



**Projeto de *slat* para aerofólio de alta sustentação
operando em baixos números de Reynolds**

Matheus Monnerat da Silva Lima

Orientador: Igor Braga de Paula

Rio de Janeiro - RJ

Junho de 2021

RESUMO

Projeto de *slat* para aerofólio de alta sustentação operando em baixos números de Reynolds

O presente trabalho consiste no estudo da melhoria de performance de uma aeronave para a competição de *Aerodesign* por meio do uso de dispositivos hipersustentadores. De acordo com o regulamento da competição de 2019 [3], o projeto da aeronave deve priorizar veículos com baixa velocidade de estol, pouca área de asa e elevada sustentação. No *Aerodesign*, as aeronaves voam em baixas velocidades e possuem dimensões pequenas quando comparadas às aeronaves comerciais. Assim, elas operam em baixos números de Reynolds, o que é um complicador para o projeto. Nesse regime, há predominância de escoamento laminar sobre a superfície dos aerofólios, facilitando, assim, a separação da camada limite em regiões mais próximas do bordo de ataque. Esse efeito está fortemente associado à perda de sustentação e ao aumento do arrasto dessas aeronaves. A separação mais próxima do bordo de ataque dificulta o uso de flapes. Por isso, optou-se pelo estudo do *slat*, pois esse dispositivo causa uma reenergização do escoamento em regiões próximas do bordo de ataque, evitando o descolamento. Para este estudo, utilizou-se uma ferramenta numérica (MSES) para a simulação do conjunto *slat*-asa e um código em MATLAB para otimizar o projeto do conjunto. Para a otimização, utilizou-se um algoritmo genético. Com isso, obtiveram-se aumentos de até 38% no CL sem ganhos significativos no CD. Assim, foi possível projetar uma aeronave com menor área de asa e que carrega uma carga 12.3% maior com uma velocidade 6.4% menor. Portanto, para o regulamento da competição de 2019, o uso do *slat* permitiu um acréscimo de 14% na pontuação de voo do campeonato. Nos próximos anos, espera-se um grande avanço na performance dos VANTs, cujo aspecto aerodinâmico ainda não foi muito explorado. Portanto, espera-se que o presente trabalho contribua para o desenvolvimento de projetos de VANTs.

Palavras-chave: Aumento de sustentação, dispositivo hipersustentador, Veículo Aéreo Não-Tripulado, bolha de separação laminar, otimização, baixo número de Reynolds.

Área de concentração: Termociências

Linha de Pesquisa: Transferência de Calor e Massa

ABSTRACT

Slat design for a high lift airfoil in low Reynolds number

The present work consists in the study of the performance improvement of an aircraft for the Aerodesign competition through the use of high-lift devices. According to the 2019 competition regulation [3], the aircraft design should prioritize vehicles with low stall speed, small wing area and high lift. In Aerodesign, aircraft fly at low speeds and have small dimensions when compared to commercial ones. Thus, they operate at low Reynolds numbers, which is a complicating factor for the project. In this condition, there is a predominance of laminar flow over the surface of the airfoils, thus facilitating the separation of the boundary layer in regions closer to the leading edge. This effect is strongly associated with the loss of lift and the increase in drag of these aircraft. The flow separation closer to the leading edge complicates the use of flaps. Therefore, the study the slat was chosen because this device causes a re-energization of the flow in regions closer to the leading edge, preventing detachment. This study used a numerical tool (MSES) for the simulation of the slat-wing group and a code in MATLAB to optimize its design. A genetic algorithm was used for the optimization. Thus, increases of up to 38% were obtained in the CL without significant gains in the CD. Thus, it was possible to design an aircraft with a smaller wing area and carrying a 12.3% greater payload with a 6.4% lower speed. Therefore, for this competition regulation, the use of the slat increased 14% in the championship flight score. In the following years, it is expected a great advance in the performance of UAVs, which aerodynamic aspect has not been much explored. Therefore, it is expected that the present work contributes to the development of UAV projects.

Keywords: UAV, increase lift, laminar separation bubble, high-lift devices, optimization, low Reynolds number.

Concentration area: Thermosciences

Research line: Heat and Mass Transfer

SUMÁRIO

1	Introdução	7
1.1	Motivação	8
1.2	Objetivos	10
2	Abordagem	12
3	Revisão Bibliográfica	14
4	Metodologia	18
4.1	MSES	18
4.2	Ajustes dos parâmetros de simulação	20
4.2.1	Convergência	20
4.2.2	Validação com <i>benchmark</i> experimental: aerofólio simples .	22
4.2.3	Validação com <i>benchmark</i> experimental: aerofólio com mul- tielementos	24
4.3	Teste com flape simples	25
5	Otimização	27
5.1	Genes	28
5.2	Função Objetivo	30
6	Resultados	32
6.1	Resultados Práticos	37
7	Conclusão	39
7.1	Recomendações para trabalhos futuros	40
8	Anexos	41
8.1	Coordenadas do aerofólio com flape	41
8.2	Dados extraídos da curva experimental usada na validação	42
8.3	Parâmetros de entrada no MSES	47

LISTA DE SÍMBOLOS

α	Ângulo de ataque [°]
α_{CLmax}	Ângulo de ataque para máximo coeficiente de sustentação [°]
α_{Emax}	Ângulo de ataque para eficiência máxima [°]
μ	Viscosidade dinâmica [Pa.s]
ρ	Densidade do ar [kg/m ³]
θ	Ângulo do <i>slat</i> [°]
AG	Algoritmo Genético
C	Corda da asa [m]
CD	Coeficiente de arrasto parasita [-]
CFD	Simulação fluidodinâmica computacional
CL	Coeficiente de sustentação [-]
CL ₀	Coeficiente de sustentação em $\alpha = 0^\circ$ [-]
CL _{max}	Coeficiente de sustentação máximo [-]
Cp	Coeficiente de pressão [-]
L	Força de sustentação [N]
MDO	Otimização multidisciplinar
MTOW	Peso máximo de decolagem [kg]
P _{voo}	Pontuação de voo
S _w	Área da asa [m ²]
S _{sup}	Área das superfícies de sustentação [m ²]
V	Velocidade [m/s]
V _h	Velocidade máxima horizontal [m/s]
V _s	Velocidade de estol [m/s]

LISTA DE FIGURAS

1	Exemplo de aeronave de <i>Aerodesign</i>	9
2	Gráfico de C_p x posição (retirado de [21])	14
3	Perfis de velocidade	15
4	Curva de CL x α com e sem <i>slat</i> encontrada por [14]	16
5	Aerofólio AR18R	18
6	Fluxograma do MSES	19
7	CL em função do número de iterações	20
8	CL em função do número de elementos por face do domínio	21
9	CL em função do número pontos do aerofólio	21
10	Validação da $CL \times \alpha$ com o S1223	22
11	CL x α do AR18R	23
12	Validação da $CD \times \alpha$ do S1223	23
13	CD x α do AR18R	24
14	Aerofólio NLR 37301 com flape	24
15	CL x α do NLR 7301	25
16	Aerofólio AR18R com flape simples	26
17	CL x α do AR18R com e sem flape simples	26
18	Fluxograma do AG (adaptado de [17])	28
19	Genes da otimização	29
20	Exemplo de CL x α com <i>outlier</i>	30
21	Indivíduo ótimo	32
22	CL x α do AR18R com e sem o <i>slat</i>	33
23	CD x α do AR18R com e sem o <i>slat</i>	34
24	Eficiência do aerofólio com e sem <i>slat</i>	35
25	CL x α com os <i>slats</i>	36
26	CL x α em diferentes números de Reynolds	36
27	Vista em planta das aeronaves ótimas	38

LISTA DE TABELAS

1	Limitações geométricas	29
2	Parâmetros do indivíduo ótimo	32
3	Genes da MDO	37
4	Comparativo de aeronaves com e sem <i>slat</i>	38
5	Ganhos com o uso do <i>slat</i>	39

1 INTRODUÇÃO

A engenharia aeronáutica está em constante desenvolvimento, buscando tecnologias para o transporte de cargas e pessoas de forma mais eficiente. Os VANTs (veículos aéreos não tripulados) compõem uma solução que vêm se destacando nas últimas décadas [20], principalmente no transporte de pequenas cargas e em atividades de monitoramento [6].

Em sua maioria, os VANTs, também chamados de drones, são de asa fixa ou rotativas. Cada tipo possui sua particularidade, como a decolagem vertical no caso dos veículos com asas rotativas, e o maior alcance no caso da asa fixa.

Os VANTs são mais baratos que aeronaves tradicionais e possuem menor custo de operação [5], sendo tipicamente mais rápidos que veículos terrestres e navais. Além disso, os VANTs possuem uma grande faixa de operação, podendo sobrevoar diferentes altitudes e até mesmo o oceano. Normalmente, essas aeronaves necessitam de uma pista de decolagem curta, e, dependendo das dimensões do drone, inclusive trechos de vias públicas podem ser utilizados. Ademais, por não serem tripulados, são capazes de realizar tarefas difíceis e de elevada periculosidade sem colocar vidas em risco.

Com o avanço das ferramentas de simulação numérica e com o aumento da capacidade de processamento, tornou-se possível conceber projetos otimizados de veículos, o que é interessante para o projeto de VANTs. Nesse contexto, a otimização topológica é particularmente interessante, pois permite a criação de geometrias com maior resistência específica, ou seja, estruturas com alta capacidade de suportar cargas e com um baixo peso [22]. Além disso, novos métodos de fabricação envolvendo comandos numéricos computadorizados, juntamente com a manufatura de adição, vêm permitindo a construção de geometrias complexas, tornando viável a aplicação prática da otimização topológica [18]. Ademais, a grande evolução dos materiais compósitos, em especial o PRFC (polímero reforçado com fibra de carbono), vêm contribuindo ainda mais para a redução do peso das estruturas, o que é muito interessante para aeronaves [7].

A capacidade de processamento e a eficiência dos dispositivos eletrônicos também evoluíram substancialmente nos últimos anos. Assim, dispositivos com elevada capacidade de processamento, baixo consumo e dimensões reduzidas são atualmente acessíveis. Além disso, observou-se também uma evolução das baterias,

em que se destacam as baterias de lítio polímero, que possuem elevada densidade energética, ou seja, grande capacidade de armazenar energia em pouco volume e peso. Essas características são importantes para dispositivos portáteis e muito interessantes para os VANTs. Associado a isso, tem-se a melhoria de torque e eficiência dos motores elétricos, em especial dos motores sem escovas (*brushless*). A combinação de todo esse desenvolvimento tecnológico pode ser empregada no projeto de VANTs de alta performance.

Apesar desses veículos já realizarem aplicações em todo o mundo em atividades como entregas, vigilância, mapeamento, escaneamento 3D, dentre outras, seu uso ainda é muito recente. Portanto, espera-se um grande avanço no projeto destes veículos nos próximos anos [13], visto que a maior parte da evolução foi no âmbito estrutural, enquanto o aerodinâmico ainda não foi muito explorado.

1.1 Motivação

Tendo em vista a importância dos VANTs, a Sociedade dos Engenheiros Automotivos (SAE) criou desafios estudantis a fim de promover inovações no setor de transporte. Um desses desafios, o *Aerodesign*, está relacionado com o transporte de carga de forma aérea por meio de drones.

O *Aerodesign* conta com o apoio de grandes empresas do setor aeroespacial e possui engenheiros da área na banca. Portanto, os desafios a serem solucionados pelas equipes são os mesmos da indústria aeronáutica.

