as superfícies laterais ao aerofólio e no caso de uma simulação  $2.5D$  como essa essas paredes devem ter condição vazia pois não há fluxo passando por elas em  $z$ , assim gerando uma malha final como na figura .

Figura 15 – Exemplo de configuração com flap estendido



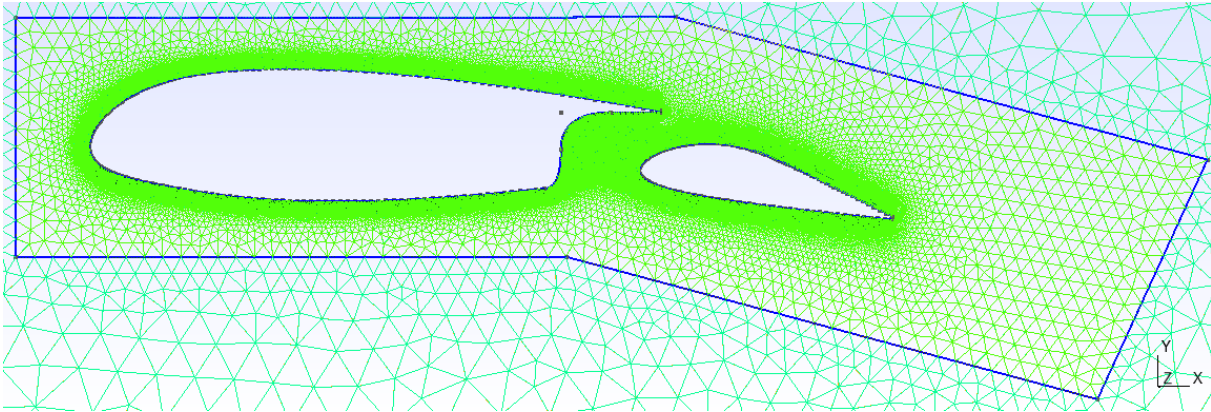
Fonte: Elaboração própria, 2025.

Figura 16 – Região de malha prismatica



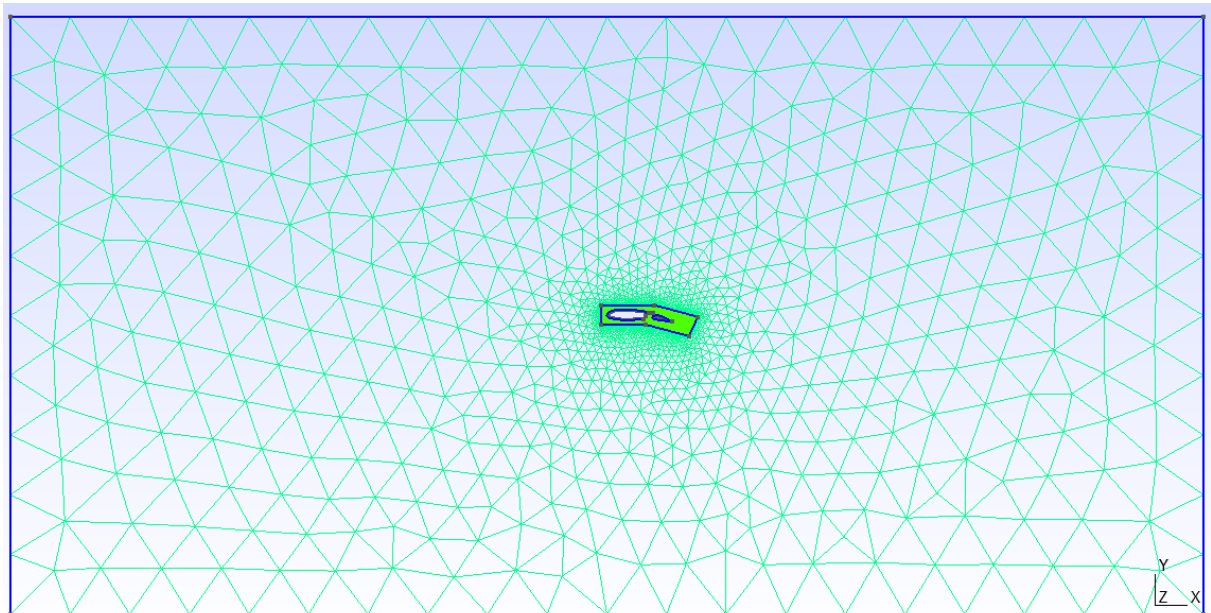
Fonte: Elaboração própria, 2025.

Figura 17 – Região próxima ao aerofólio



Fonte: Elaboração própria, 2025.

Figura 18 – Região distante ao aerofólio



Fonte: Elaboração própria, 2025.

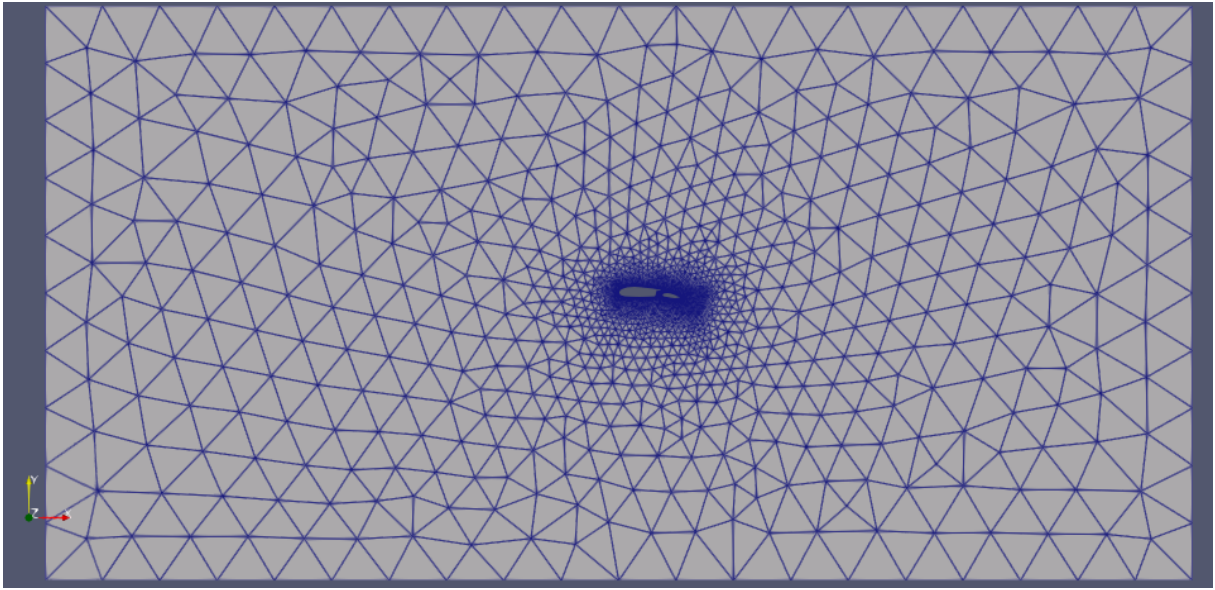
### 2.2.3 Convergência de malha

Foi feito um teste de convergência de malha para padronizar a geração dos flaps pegando casos variando as células principalmente na região de malha prismática como mostrado na figura 20, chegando a conclusão que a malha prismática com 45 camadas é a melhor malha para rodar o caso.