Os VANTs utilizados no *Aerodesign* (como o da Figura 1) operam em baixos números de Reynolds e normalmente precisam de elevada sustentação. Nesse regime, há a tendência do descolamento da camada limite, e a formação de bolhas de separação laminar, dificultando a utilização de aerofólios de alta sustentação. A previsão do comportamento dessas bolhas é difícil de ser estudada, pois as instabilidades associadas ao escoamento são difíceis de serem capturadas com fidelidade pelas simulações numéricas utilizadas na indústria [19]. Nesse contexto, torna-se interessante a aplicação de dispositivos que conferem um aumento da quantidade de movimento do escoamento na camada limite dos aerofólios, de modo a atrasar a separação e consequentemente aumentar a performance dos modelos.



Figura 1: Exemplo de aeronave de *Aerodesign*

1.2 Objetivos

O objetivo primário da competição é projetar uma aeronave capaz de transporte a maior carga paga possível, utilizando somente 50 m de pista para decolagem e a menor área geradora de sustentação (S_{sup}), formada pela área da asa e da empenagem horizontal. A pontuação de voo do regulamento da classe *Advanced* [3] do ano de 2019 está exposta na Equação 1. Ademais, há uma bonificação para pousos em até 100 m e o peso máximo de decolagem (MTOW) é limitado em 25 kg.

$$P_{voo} = 200 * \left(\frac{2}{1 + \exp(-5 \cdot S_{sup})} - 1 \right) \cdot \left(\frac{2}{1 + \exp(-15 \cdot S_{sup} - 0.155204)} - 1 \right) \cdot f(Cp) \quad (1)$$

Sendo:

$$f(Cp) = \frac{Cp}{7.3 \cdot \log(S_{sup}) + 13.6}$$

Existe ainda um objetivo secundário, a chamada missão de reconhecimento, que consiste em sobrevoar uma área e tirar fotos de um alvo localizado no solo. Portanto, é desejável que o VANT possua uma velocidade de estol baixa, o que também é benéfico para reduzir o comprimento de pista necessário para o pouso.

Para atingir esses objetivos, é necessário utilizar asas com alta sustentação e com menor área possível. Como na equação da força de sustentação (Equação 2) a densidade do ar é constante e deseja-se minimizar a área da asa e a velocidade, um elevado coeficiente de sustentação é imprescindível.

$$L = 0.5 \cdot \rho \cdot S_w \cdot CL \cdot V^2 \quad (2)$$

O projeto visa à melhoria de performance de uma aeronave de *Aerodesign* para a participação do campeonato promovido pela SAE Brasil. As regras do evento demandam projetos de aeronaves que operem com alta sustentação em velocidades baixas. Assim, foi necessário buscar alternativas não convencionais para aumentar a sustentação do avião de forma a maximizar a pontuação de voo com as condições impostas pelo regulamento. Dentre estes dispositivos, destacam-se os flapes, os geradores de vórtices e os *slats*, que podem aumentar significativamente o CL das aeronaves. É nesse contexto que o presente trabalho se insere. Buscou-se otimizar a sustentação de um aerofólio empregado no aerodesign utilizando dispositivos hiper-

sustentadores. Cabe ressaltar que a metodologia empregada aqui exibe diversas semelhanças com o projeto de aeronaves comerciais.

2 ABORDAGEM

Neste trabalho optou-se pelo estudo de dispositivos hiper-sustentadores para um aerofólio utilizado em um veículo da competição *Aerodesign*. Os aerofólios empregados na construção dessas aeronaves possuem, tipicamente, um camber elevado. Logo, espera-se que aumentos de curvatura causados pelo uso de flapes possam a causar a separação precoce da camada limite e, conseqüentemente, promover o estol, que é a perda de sustentação, impedindo um ganho significativo de CL. Isso se deve, principalmente, pelo fato de as aeronaves de *Aerodesign* operarem em baixos números de Reynolds (Equação 3), o que é um complicador para o bom desempenho delas, visto que o escoamento tende a ser laminar por uma grande extensão do aerofólio [24].

Sabe-se que a camada limite laminar possui menor quantidade de movimento em regiões mais próximas à parede, sendo mais sujeita à separação na presença do gradiente de pressão adverso. A perda de sustentação de aerofólios com o aumento do ângulo de ataque, conhecida como estol, está associada a separação da camada limite por grandes extensões do aerofólio. Para contornar esse inconveniente, é comum o uso de flapes retráteis com *slot* (espaço entre o elemento principal e o flape). O dispositivo permite reenergizar a camada limite no bordo de ataque do flape e, assim, evitar o estol [1]. Além disso, ele funciona bem em aerofólios operando em números de Reynolds mais elevados. Já em operações em baixos números de Reynolds, a tendência é que a separação da camada limite ocorra em regiões mais próximas do ponto de máxima espessura do aerofólio [23], que é anterior ao flape. Assim, a reenergização promovida pelo *slot* não evita a separação e, conseqüentemente, tem menor influência na performance do aerofólio.

$$Re = \frac{\text{Forças inerciais}}{\text{Forças viscosas}} = \frac{\rho C^2 V^2}{\mu C V} = \frac{\rho C D}{\mu} \quad (3)$$

Devido à facilidade de construção, os geradores de vórtices são opções simples que permitem algum aumento da carga paga. Uma análise do efeito desses dispositivos na performance de VANT's foi realizada em [4]. Os resultados reportados naquele trabalho e alguns experimentos da literatura [2] indicam que, na faixa de número de Reynolds de interesse, os aumentos de sustentação máximos observados com o uso de geradores de vórtices são da ordem de 5% para o aerofólio S1223. Esse baixo incremento no coeficiente de sustentação e o elevado custo computaci-

onal necessário para as análises deste dispositivo foram os principais fatores pelos quais essa opção foi descartada para este estudo.

Com base no que foi exposto, resolveu-se investigar o efeito de *slats* na performance da aeronave, pois ele acelera o escoamento no extradorso e também força a transição para o regime turbulento, evitando a formação da bolha de separação laminar, que será explicada na Seção 3. Escolheu-se o modelo fixo de *slat* pela facilidade de construção, pelo menor peso e por não necessitar de um sistema de controle para ajuste da angulação. Outra vantagem é que os ganhos associados ao uso desse dispositivo podem ser estimados por meio de simulações numéricas bidimensionais. Isso reduz o custo computacional e permite que seja feita uma maior varredura de parâmetros. Ademais, aumentos de CL da ordem de 60% são reportados na literatura [26] com o uso de *slat* fixo em uma aeronave de dimensões e número de Reynolds semelhantes.

Uma das dificuldades no projeto de *slats* é que a posição do dispositivo em relação ao elemento principal afeta significativamente a performance do conjunto. Logo, a busca por posições e angulações ótimas do dispositivo é essencial para o sucesso de um projeto. As simulações foram realizadas com o software MSES [8], desenvolvido por pesquisadores do MIT para a simulação de aerofólios com múltiplos elementos. A ferramenta é muito apropriada para otimização devido ao seu baixo custo computacional.

3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Na literatura, há diversos artigos científicos sobre aerofólios de alta sustentação, perfis operando em baixos números de Reynolds e sobre *slats*; no entanto, há pouco material com essas condições coexistindo. Nesta revisão, buscou-se discutir a escassa literatura relacionada ao tema do projeto e alguns tópicos básicos necessários para a compreensão do trabalho.

Segundo Selig [25], aerofólios que operam em um baixo número de Reynolds se diferem dos demais principalmente pela tendência de ocorrência de bolhas de separação laminar, que é a principal responsável pela queda de performance quando comparado a regimes de Reynolds mais altos. Essa bolha é causada pela incapacidade do escoamento de transicionar do regime laminar para o turbulento na camada limite colada à superfície do aerofólio. Portanto, a transição ocorre na região de escoamento livre, e a chamada bolha de transição é formada quando o escoamento retorna à parede do aerofólio. A Figura 2 ilustra as fases de formação da bolha. Normalmente, o arrasto de pressão causado pela bolha é responsável pelo relativo alto arrasto que perfis em baixos Reynolds costumam ter.

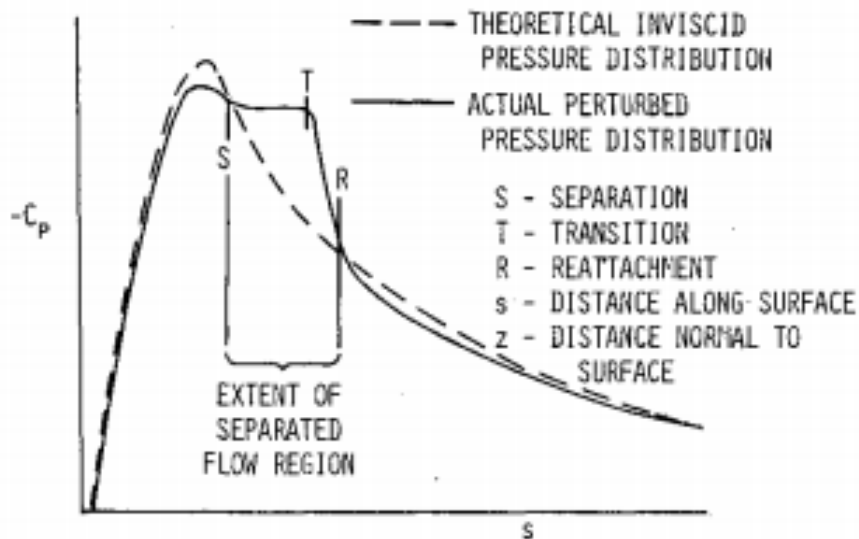


Figura 2: Gráfico de C_p x posição (retirado de [21])

De acordo com a Figura 2, na região de recuperação de pressão, onde o gradiente de pressão é adverso ao escoamento, há a tendência de separação da camada limite. No caso do escoamento laminar, essa separação é mais fácil de ocorrer do

que no caso do escoamento turbulento. Isso ocorre devido a menor quantidade de movimento do escoamento laminar próximo à parede. Essa condição pode ser verificada quando se compara dois perfis de velocidade, sendo um laminar e outro turbulento, conforme ilustrado na Figura 3.

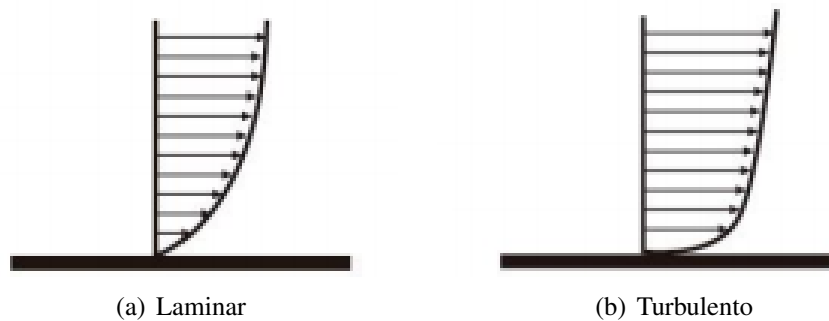


Figura 3: Perfis de velocidade

Ademais, de acordo com [21], em grandes ângulos de ataque e baixos números de Reynolds a bolha de separação pode "estourar", ou seja, há a separação do escoamento, a transição para o regime laminar, mas o escoamento turbulento não se reconecta ao aerofólio. Assim, há um estol abrupto e uma redução significativa do pico de sucção, consequentemente, reduzindo a sustentação e aumentando o arrasto.

Na referência [14], é feita uma análise do perfil NACA 2415 em diferentes números de Reynolds, mostrando uma forte correlação entre o estouro da bolha de separação e o máximo coeficiente de sustentação. Experimentos em ambientes com maiores níveis de turbulência apresentam ganhos de sustentação devido à maior energização da camada limite, promovida pela transição do regime do escoamento, podendo atrasar a formação da bolha de separação. Uma alternativa para aumentar a quantidade de movimento do escoamento próximo à superfície é o uso de *slats*. O dispositivo injeta ar com mais momento sobre o elemento principal, e assim, evita a formação da bolha de separação laminar. Em [14], foram testados diferentes ângulos entre o aerofólio principal e o *slat*. O melhor resultado obtido para o número de Reynolds de 200 mil, foi o incremento de 46% no coeficiente de sustentação, chegando a um CL de 1.9. Ademais, o ângulo de estol passou de 12° para 20°, conforme ilustrado na Figura 4.

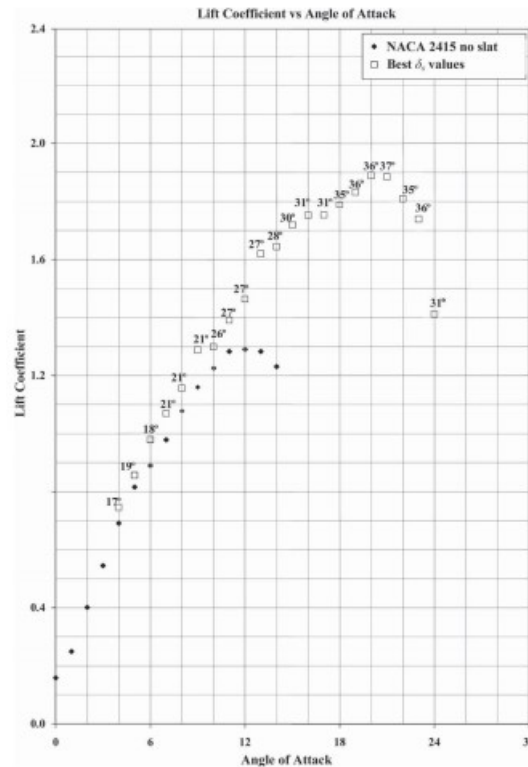


Figura 4: Curva de CL x α com e sem *slat* encontrada por [14]

O trabalho [26] reporta os resultados de experimentos com o uso de um *slat* fixo em um aeromodelo de corda 0.3 m e velocidade de 25 m/s, o que implica em um número de Reynolds de 525 mil, que, embora seja considerado baixo, é consideravelmente maior que os 300 mil do presente estudo. Apesar de não ter sido utilizado um aerofólio de alta sustentação, resultados experimentais satisfatórios foram encontrados, como um aumento de 66% no coeficiente de sustentação, de 5% na eficiência da asa e de 15° no ângulo de estol.

A literatura sugere que ganhos significativos de sustentação podem ser obtidos em aerofólios de baixos Reynolds com o uso de *slats*. Apesar disso, o dispositivo não é empregado sistematicamente em VANTs, devido às dificuldades construtivas e pelo fato de a performance do conjunto *slat*-asa ser fortemente dependente da disposição geométrica dos dois elementos. Logo, o projeto do conjunto demanda o uso de ferramentas de otimização [14].

Gardner e Selig, em [12], utilizam um otimizador por algoritmo genético para otimizar a geometria de perfis por meio do método inverso. Nesse método, as mudanças na geometria vêm a partir do ajuste dos parâmetros da distribuição da velocidade no aerofólio. Após a geração da geometria, o indivíduo é analisado de forma direta por meio do *software* XFOIL. Segundo eles, o AG é muito robusto e capaz

de encontrar soluções ótimas mesmo em casos descontínuos e não lineares, por não necessitar das derivadas do problema. Esse tipo de abordagem é interessante. No presente trabalho buscou-se combinar estratégias de otimização por algoritmo genético com simulação numérica de aerofólios com múltiplos elementos.

4 METODOLOGIA

O aerofólio para qual o *slat* será otimizado é o AR18R, uma variação do S1223 criada pela equipe de *Aerodesign* da PUC-Rio, a AeroRio, com o objetivo de melhorar a manufaturabilidade mantendo um elevado CL.

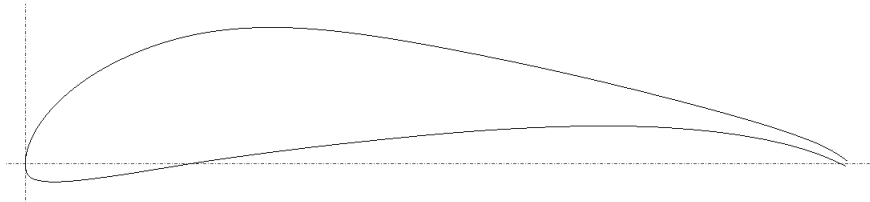


Figura 5: Aerofólio AR18R

Por falta de dados experimentais do AR18R, o presente estudo utilizará o S1223 como referência para validação devido à grande semelhança entre os dois aerofólios.

Para a escolha e o posicionamento do aerofólio secundário, será feito um otimizador por algoritmo genético no MATLAB [16], que utilizará o MSES [8] para efetuar as análises. O MSES possui um baixo custo computacional, sendo, então, uma ferramenta muito adequada para varredura de parâmetros em busca de um ponto ótimo de operação. Dessa forma, será possível investigar um grande número de combinações dos parâmetros com pouco esforço computacional. Escolheu-se número de Reynolds de 300 mil considerando uma corda de 0.4 m e velocidade de estol de 11 m/s .

4.1 MSES

O MSES é um *software* de simulação numérica que permite a análise de multi-elementos com custo computacional bem menor do que simulações numéricas das equações de Navier-Stokes. Isso vale até mesmo para simulações RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes), que empregam modelos de turbulência para as relações de fechamento e, assim, tem custo computacional muito menor que simulações das grandes escalas (LES - Large Edge Simulation) e que as equações completas de Navier-Stokes (DNS -Direct Navier-Stokes).

O MSES possui elevada acuracidade em regimes de baixos números de Reynolds [9]. Nele, as equações de Euler são discretizadas ao longo das linhas de corrente e são acopladas à duas equações de camada limite. A transição do escoamento

é prevista por uma derivação do método e^N incorporado à formulação viscosa. As equações são resolvidas de forma acoplada por meio do método de Newton, o que permite resolver de forma rápida e confiável os escoamentos que possuem grande interação viscosa/não-viscosa, típicos das condições de baixos números de Reynolds, inclusive sendo capaz de prever a formação de bolhas de separação laminar.

A Figura 6 contém o fluxograma que ilustra como as simulações foram realizadas no MSES. O arquivo "mses.txt" está disponibilizado na Seção 8.

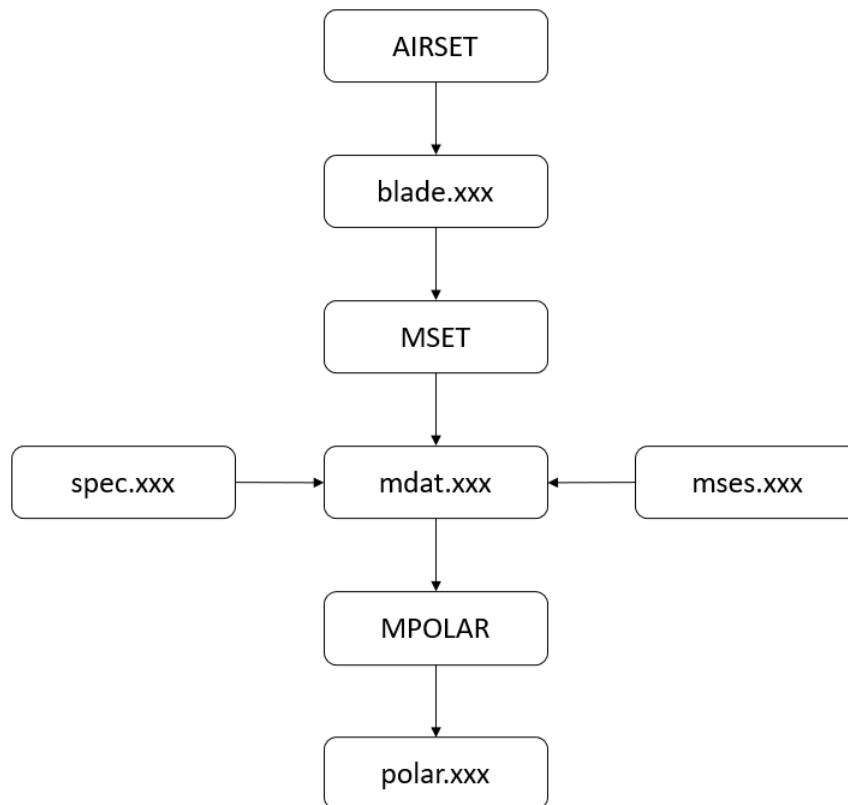


Figura 6: Fluxograma do MSES

O MSES é um *software* que somente permite simular uma condição por vez. Portanto, utilizou-se o MATLAB para intermediar a comunicação com o MSES de modo a permitir a execução em *loop*. Dessa forma, pôde-se definir um *range* de parâmetros a serem analisados nos estudos. Dentre estes parâmetros estão ângulo de ataque, posição e orientação do *slat*, número de iterações, características da malha, e outros.

4.2 Ajustes dos parâmetros de simulação

Primeiramente, utilizou-se o aerofólio S1223 para avaliar a convergência das simulações com os parâmetros das simulações. Para isso, foram utilizados os dados experimentais de [2] e simulações no XFLR5 [10] como referência.

4.2.1 Convergência

Visando a assegurar a independência dos resultados com relação às configurações da simulação, foram feitos testes para verificar a convergência com a malha e com o número de iterações. A Figura 7 foi gerada para o maior ângulo de ataque estudado ($\alpha = 16^\circ$), visto que esse é o caso mais crítico devido ao maior descolamento do escoamento no perfil, necessitando de uma malha mais refinada e um maior número de iterações. Portanto, assume-se que ângulos de ataque menores necessitarão de um número menor de iterações.

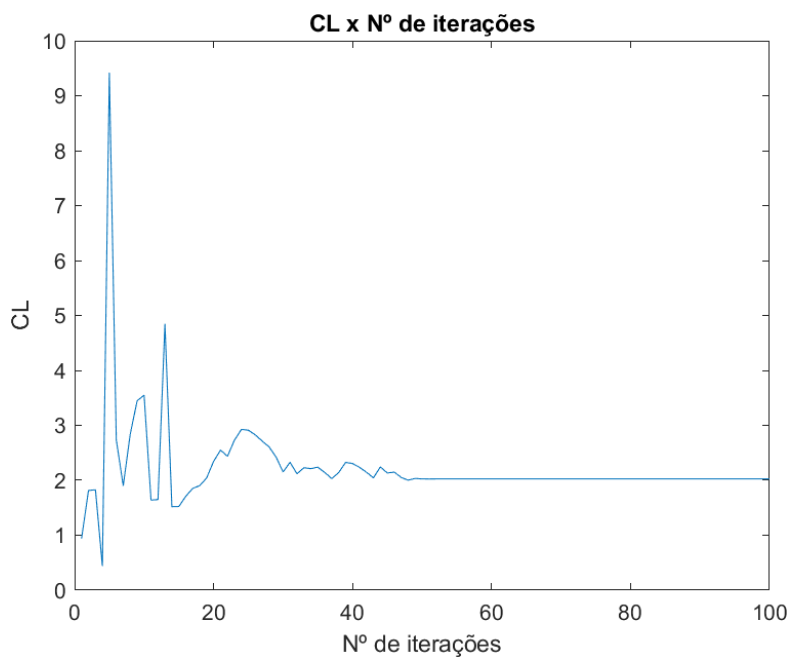


Figura 7: CL em função do número de iterações

Observou-se que, após 46 iterações, o CL não é alterado e o aumento do número de iterações não afeta o resultado da simulação, ou seja, a simulação convergiu. Com base neste resultado, escolheu-se utilizar 50 iterações nas simulações realizadas.