### 2.2.4 Modelagem computacional do fenômeno

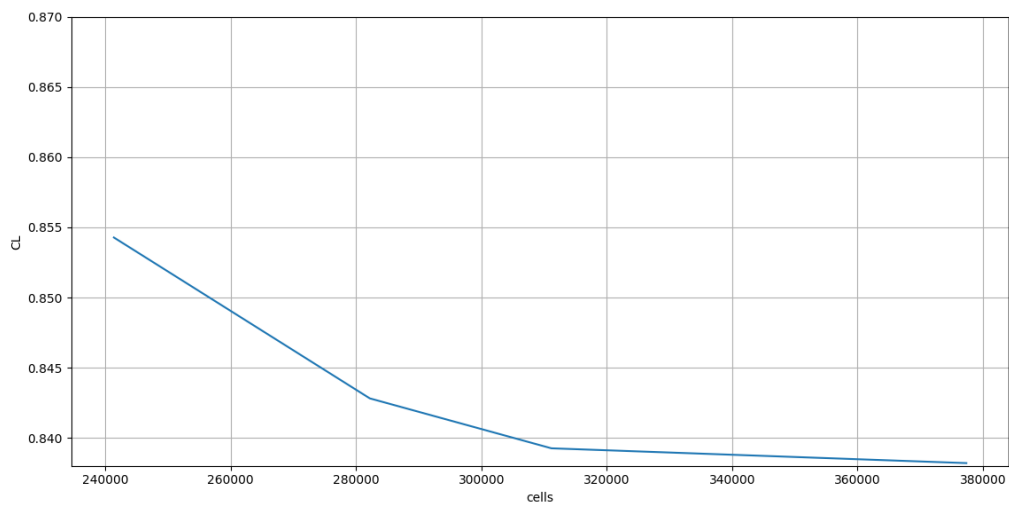
Para a simulação é usada a plataforma de softwares de código aberto *OpenFOAM*, mais especificamente usando um solver com algoritmo *Simplefoam* modelagem

Figura 19 – Malha Final



Fonte: Elaboração própria, 2025.

Figura 20 – Convergência de malha



Fonte: Elaboração própria, 2025.

RAS(*Reynolds-Averaged Navier-Stokes*) com o modelo de turbulencia Spalart-Allmaras, foram usados o *OpenFOAM API Guide* (OpenCFD, 2024) e um caso tutorial para um aerofólio MDA 30P-30N que é um aerofólio de 3 elementos com as configurações desse caso sendo validadas por experimentos(wolfdynamics, 2024).

## 2.3 Resultados e discussões

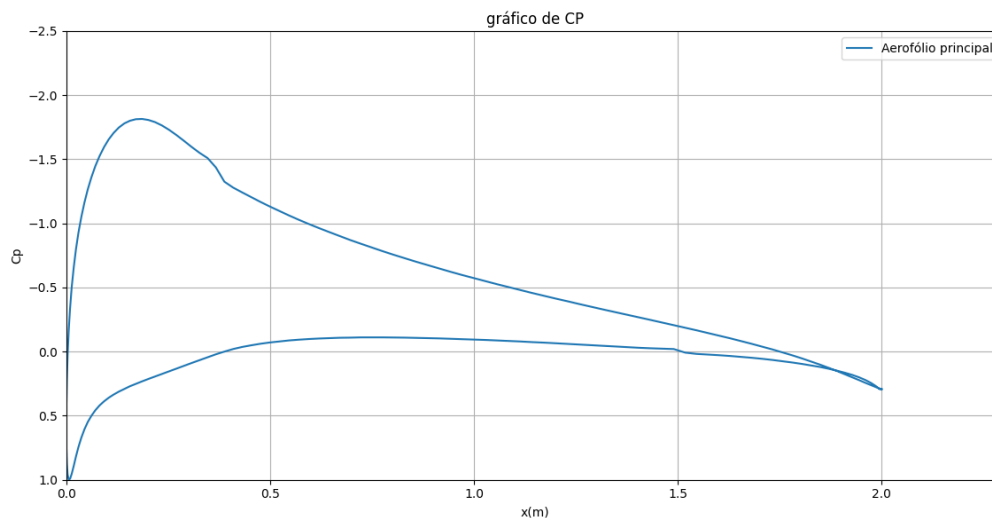
Esta seção apresenta os resultados aerodinâmicos obtidos através de simulações computacionais, com o objetivo de determinar a configuração ótima de um flap de fenda única para o aerofólio NACA 23018. A análise inicia com um caso de validação do aerofólio limpo (sem flap) para estabelecer uma base de comparação. Para isso, o aerofólio foi simulado no Xfoil sob as mesmas condições de número de Reynolds e com um ângulo de ataque de 5 graus. Os valores dos coeficientes encontrados são apresentados na Tabela 1.

Tabela 1 – Coeficientes encontrados do NACA23018 no Xfoil

Coeficiente	Valor
$C_l$	0.699
$C_d$	0.007
$L/D$	99.85

Fonte: Elaboração própria, 2025.

Figura 21 – CP por x no aerofólio rodado no Xfoil



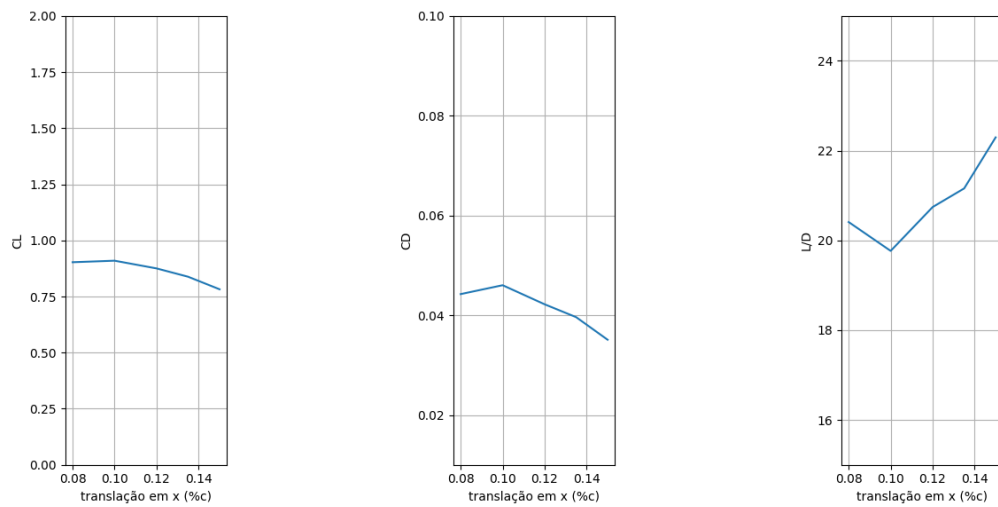
Fonte: Elaboração própria, 2025.