Analogamente a esse estudo de convergência, analisaram-se a influência do número de elementos nas faces do domínio fluido (entrada e saída do escoamento,

paredes superior e inferior), e da quantidade de pontos utilizados na discretização do aerofólio, obtendo-se, respectivamente, as Figuras 8 e 9.

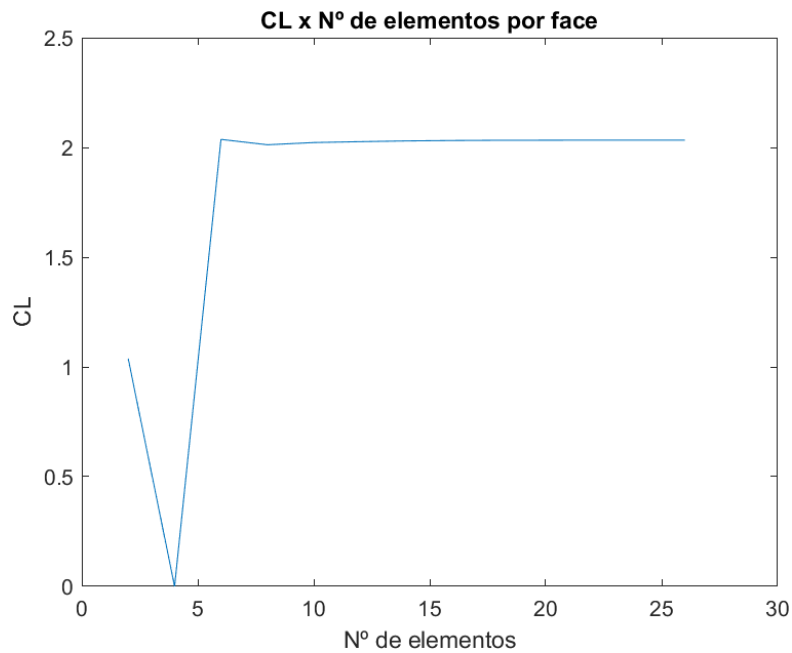


Figura 8: CL em função do número de elementos por face do domínio

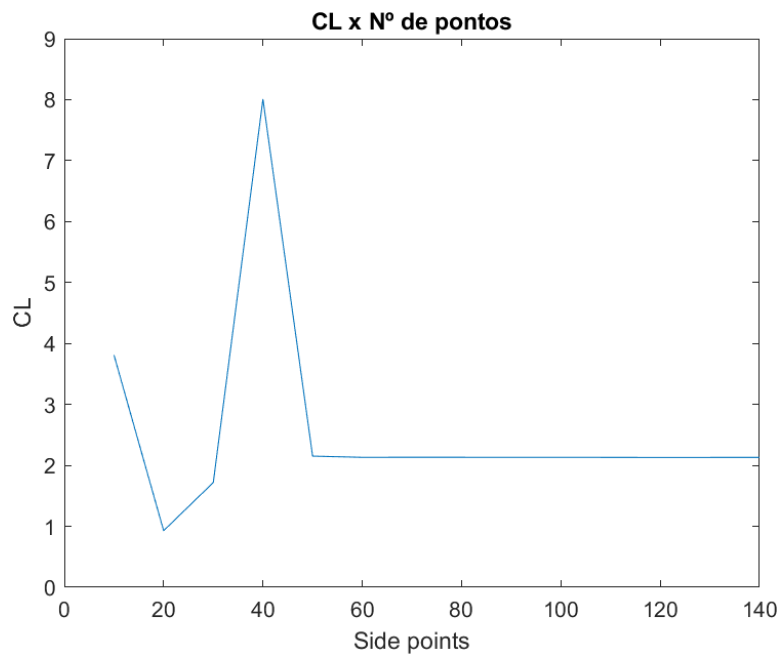


Figura 9: CL em função do número pontos do aerofólio

Na Figura 8, nota-se que há convergência dos resultados para um número de elementos maior do que 10. Já na Figura 9, a convergência de CL só é observada quando são utilizados 50 pontos ou mais para discretizar o aerofólio. Assim, após a

análise desses gráficos, escolheu-se utilizar 15 elementos por face do domínio e 55 pontos na parede do aerofólio.

4.2.2 Validação com *benchmark* experimental: aerofólio simples

Após a verificação da convergência numérica da simulação, buscaram-se na literatura [2] ensaios em túneis de vento para validar os resultados encontrados. Utilizaram-se como comparação, também, os dados encontrados pelo software XFLR5. Na Figura 10, encontram-se os resultados numéricos obtidos junto aos experimentais.

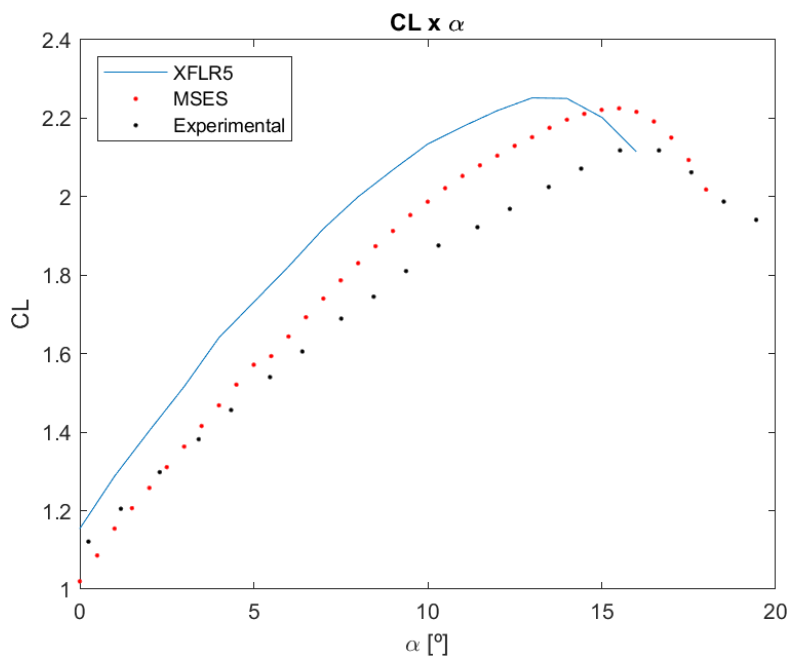


Figura 10: Validação da $CL \times \alpha$ com o S1223

Observa-se a proximidade entre as curvas, tendo-se obtido um erro máximo de 6,6% no MSES, sendo menor ao de 14,3% encontrado no XFLR5. Cabe ressaltar que esse erro é observado próximo ao CL_{max} , onde já há separação da camada limite. Nessa região, espera-se que a ferramenta tenha mais dificuldade de prever com fidelidade o comportamento do escoamento. Ainda assim, pode-se concluir que os resultados da simulação concordam bem com os dados experimentais na faixa esperada. Uma vez validados os resultados, gerou-se, também, a $CL \times \alpha$ do AR18R (Figura 11), que é o aerofólio utilizado pela equipe de aerodesign da PUC-Rio. Nota-se uma semelhança entre resultados da simulação com XFLR5 e MSES similar àquela observada na Figura 10.

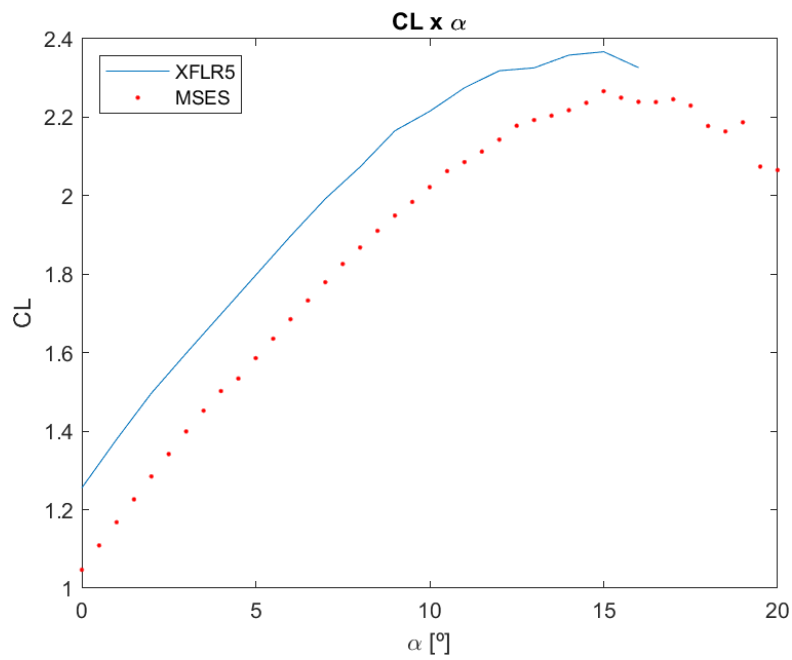


Figura 11: CL x α do AR18R

O mesmo estudo foi realizado para o coeficiente de arrasto parasita (Figura 12), encontrando-se resultados satisfatórios mesmo em ângulos de ataque elevados, que costumam apresentar grandes erros por conta da dificuldade que os métodos numéricos têm de capturar o descolamento do escoamento.

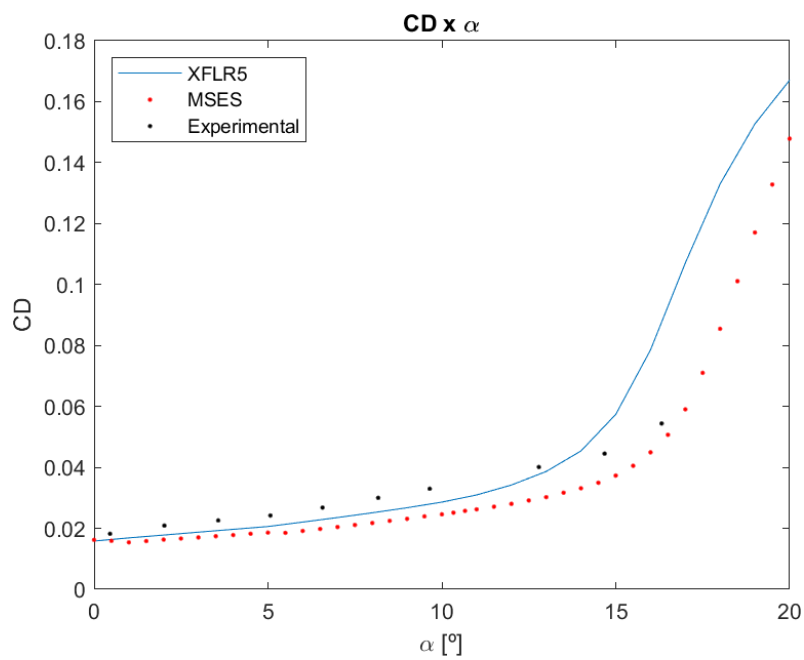


Figura 12: Validação da $CD \times \alpha$ do S1223

Assim, pôde-se gerar a curva de $CD \times \alpha$ do AR18R (Figura 13), que será utilizada para a comparação futura com o aerofólio com *slat*. Novamente, nota-se uma semelhança entre resultados experimentais e os da simulação com XFLR5 e MSES, de forma similar à encontrada na Figura 12.

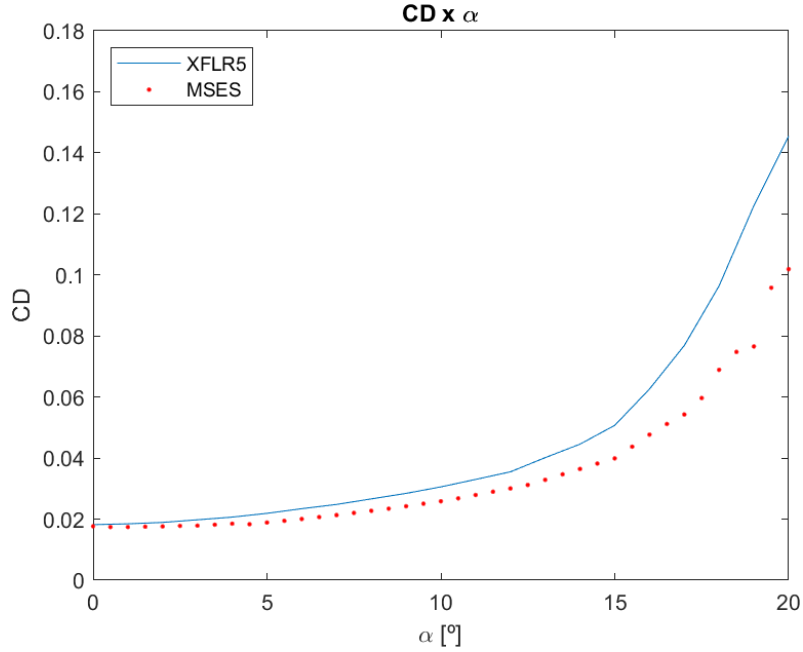


Figura 13: $CD \times \alpha$ do AR18R

4.2.3 Validação com *benchmark* experimental: aerofólio com multielementos

A fim de validar a análise com multielementos no MSES, utilizaram-se os dados experimentais de [11], que são do aerofólio NLR 7301 com flape do tipo *slotted* (Figura 14), ou seja, com dois elementos.

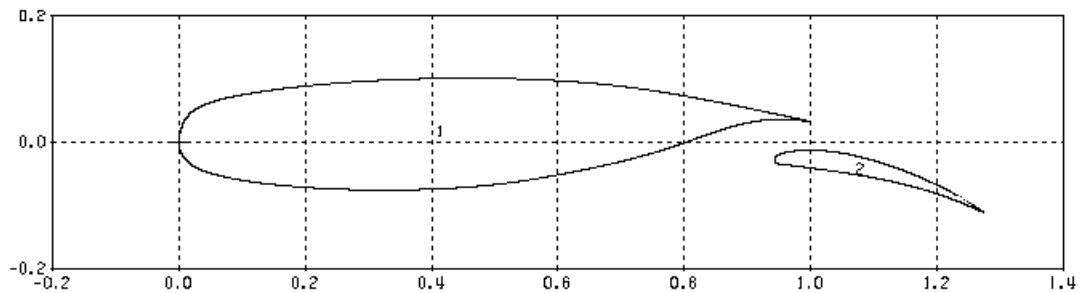


Figura 14: Aerofólio NLR 37301 com flape

Na Figura 15, encontra-se a $CL \times \alpha$ encontrada por [11] e a obtida numericamente, podendo-se observar a enorme semelhança entre as curvas, na qual o maior

erro obtido foi de 2.2%. Portanto, conclui-se que a análise realizada no MSES está validada e é fidedigna o suficiente para o presente estudo.

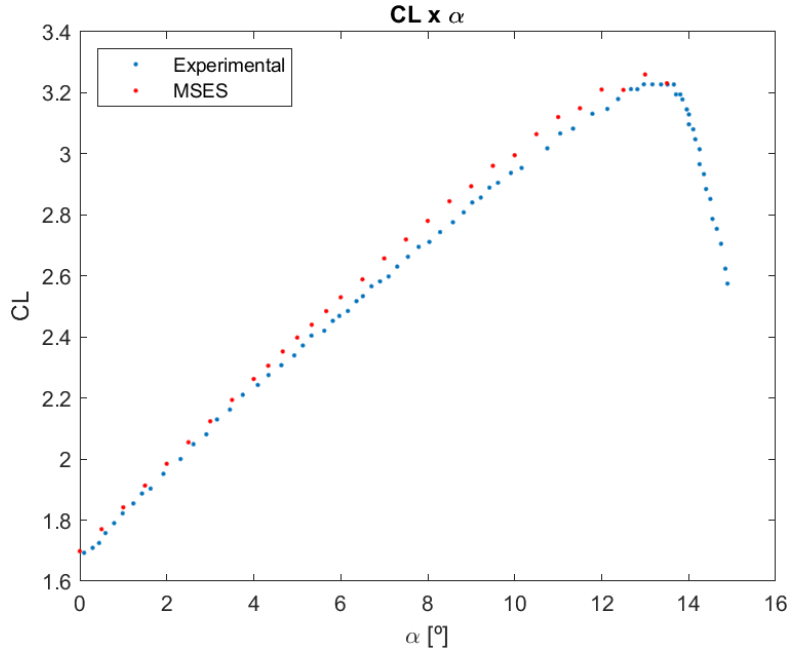


Figura 15: CL x α do NLR 7301

Destaca-se que o resultado com dois elementos possui um erro menor do que o com somente um. Isso se deve, principalmente, por as análises terem sido realizadas em número de Reynolds diferentes, sendo muito maior o utilizado no caso de multielementos, diminuindo o descolamento do escoamento e consequentemente melhorando a convergência e precisão da simulação.

4.3 Teste com flape simples

Na Seção 2, foi mencionado que o uso do flape simples não seria vantajoso devido ao baixo número de Reynolds associado ao elevado camber presente no aerofólio utilizado, o que supostamente causaria um descolamento precoce do escoamento, não trazendo ganhos significativos no CL_{max} . Portanto, decidiu-se realizar essa análise a fim de verificar se a afirmação é, de fato, verdadeira. Para isso, utilizou-se um flape no bordo de fuga do AR18R com 30% de corda móvel e uma deflexão de somente 10°, de modo a mitigar o possível descolamento. O aerofólio com flape pode ser visto na Figura 16.

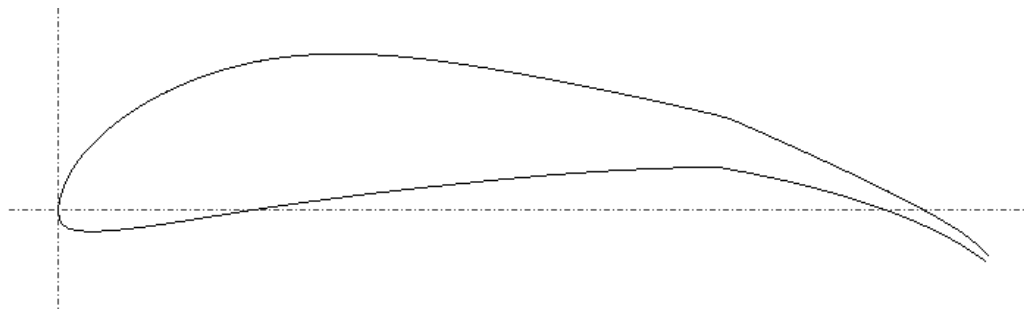


Figura 16: Aerofólio AR18R com flape simples

Gerou-se a curva de CL x α do AR18R com flape e comparou-se com a versão sem flape (Figura 17). Analisando o gráfico, nota-se que a afirmação realizada na Seção 2 é verídica, pois o aumento no valor do CL_{max} foi de somente 4.4%.

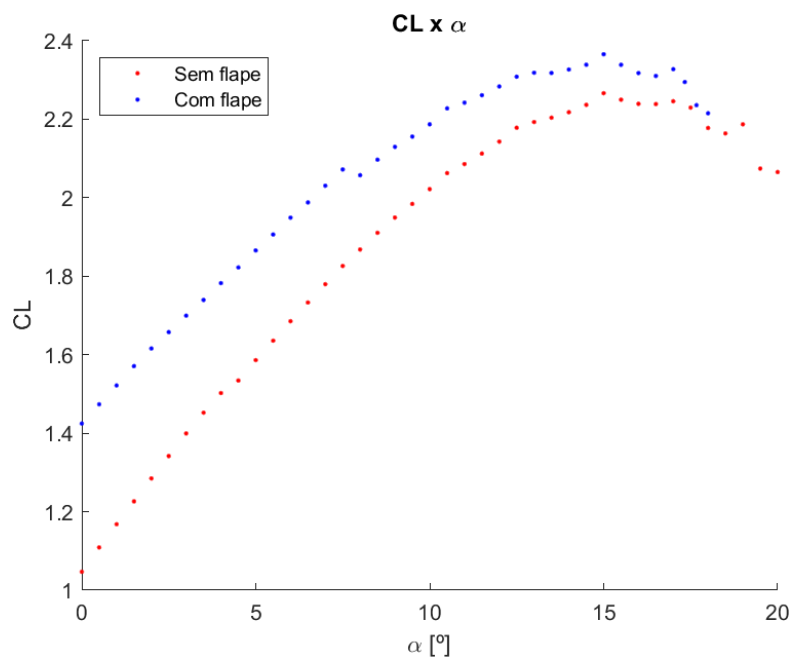


Figura 17: CL x α do AR18R com e sem flape simples

5 OTIMIZAÇÃO

O algoritmo genético (AG) é um método de otimização baseado na seleção natural. A seleção é feita a partir de indivíduos (casos), e cada um deles é formado por um conjunto de genes. Cada gene é um parâmetro a ser variado e otimizado pelo código.

O código funciona da seguinte forma: inicialmente, são criados vários indivíduos aleatórios com os genes definidos em uma faixa de valores predefinidos, formando uma população. Em seguida, todos os indivíduos são avaliados por uma função, a chamada função objetivo, e recebem uma pontuação. Os melhores indivíduos são reproduzidos (têm seus genes misturados) entre si, gerando uma nova população. Além disso, foram acrescentadas taxas de mutação e *crossing over* de modo a evitar a convergência para mínimos locais. A mutação insere alguns genes aleatórios no indivíduo e o *crossing over* cruza alguns genes dos pais. Para facilitar a convergência, alguns dos melhores indivíduos são passados diretamente para a geração seguinte, de forma que esta seja sempre melhor ou igual à anterior. Esse processo se repete até atingir o critério de parada, que, neste caso, foi limitado a 80 gerações ou 10 gerações em estol, ou seja, sem alteração em sua pontuação máxima. Esse algoritmo está representado em um fluxograma na Figura 18.