A otimização da posição do flap foi realizada através de uma análise paramétrica, variando-se um parâmetro de cada vez. O primeiro passo consistiu em avaliar a influência da translação horizontal (eixo X), mantendo a translação vertical nula e a rotação do flap fixa em 6 graus. Os resultados para a variação dos coeficientes  $C_l$ ,  $C_d$  e  $L/D$  são exibidos no gráfico da Figura 22.

Também foi feita uma plotagem dos resultados dos campos de pressão e CP nas paredes dos aerofólios, velocidade, e linhas de corrente nas figuras 23, 24, 25 e 26.

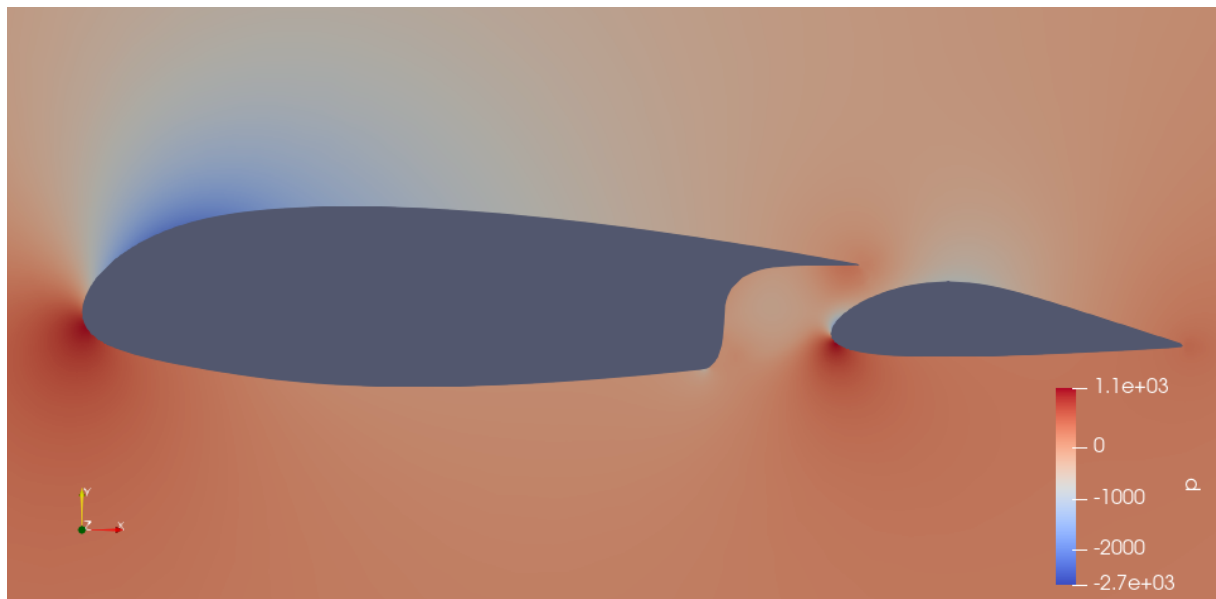


Figura 22 – Coeficientes na translação em X do flap



Fonte: Elaboração própria, 2025.

Figura 23 – Campo de pressões para  $gap_x = 0.1$

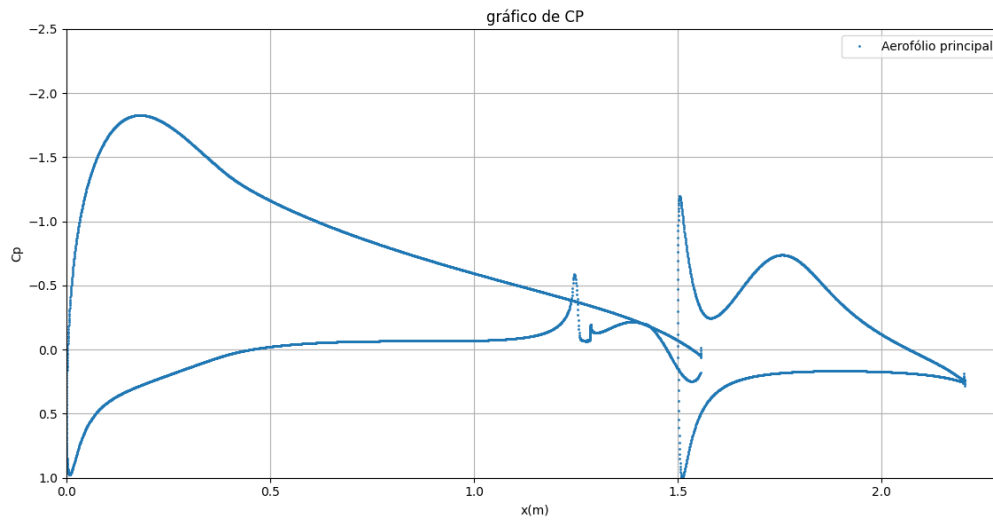


Fonte: Elaboração própria, 2025.

Observa-se na Figura 22 que a razão  $L/D$ , crucial para a eficiência aerodinâmica, atinge seu valor máximo quando a translação em X é igual a **10% da corda**. Este ponto representa o melhor compromisso entre o ganho de sustentação e o aumento de arrasto nesta etapa. Assim, este valor foi fixado para o passo seguinte, onde se variou a translação vertical (eixo Y), conforme o gráfico da Figura 27.

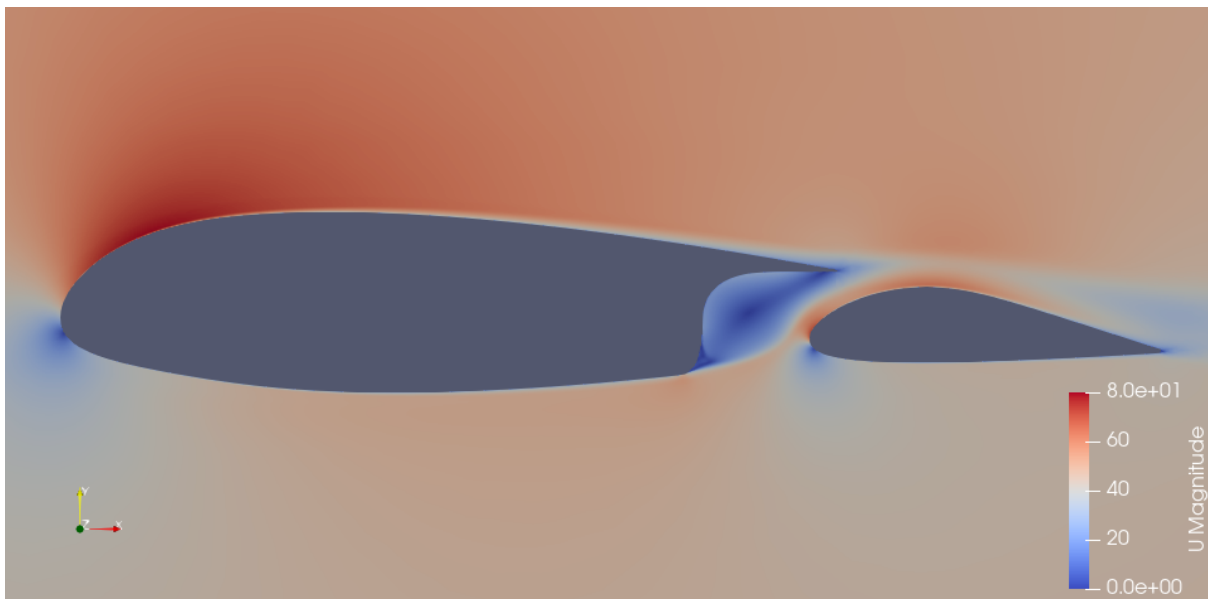
Onde também foram feitos os plots para análise posterior de pressão, CP nas

Figura 24 – CP por x no aerofólio para  $gapx = 0.1$



Fonte: Elaboração própria, 2025.

Figura 25 – Campo de velocidades para  $gapx = 0.1$



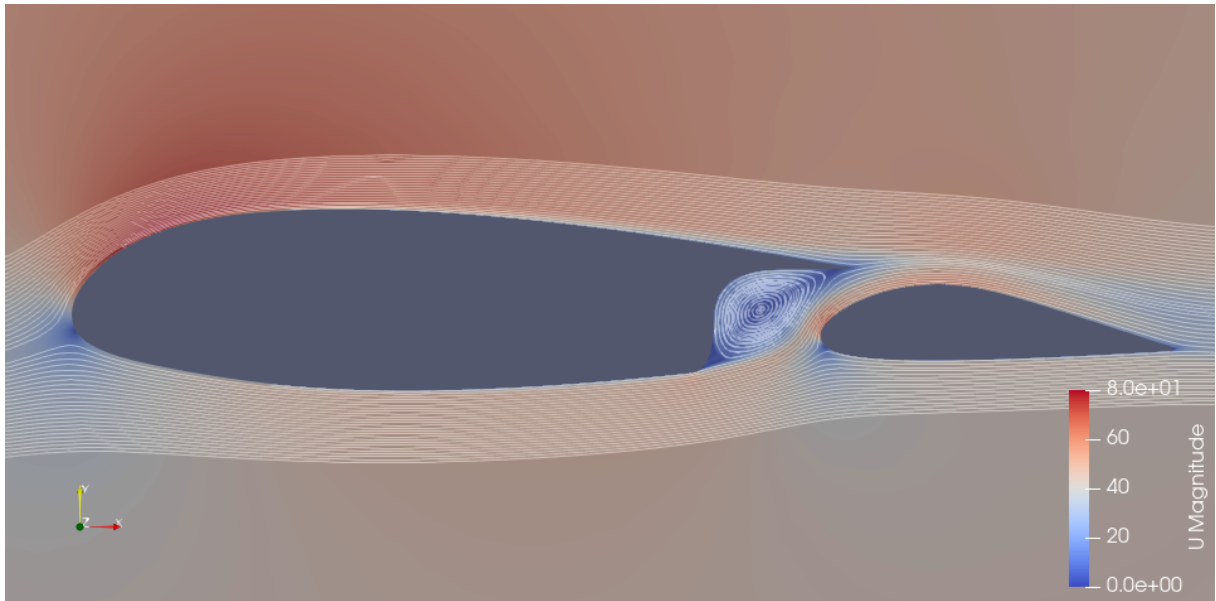
Fonte: Elaboração própria, 2025.

paredes do aerofólio, velocidade, e linhas de corrente nas figuras 28, 29, 30 e 31.

Analisando a Figura 27, o maior valor de  $L/D$  foi obtido com uma translação vertical de **-1% da corda**. Fixados os valores ótimos de translação ( $X=10\%$  e  $Y=-1\%$  da corda), a análise final consistiu em variar o ângulo de rotação do flap ( $\theta$ ), gerando o gráfico da Figura 32.

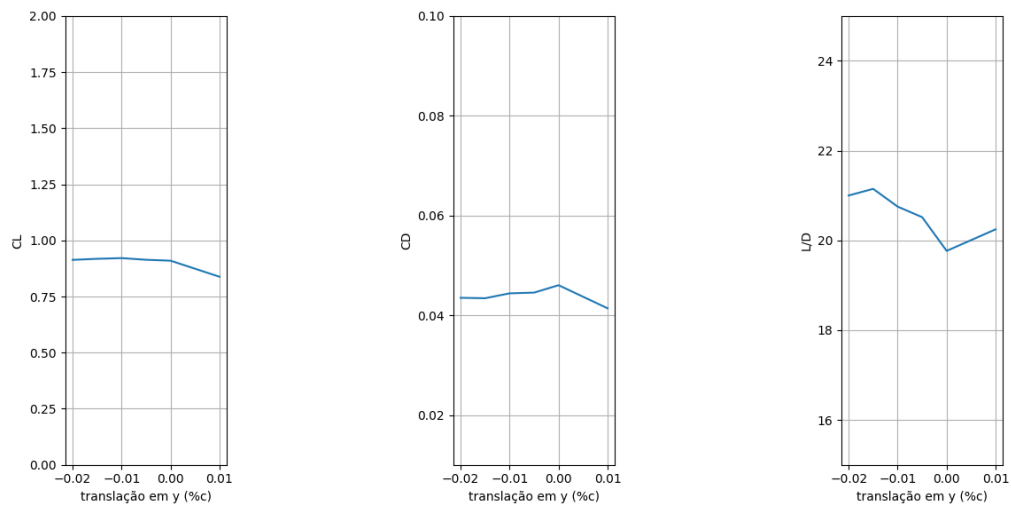
Com os plotes para análise posterior de pressão, CP nas paredes do aerofólio,

Figura 26 – Linhas de corrente para  $gapx = 0.1$



Fonte: Elaboração própria, 2025.