Figura 18: Fluxograma do AG (adaptado de [17])

A otimização do perfil utilizado, da posição e da orientação do *slat* foi realizada utilizando este algoritmo. Esta solução foi escolhida por alguns fatores, como a não-linearidade do sistema; a independência dos parâmetros; uma grande quantidade de combinações possíveis, que inviabiliza o método de força bruta; e a familiaridade com o algoritmo. Outra vantagem deste método, e a principal razão de sua escolha, é o fato de ele necessitar somente de uma forma de avaliar cada indivíduo, que é a própria função objetivo, sem ser necessária a sua derivada.

Para a realização da otimização, utilizou-se novamente o MATLAB, por meio da função "GA" da biblioteca *Global Optimization* [15].

5.1 Genes

Foram utilizados cinco genes na otimização proposta, a saber: a distância no eixo x e y entre os bordos de ataque dos aerofólios (dx e dy , respectivamente); a inclinação do *slat* em relação à corda do perfil principal (θ); a corda do *slat* (escala); e a escolha do aerofólio secundário. Essas distâncias e medidas estão adimensionadas pela corda do elemento principal e estão ilustradas na Figura 19.

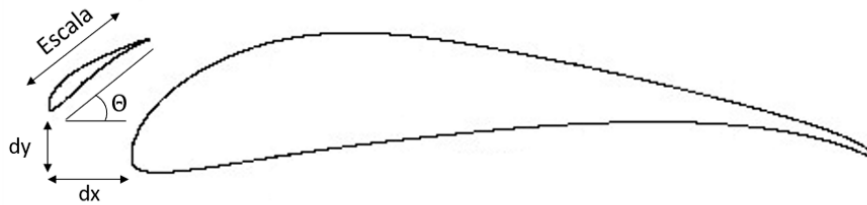


Figura 19: Genes da otimização

A fim de facilitar a convergência da otimização e restringir às soluções com manufatura viável, foram definidos valores mínimos e máximos para cada gene baseados na experiência do *Aerodesign*, principalmente evitando espessuras muito pequenas no bordo de fuga. As limitações utilizadas estão na Tabela 1.

Parâmetro	Mínimo	Máximo
dx	0.08	0.18
dy	0.01	0.1
Escala	0.1	0.22
θ [°]	15	35

Tabela 1: Limitações geométricas

Para a escolha do perfil aerodinâmico do slat, 26 aerofólios foram pré-escolhidos manualmente e disponibilizados para o AG encontrar a melhor combinação. Para a pré-seleção desses aerofólios, buscou-se modelos que possuísem alta sustentação em baixos números de Reynolds, obtendo-se:

· AR-18-R	· e423	· goe234	· goe482
· S1223	· e423il	· goe241	· goe523
· ch10	· fx72150b-il	· goe242	· goe525
· ch10sm-il	· fx73cl3152-il	· goe243	· goe652
· e420	· fx74modsm-il	· goe244	· raf19
· e420il	· goe217	· goe448	
· e421	· goe228	· goe462	

5.2 Função Objetivo

A função objetivo, como o próprio nome sugere, é o objetivo da otimização, ou seja, ela indica o que deve ser otimizado. Portanto, inicialmente considerou-se essa como o CL em $\alpha = 16^\circ$. Ao analisar o resultado da otimização com essa função, observou-se que o código otimizou os *outliers* nesse ângulo, ou seja, beneficiou os pontos nos quais a simulação não convergiu, como pode ser visto na Figura 20. Para resolver esse problema, em vez de utilizar o CL para um valor específico de α , considerou-se a média do CL de cinco ângulos de ataque ($\alpha = \{16; 17; 18; 19; 20\}$) e penalizou-se os ângulos que tiveram um CL muito alto (maior que 4). Assim, o CL do α que não convergiu é zerado, abaixando a média da pontuação do indivíduo.

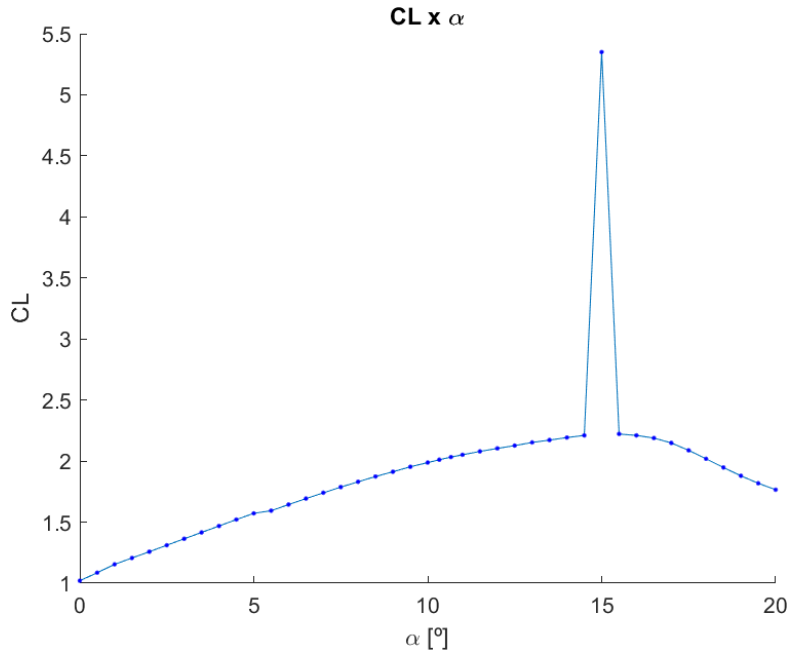


Figura 20: Exemplo de CL x α com *outlier*

Utilizando a nova função objetivo, o problema da presença de *outliers* na simulação foi sanado. No entanto, o custo computacional quintuplicou, aumentando consideravelmente o tempo da otimização. A fim de reduzir o esforço computacional, ajustou-se o número de iterações da simulação de modo a diminuir as iterações em casos com ângulos mais baixos e manter o número de iterações somente para casos com ângulos de ataque mais elevados. Esses últimos demandam mais iterações para a convergência, principalmente pelo fato de haver maior descolamento do escoamento. Portanto, como α menores convergem mais rápido, passou-se a analisar o valor de CL a cada iteração, e, caso a variação do coeficiente fosse menor que

uma tolerância definida, considera-se que o valor convergiu e passa-se para o próximo ângulo de ataque. Essa tolerância foi definida como 0.05, pois é um valor que não afetará o resultado final por estar dentro do erro esperado. Ademais, também verificou-se a presença de *outliers* comparando o CL da iteração atual com o da anterior. Se a diferença entre eles fosse maior que 0.25, a simulação seria finalizada para aquele indivíduo. O valor 0.25 foi escolhido por ser um pouco maior que a derivada da CL x α na região linear, que é de aproximadamente 0.2/°.

6 RESULTADOS

O otimizador, após ser executado, retorna uma lista com os genes do indivíduo ótimo, que pode ser observada na Tabela 2. Utilizaram-se esses genes para criar a visualização do indivíduo, chegando-se na Figura 21.

Parâmetro	Valor
dx	0.1455
dy	0.0406
Escala	0.1909
$\theta[^\circ]$	32.0163
Aerofólio	FX73CL3152-il

Tabela 2: Parâmetros do indivíduo ótimo

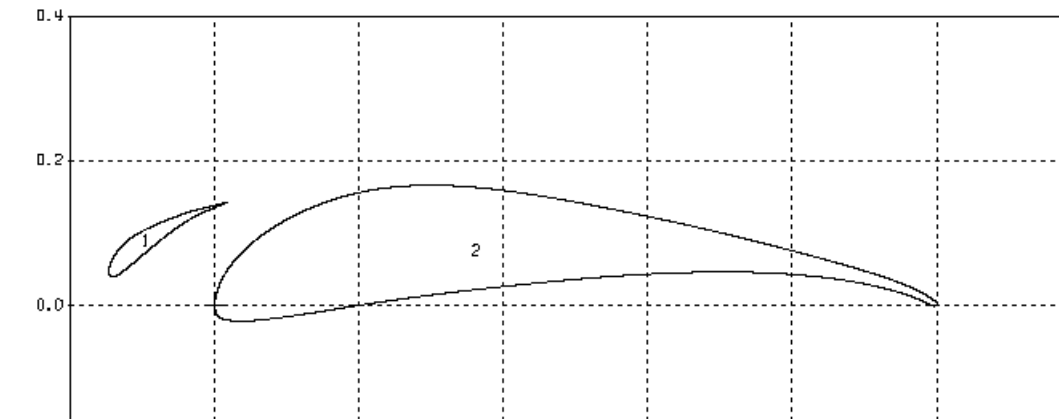


Figura 21: Indivíduo ótimo

Utilizou-se um novo código de MATLAB com MSES para estudar o indivíduo ótimo de uma forma mais aprofundada, gerando-se as curvas completas dos coeficientes aerodinâmicos. O MSES calcula o CL em função da área do aerofólio principal. Logo, para que o uso do *slat* seja mais vantajoso que o aumento da corda, o ganho de CL tem que ser superior a 14.5% (dx), que foi o incremento corda projetada devido ao *slat*.

A primeira das curvas geradas foi a de $CL \times \alpha$ (Figura 22). Comparando-a com o aerofólio sem o uso do *slat*, observa-se um retardo na separação do escoamento,

aumentando o $\alpha_{CL_{max}}$ de 14.5° para 23.5° . Consequentemente, o CL_{max} também aumentou, passando de 2.14 para 3.11, representando um acréscimo de 38.2%, que é maior que os 14.5% citados anteriormente. Portanto, num primeiro momento, o uso do dispositivo parece vantajoso.

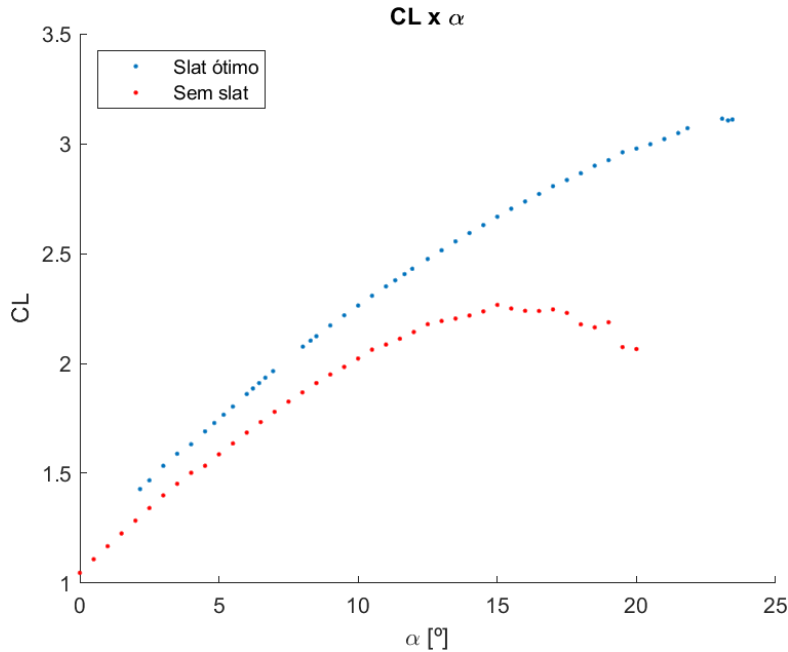


Figura 22: CL x α do AR18R com e sem o slat

Gerou-se, também, o gráfico de $CD \times \alpha$ (Figura 23), podendo-se observar que a partir de $\alpha = 15$ há uma variação brusca na derivada da curva do aerofólio sem o *slat*. Isso se deve por conta do descolamento da camada limite, que gera uma zona de baixa pressão no escoamento após o aerofólio, causando maior arrasto de pressão. Esse arrasto é reduzido pela presença do *slat*, que induz uma reenergização da camada limite e, consequentemente, faz com que haja uma redução da região de escoamento separado. Portanto, para ângulos de ataque menores que 17.5° o aerofólio com *slat* possui mais arrasto devido à sua maior área, e à formação de uma zona de baixa pressão entre os dois elementos, que gera arrasto de pressão. Já em ângulos maiores que 17.5° , o perfil com dois elementos possui menor arrasto, por possuir uma redução no arrasto de pressão.

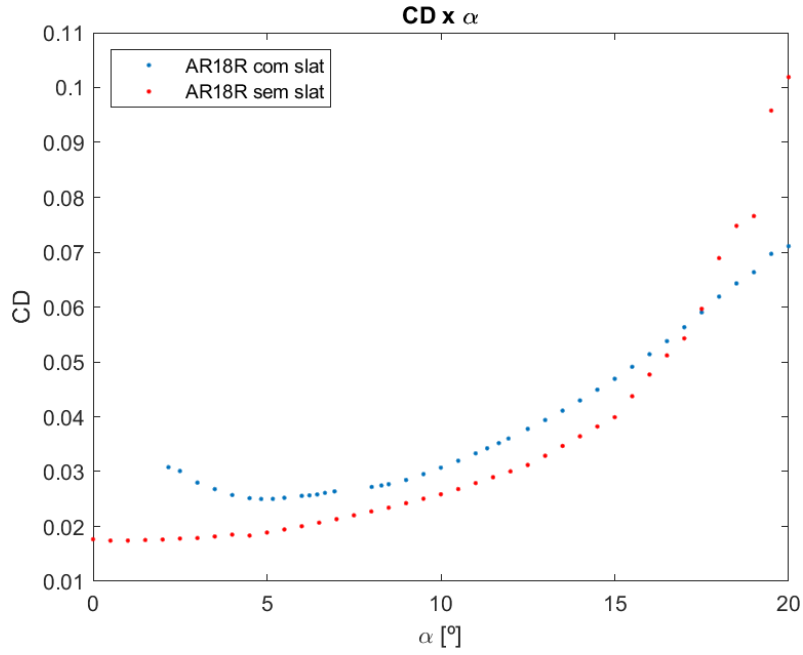


Figura 23: CD x α do AR18R com e sem o slat

A partir da do gráfico de $CL/CD \times \alpha$ (Figura 24), percebe-se uma queda da eficiência máxima de 8.7% com o uso do *slat*. No entanto, o ângulo de maior eficiência aumentou de $\alpha_{Emax} = 5.0^\circ$ para $\alpha_{Emax} = 8.5^\circ$, o que era esperado principalmente pela redução do CD em maiores ângulos de ataque. Conforme mencionado na Subseção 1.2, um elevado valor de CL é fundamental para o objetivo da competição, e, como CL cresce com o aumento α , um maior α_{Emax} é benéfico por estar mais próximo ao ângulo que a aeronave estará na maior parte do tempo.

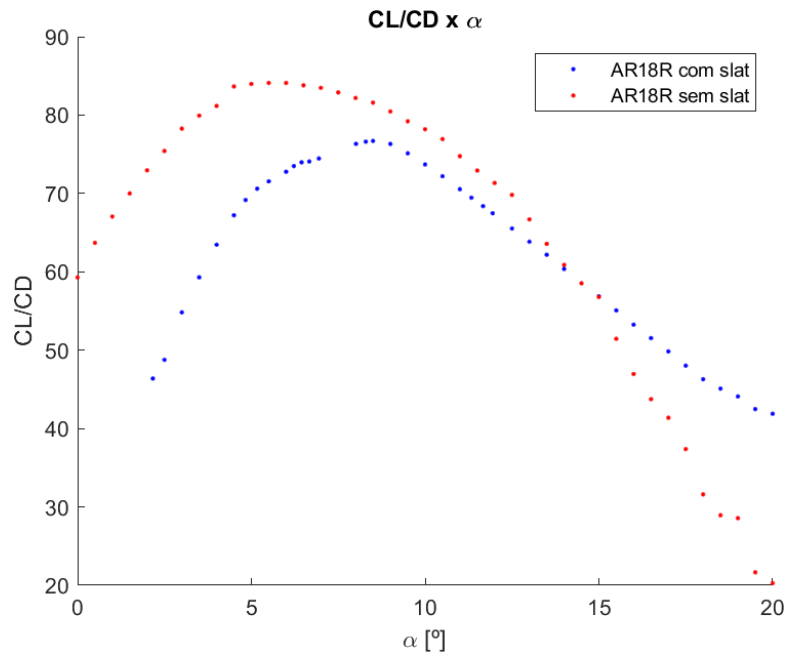


Figura 24: Eficiência do aerofólio com e sem *slat*

A fim de verificar a robustez da solução encontrada e assegurar que a aeronave a ser construída tenha o CL estimado no projeto, variaram-se os parâmetros do indivíduo ótimo considerando as tolerâncias de fabricação. Utilizaram-se as variações de ± 0.5 mm para as distâncias e $\pm 0.5^\circ$ para o ângulo. As CL x α encontradas com os *slats* modificados encontram-se na Figura 25 juntamente com o indivíduo ótimo e o perfil sem *slat*.

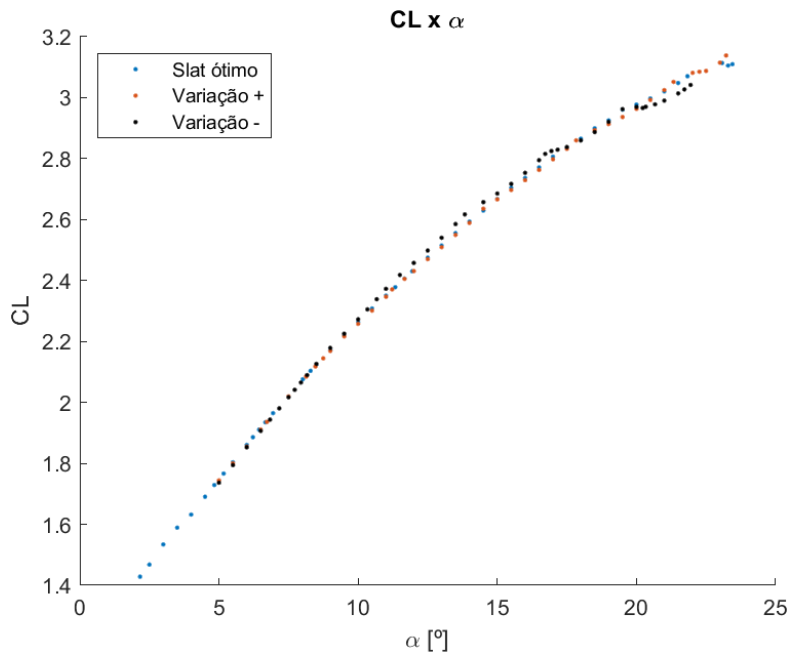


Figura 25: CL x α com os *slats* alterados

Além das variações de manufatura, também foram consideradas outras velocidades nas quais o avião opera. Para a velocidade de decolagem, o número de Reynolds é de 370 mil, já para a de cruzeiro, 630 mil. A Figura 26 estão as CL x α para os diferentes números de Reynolds.

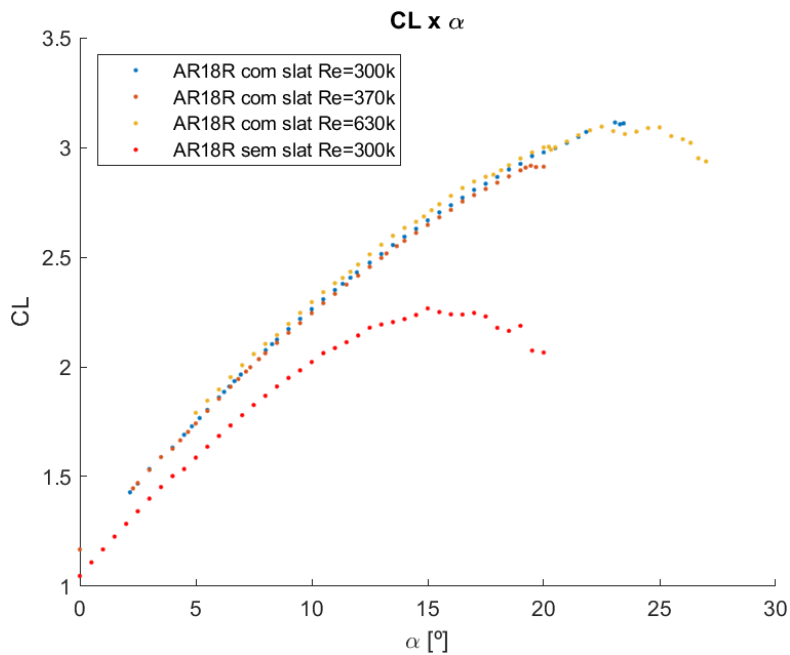


Figura 26: CL x α em diferentes números de Reynolds

A partir dos gráficos, pode-se observar que as curvas do *slat* ótimo e de suas

variantes, tanto geométricas quanto de Reynolds, são praticamente idênticas. Isso mostra que a solução encontrada é robusta e permite variações dentro das esperadas na manufatura sem comprometer a sustentação. Esta análise reforça a qualidade do resultado encontrado, pois não se obteve apenas um ponto ótimo muito distante dos demais, mas uma faixa de bons valores.

6.1 Resultados Práticos

A partir dos coeficientes encontrados, utilizou-se o otimizador multidisciplinar (MDO) da equipe de *Aerodesign* AeroRio, que também utiliza o algoritmo genético, para analisar de forma prática a influência do uso do *slat* para a equipe.

A MDO utilizada otimiza a aeronave completa para o objetivo da competição, considerando não só a aerodinâmica como também estabilidade, controle, desempenho de voo, dimensionamento das estruturas, peso da aeronave, entre outras áreas.

São utilizados diversos genes nessa otimização e a Tabela 3 mostra os mais relevantes para o presente estudo, bem como a respectiva faixa de valores utilizada. Nessa tabela, a seção retangular representa a razão da envergadura da seção retangular da asa em relação à envergadura total, sendo envergadura a dimensão de uma ponta a outra da asa; e o afilamento, a razão entre a corda da ponta da asa e a da raiz. Os valores máximos e mínimos para cada parâmetro foram definidos considerando as restrições de manufatura e transporte da aeronave.

Parâmetro	Valor mínimo	Valor máximo
Envergadura [m]	1.0	4.0
Seção retangular [-]	0.1	0.8
Afilamento [-]	0.4	1
Corda da raiz [m]	0.2	0.6

Tabela 3: Genes da MDO

Foram realizadas otimizações com e sem o uso do *slat*, considerando a função objetivo da Equação 1. Os melhores indivíduos encontrados estão ilustrados na Figura 27 e seus parâmetros estão na Tabela 4.