Figura 27 – Coeficientes na translação em Y do flap



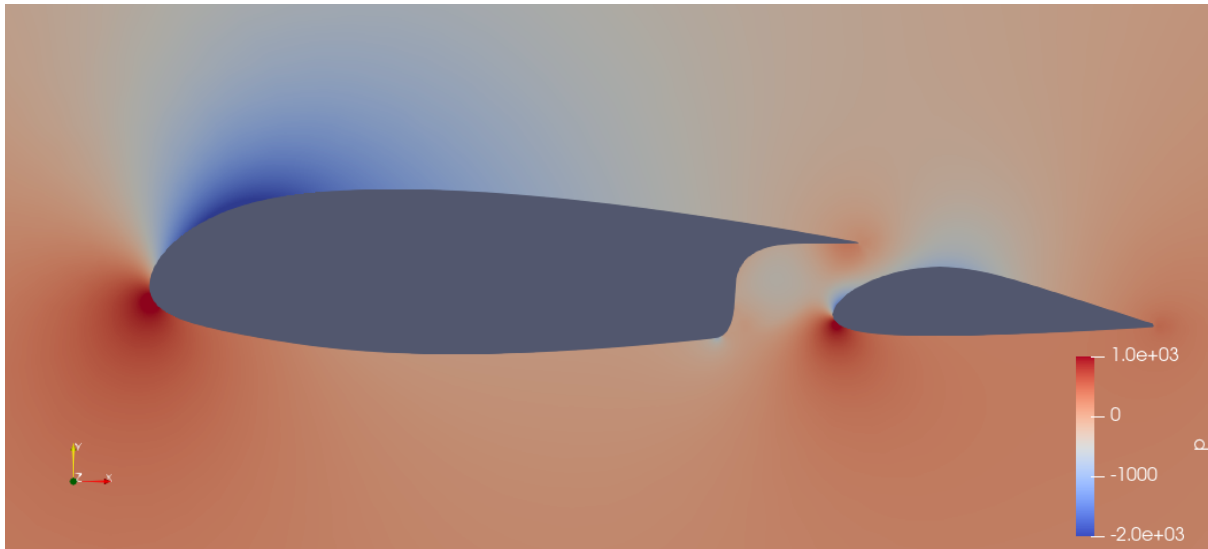
Fonte: Elaboração própria, 2025.

velocidade, e linhas de corrente nas figuras 33, 34, 35 e 36.

A rotação do flap induz um aumento expressivo nos coeficientes  $C_l$  e  $C_d$ . Contudo, a razão  $L/D$  atinge um vale em aproximadamente **10 graus de deflexão** antes de começar a subir, indicando que, a partir deste ponto, o aumento de arrasto se torna menos penalizante do que o ganho de sustentação.

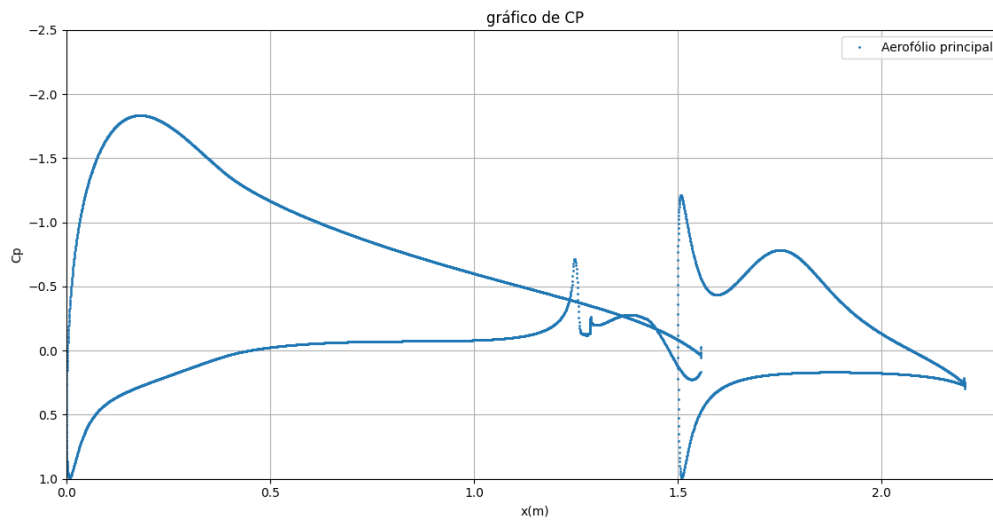
Nas nos plots de CP (figuras 24, 29 e 34), é possível ver o efeito slat do aerofólio

Figura 28 – Campo de pressões para  $gap_y = -0.01$



Fonte: Elaboração própria, 2025.

Figura 29 – CP por x no aerofólio para  $gap_y = -0.01$



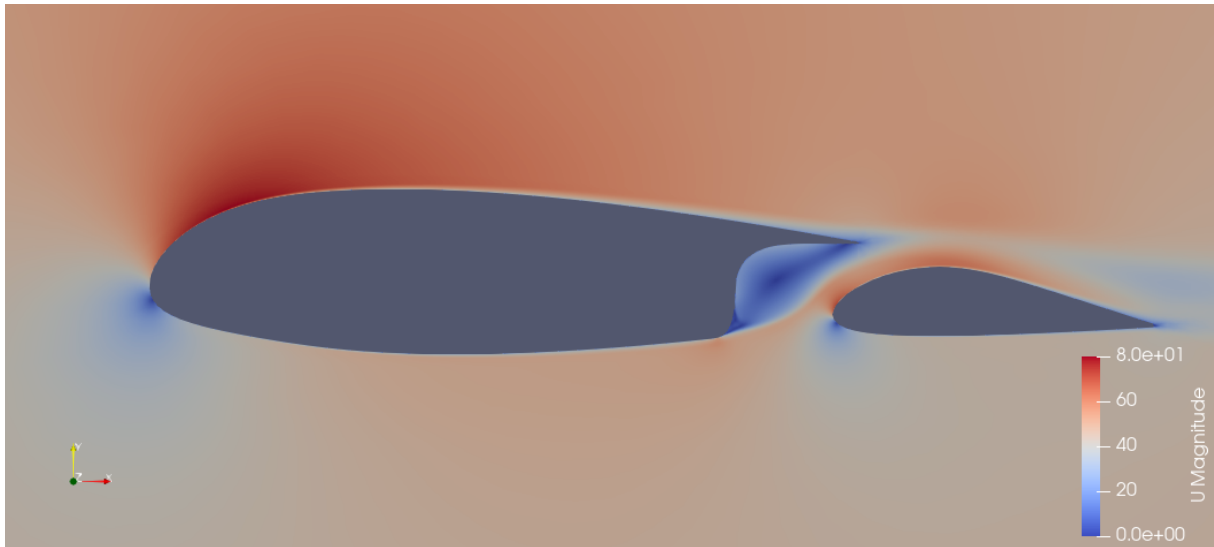
Fonte: Elaboração própria, 2025.

principal no flap com uma atenuação do pico de sucção do flap.

Comparando a figura 21 com a figura 34 é possível perceber o efeito de circulação, onde o menor pico de sucção é visto no aerofólio limpo, que após ser colocada uma circulação próxima ao seu bordo de fuga (o flap), é possível perceber um aumento do pico de sucção sendo o maior pico no sistema com o flap com  $\delta = 15$  ou seja com a maior circulação no bordo de fuga.

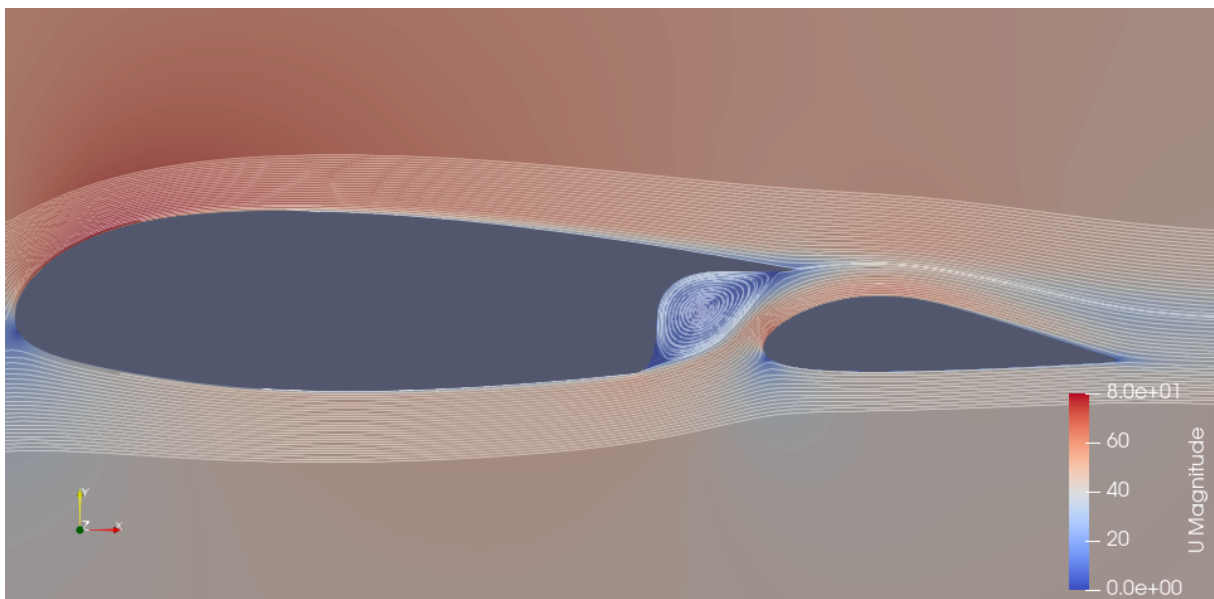
Para o efeito de descarte, é possível notar também com a comparação das figuras

Figura 30 – Campo de velocidades para  $gap_y = -0.01$



Fonte: Elaboração própria, 2025.

Figura 31 – Linhas de corrente para  $gap_y = -0.01$

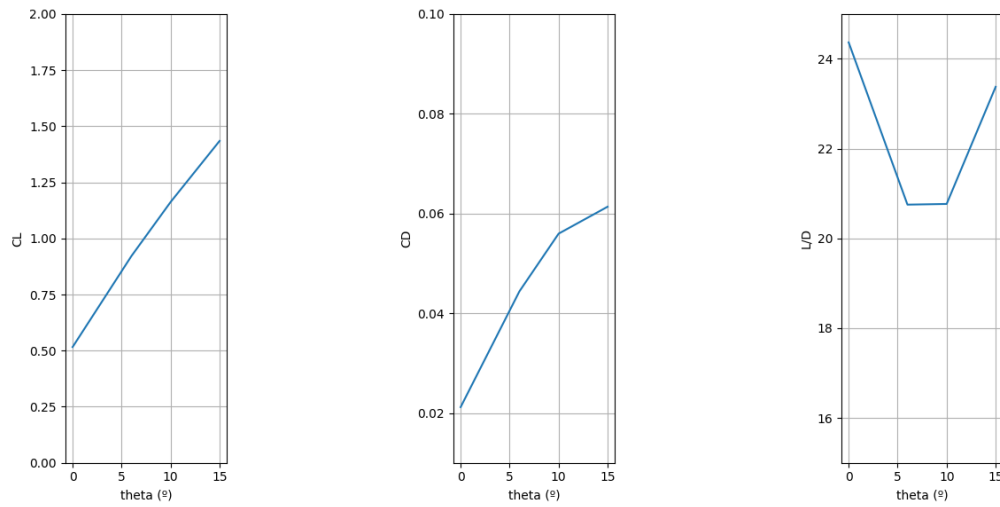


Fonte: Elaboração própria, 2025.

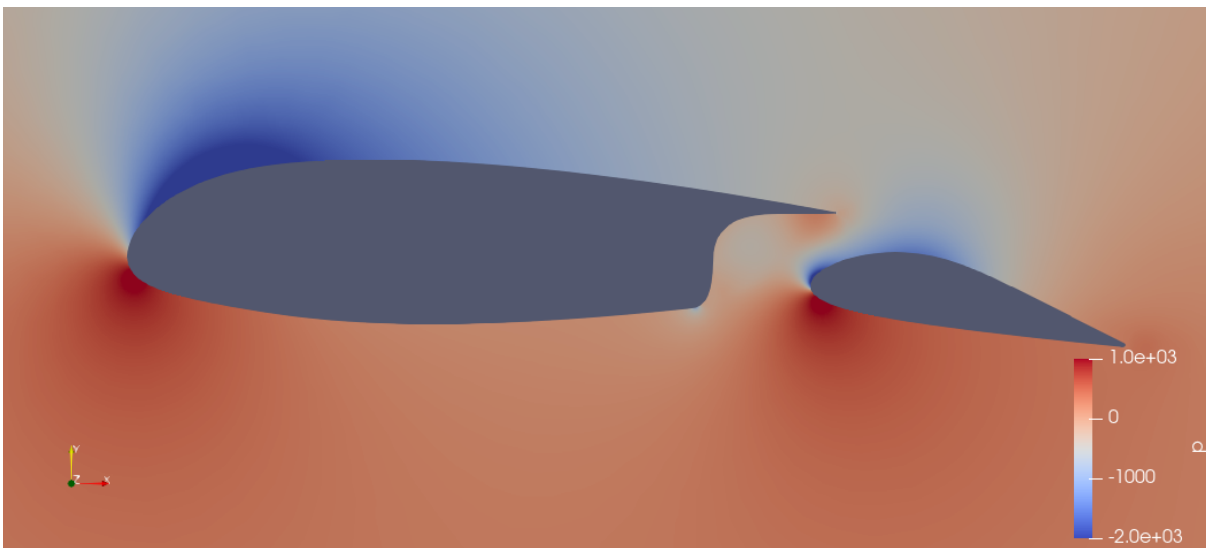
24 e 29 com a figura 34, onde há uma espécie de transferencia da pressão do flap para o aerofólio principal, de forma a iterar os efeitos slat e de circulação e redistribuir ambas as pressões de forma a aumentar a pressão do aerofólio principal em relação ao seu efeito no escoamento livre e diminuir a pressão no flap em relação ao mesmo no escoamento livre.

Para o efeito de recuperação de pressão fora da superfície é possível notar com a comparação das figuras 23 e 28 com a figura 33, onde a esteira do aerofólio com baixa energia e a camada limite do flap não iteragem criando um gradiente de pressão que forma

Figura 32 – Coeficientes na rotação do flap



Fonte: Elaboração própria, 2025.

Figura 33 – Campo de pressões para  $\delta = 15$ 

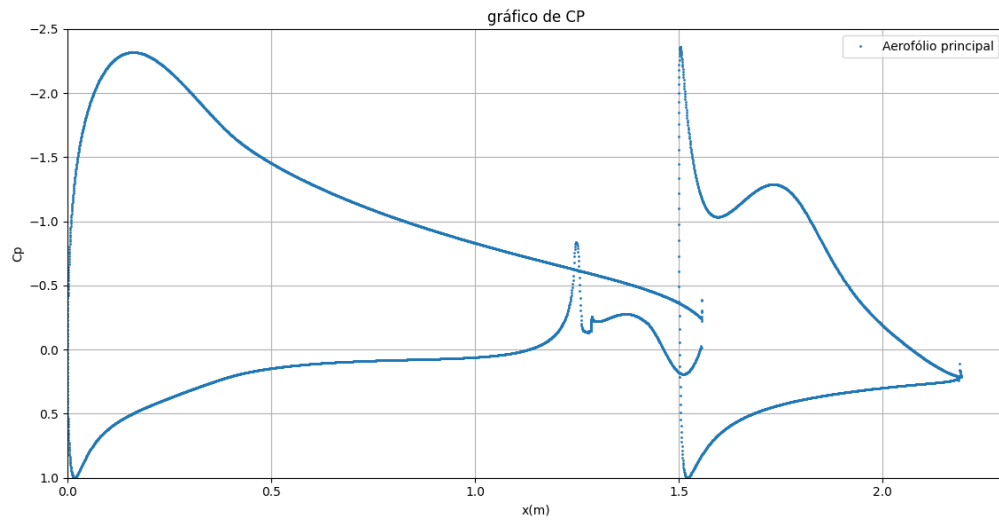
Fonte: Elaboração própria, 2025.

uma recuperação da pressão no flap.

E para o efeito de camada limite fresca, é facilmente visto nas figuras 25 e 30 com a figura 35, onde as camadas limites do flap e do aerofólio principal se iniciam e desenvolvem de forma independente.

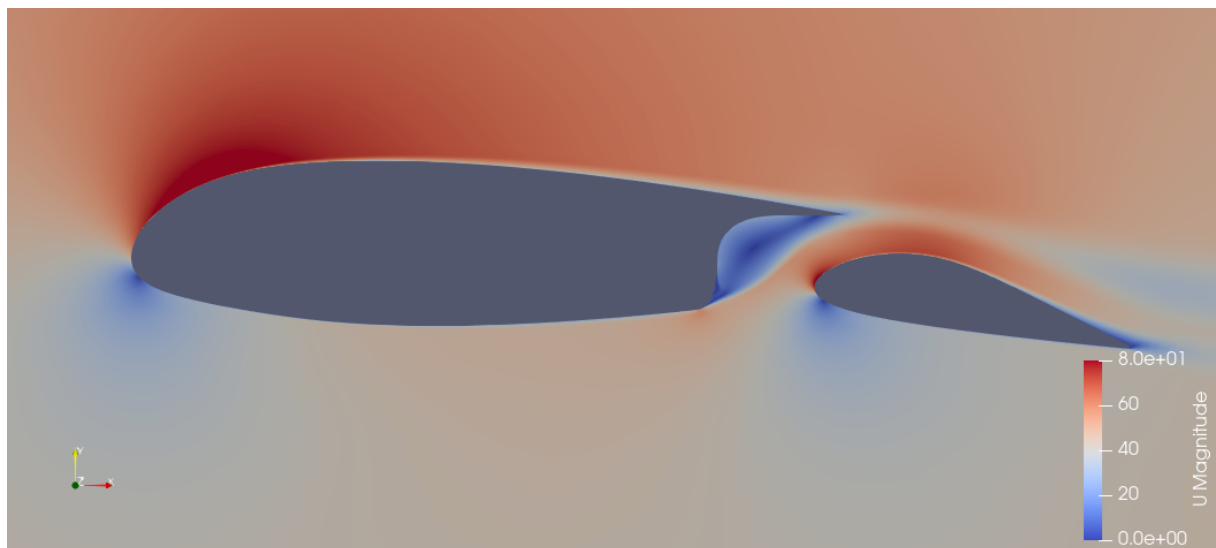
Nas figuras 26, 31, e 36 são mostradas as linhas de corrente geradas no entorno do aerofólio, onde é possível observar a formação de vortices na região de baixa pressão atrás do aerofólio, onde indica uma região de geração não só de arrasto como também de ruído

Figura 34 – CP por x no aerofólio para  $\delta = 15$



Fonte: Elaboração própria, 2025.

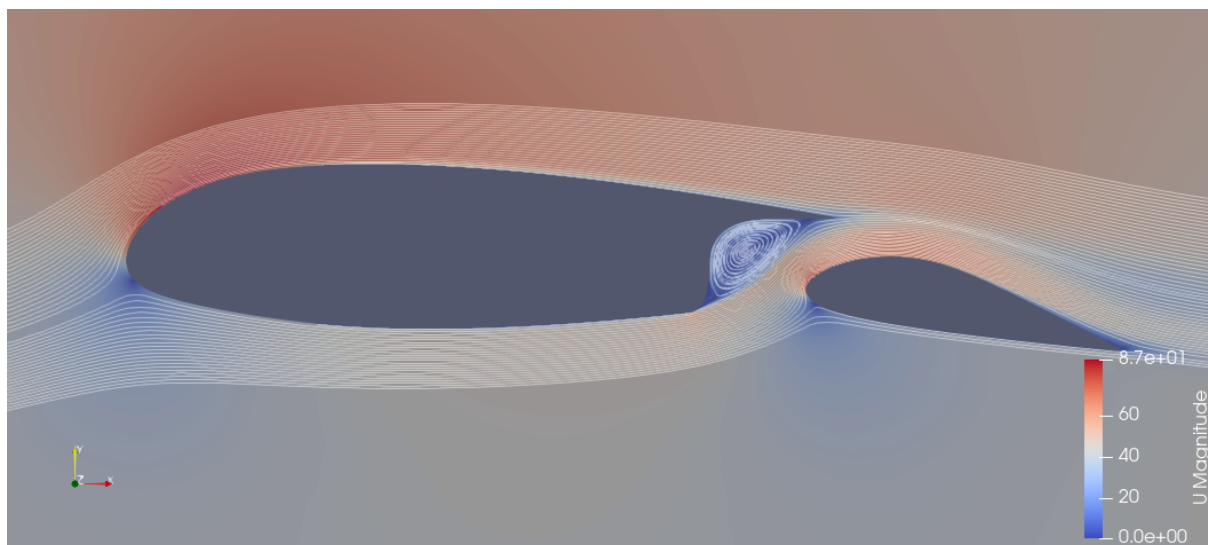
Figura 35 – Campo de velocidades para  $\delta = 15$



Fonte: Elaboração própria, 2025.

e que para uma melhor descrição seria necessária uma simulação não estacionária que está fora de escopo neste trabalho.

Como demonstrado por (Benini, 2011), o posicionamento do flap possui grande impacto na performance aerodinâmica. Os resultados confirmam que as translações, especialmente no eixo X, atuam como um ajuste fino que impacta sensivelmente a razão L/D. Este comportamento sugere que o posicionamento correto da fenda (gap e overlap) é fundamental para otimizar a interação entre o fluxo do elemento principal e o flap. Por outro lado, a rotação se configura como a variável preponderante para os grandes incrementos

Figura 36 – Linhas de corrente para  $\delta = 15$ 

Fonte: Elaboração própria, 2025.

de sustentação, característicos da mudança de missão (p. ex., decolagem/pouso), embora ao custo de um aumento significativo no arrasto. Este comportamento evidencia o clássico compromisso de projeto em sistemas hipersustentadores.



### 3 CONCLUSÃO

A análise de dispositivo hypersustentador 2D, com foco no single-slotted flap para aeronaves regionais como o EMBRAER 145, demonstrou a significativa influência desses sistemas na performance aerodinâmica principalmente em aumentar a sustentação. A metodologia empregada, que combinou a parametrização do flap via rotinas em Python, a geração de malha com GMSH e simulações computacionais utilizando a plataforma OpenFOAM (com o solver Simplefoam e o modelo de turbulência Spalart-Allmaras), Mostrou o aumento expressivo da sustentação mesmo em um baixo anfgulo de ataque. Foi possível observar com detalhes o comportamento físico das simulações os 5 fenômenos descritos por A.M.O. Smith, possíveis de observar na comparação por curvas de CP quanto na observação das linhas de corrente. Esse trabalho também ajudou a compreender a complexidade do projeto de dispositivos hypersustentadores e suas nuances.

#### 3.0.1 Sugestão de trabalhos futuros

Para dar continuidade a este estudo, diversas linhas de pesquisa podem ser exploradas. Primeiramente, sugere-se o desenvolvimento de uma rotina de parametrização análoga para slats, ampliando a capacidade de análise de outros dispositivos hypersustentadores. Adicionalmente, um estudo mais aprofundado sobre a geração de malha é essencial, com especial atenção às condições de bordo de fuga e esteira, bem como à adaptação dessas condições para objetos em três dimensões. Outra linha de pesquisa envolve a realização de testes e validações rigorosas para a modelagem computacional. Isso pode incluir ensaios em túnel de vento, que permitiriam a calibração precisa do modelo e a comparação com dados experimentais. Finalmente, a implementação de uma rotina de otimização para esses dispositivos hypersustentadores seria de grande valia, visando alcançar resultados ótimos para uma dada missão aeronáutica.



## REFERÊNCIAS

A.M.O.SMITH. High-lift aerodynamics. **Journal AIRCRAFT**, v. 12, n. 6, 1975.

BENINI, E. High-lift multi-element airfoil shape and setting optimization using multi-objective evolutionary algorithms. **Journal AIRCRAFT**, v. 48, n. 2, 2011.

CARDOSO. **PR-DPF – Embraer ERJ 145 ER – Polícia Federal**. 2024. <https://blogdospotter.com.br/2022/08/pr-dpf-embraer-erj-145-er-policia-federal/>. Disponível em: <<https://blogdospotter.com.br/2022/08/pr-dpf-embraer-erj-145-er-policia-federal/>>. Acesso em: 5 jul. 2025.

GUDMUNDSSON, S. **GENERAL AVIATION AIRCRAFT DESIGN: APPLIED METHODS AND PROCEDURES**. Oxford: Elsevier, 2014. 1034 p.

OpenCFD. **OpenFOAM: API Guide v2112**. 2024. <https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/api>. Disponível em: <<https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/api/>>. Acesso em: 5 jul. 2025.

TORENBEEK, E. **Synthesis of Subsonic Airplane Design**. Dordrecht, Boston, London: Kluwer Academic Publishers, 1982. 410 p.

TORENBEEK, E. **ADVANCED AIRCRAFT DESIGN**. Chichester, United Kingdom: John Wiley and Sons, 2013. 410 p.

wolfdynamics. **Three element high-lift airfoil - MDA 30P-30N**. 2024. <https://www.wolfdynamics.com/tutorials.html?id=119>. Disponível em: <<https://www.wolfdynamics.com/tutorials.html?id=119>>. Acesso em: 5 jul. 2025.