Parâmetro	Valor sem slat	Valor com slat
Envergadura [m]	3.87	4.00
Envergadura retangular [m]	1.77	1.02
Corda da raiz [m]	0.45	0.38
Corda da ponta [m]	0.23	0.25
$S_{sup}[\text{m}^2]$	1.63	1.59
$V_s[\text{m/s}]$	11.22	10.50
$V_h[\text{m/s}]$	25.53	24.80
Peso vazio [kg]	5.74	5.68
MTOW [kg]	22.94	25.00
Carga paga [kg]	17.20	19.32
Pontuação [-]	200	228

Tabela 4: Comparativo de aeronaves com e sem *slat*

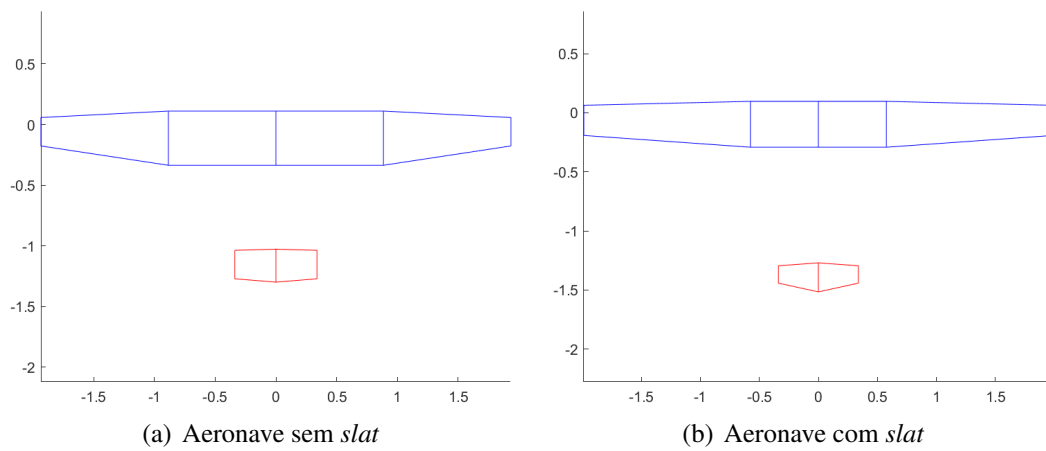


Figura 27: Vista em planta das aeronaves ótimas

7 CONCLUSÃO

A aeronave com o *slat* possui aproximadamente o mesmo peso vazio que a outra versão. No entanto, sua capacidade de carregar peso aumentou devido ao maior CL, possuindo agora um ganho de 2.1 kg de MTOW e, consequentemente, de carga paga. Portanto, ao comparar as duas aeronaves, é evidente a maior eficiência estrutural (Carga / Peso vazio) da versão com *slat*.

Esse e outros comparativos estão dispostos na Tabela 5, que mostra os ganhos diretos e indiretos do uso do *slat*, sendo o sinal da variação absoluta referente ao aumento ou à diminuição da grandeza, enquanto o do ganho relativo indica se a mudança foi benéfica ou maléfica ao projeto.

Ademais, destaca-se que o aumento do CD não afetou significativamente o desempenho da aeronave, sendo pouco danoso à corrida de decolagem e permitindo o aumento da capacidade de carregar carga. Houve uma pequena diminuição da velocidade máxima, que ocorreu por conta do aumento do CD. No entanto, esta não é relevante para o projeto, visto que a velocidade máxima não influi na pontuação e ainda é bem maior que a velocidade de estol, não comprometendo a segurança do voo.

Parâmetro	Variação absoluta	Ganho relativo [%]
Área de superfície [m^2]	-0.04	+2.45
Peso vazio [kg]	-0.06	+1.05
MTOW [kg]	+2.06	+8.98
Carga paga [kg]	+2.12	+12.33
Eficiência estrutural [-]	+0.40	+10.13
V_s [m/s]	-0.72	+6.42
V_h [m/s]	-0.73	-2.86
Pontuação [-]	+28.00	+14.00

Tabela 5: Ganhos com o uso do *slat*

Outro ponto importante é a velocidade de estol, que é a menor velocidade em que a aeronave consegue manter voo reto e nivelado. Essa é menor no caso da aero-

nave com *slat*, favorecendo a missão de reconhecimento por permitir que a aeronave fique mais tempo sobre o alvo. Além disso, a baixa velocidade possibilita o pouso em um menor comprimento de pista, visto que possui menor energia cinética para ser dissipada.

A partir dos dados expostos, pode-se concluir que o incremento do CL e pouco ganho de CD permitem aumentar a carga paga reduzindo a área de sustentação e o peso vazio. Portanto, a pontuação é diretamente elevada em 14%, sem contribuir negativamente para o desempenho da aeronave por não afetar o arrasto e, consequentemente, a velocidade máxima.

Ou seja, além do ganho direto e mensurável de pontuação, o uso do *slat* traz, também, um ganho indireto, pois a menor velocidade de estol aumenta a probabilidade de pouso nos 100 m de pista e de tirar uma boa foto.

Sendo assim, o uso do *slat* em baixos números de Reynolds foi vantajoso em todos os critérios analisados (como pode-se observar pelo sinal positivo na última coluna da Tabela 5), visto que contribui para o aumento da performance de aeronaves de *Aerodesign*, o que compensa a dificuldade da construção do dispositivo.

7.1 Recomendações para trabalhos futuros

Juntamente com a maior popularização dos VANTs, aumentaram os problemas relacionados à operações em baixos números de Reynolds. Como esses desafios em asas ainda são relativamente recentes, a engenharia aeronáutica ainda não desenvolveu muitas alternativas para contorná-los. Portanto, sugere-se o estudo de dispositivos que permitam aumentar a performance dos VANTs, seja diminuindo o arrasto ou aumentando a sustentação. Esses podem ser: flapes, slats, geradores de vórtices, *trips* para forçar a transição do escoamento e dispositivos de ponta de asa.

8 ANEXOS

8.1 Coordenadas do aerofólio com flape

NLR7301		Flape	
X	Y	X	Y
1.00000	0.01494	1.273393	-0.11047
0.98908	0.01657	1.27009	-0.10908
0.97724	0.01822	1.26643	-0.10754
0.96435	0.01918	1.26238	-0.10583
0.95268	0.01953	1.25792	-0.10395
0.94286	0.01944	1.25303	-0.10189
0.93420	0.01906	1.24772	-0.09953
0.92625	0.01845	1.24191	-0.09702
0.91865	0.01764	1.23554	-0.09445
0.91113	0.01664	1.22862	-0.09178
0.90340	0.01542	1.22115	-0.08896
0.89516	0.01393	1.21314	-0.08605
0.88603	0.01200	1.20457	-0.08307
0.87545	0.00933	1.19547	-0.08005
0.86255	0.00563	1.18587	-0.07705
0.84572	0.00029	1.17580	-0.07408
0.82500	-0.00663	1.16534	-0.07115
0.80321	-0.01386	1.15453	-0.06831
0.78032	-0.02125	1.14346	-0.06558
0.75629	-0.02841	1.13221	-0.06296
0.73117	-0.03520	1.12087	-0.06049
0.70504	-0.04156	1.10953	-0.05817
0.67802	-0.04741	1.09828	-0.05599
0.65029	-0.05297	1.08721	-0.05396

8.2 Dados extraídos da curva experimental usada na validação

$\alpha [^\circ]$	CL				
0.09863	1.69293	6.50959	2.53365	13.51233	3.22731
0.29589	1.70903	6.70685	2.56603	13.66027	3.22718
0.44384	1.72518	6.90411	2.58213	13.70959	3.19458
0.59178	1.75760	7.10137	2.59823	13.80822	3.19449
0.78904	1.78998	7.29863	2.63061	13.85753	3.17817
0.98630	1.82236	7.54521	2.66294	13.95616	3.14552
1.23288	1.85470	7.79178	2.69528	14.00548	3.12919
1.43014	1.88708	8.03836	2.71133	14.00548	3.09664
1.62740	1.90318	8.28493	2.74367	14.10411	3.08027
1.92329	1.95175	8.58082	2.77596	14.15342	3.04766
2.31781	2.00023	8.82740	2.80830	14.25205	3.01502
2.61370	2.04880	9.02466	2.84068	14.25205	2.96618
2.90959	2.08109	9.22192	2.85678	14.35068	2.93353
3.15616	2.12970	9.41918	2.88916	14.40000	2.88465
3.45205	2.16199	9.61644	2.90526	14.49863	2.85200
3.74795	2.21056	9.91233	2.93755	14.54795	2.78684
4.09315	2.24281	10.15890	2.95360	14.64658	2.75420
4.33973	2.27514	10.75068	3.01818	14.74521	2.70527
4.63562	2.30744	11.04658	3.06675	14.84384	2.62378
4.93151	2.33973	11.34247	3.08277	14.89315	2.57490
5.12877	2.37211	11.78630	3.13120		
5.32603	2.40449	12.13151	3.14717		
5.62192	2.42050	12.37808	3.17950		
5.81918	2.45288	12.67397	3.21179		
5.96712	2.46902	12.82192	3.21166		
6.16438	2.48512	12.96986	3.22781		
6.36164	2.51750	13.16712	3.22763		
		13.36438	3.22745		

0.62199	-0.05828	1.07640	-0.05209
0.59326	-0.06323	1.06593	-0.05036
0.56423	-0.06777	1.05586	-0.04877
0.53507	-0.07180	1.04624	-0.04731
0.50590	-0.07513	1.03711	-0.04597
0.47690	-0.07768	1.02851	-0.04474
0.44824	-0.07949	1.02044	-0.04360
0.42007	-0.08069	1.01292	-0.04258
0.39255	-0.08139	1.00595	-0.04164
0.36580	-0.08167	0.99952	-0.04077
0.33992	-0.08160	0.99361	-0.03999
0.31500	-0.08122	0.98820	-0.03928
0.29114	-0.08053	0.98327	-0.03863
0.26836	-0.07961	0.97878	-0.03804
0.24673	-0.07848	0.97472	-0.03750
0.22627	-0.07714	0.97106	-0.03701
0.20697	-0.07566	0.96775	-0.03657
0.18886	-0.07405	0.96478	-0.03618
0.17190	-0.07233	0.96211	-0.03584
0.15608	-0.07051	0.95971	-0.03554
0.14136	-0.06864	0.95758	-0.03527
0.12771	-0.06675	0.95566	-0.03503
0.11509	-0.06480	0.95396	-0.03482
0.10344	-0.06285	0.95244	-0.03462
0.09273	-0.06085	0.95110	-0.03443
0.08290	-0.05884	0.94990	-0.03426
0.07390	-0.05681	0.94884	-0.03405
0.06568	-0.05479	0.94791	-0.03380
0.05819	-0.05275	0.94710	-0.03356
0.05140	-0.05068	0.94641	-0.03329
0.04525	-0.04860	0.94582	-0.03298
0.03969	-0.04656	0.94534	-0.03263

0.03470	-0.04450	0.94493	-0.03227
0.03023	-0.04244	0.94461	-0.03192
0.02624	-0.04040	0.94437	-0.03159
0.02271	-0.03837	0.94419	-0.03128
0.01960	-0.03636	0.94402	-0.03095
0.01687	-0.03440	0.94387	-0.03057
0.01449	-0.03249	0.94372	-0.03014
0.01243	-0.03063	0.94360	-0.02968
0.01067	-0.02884	0.94351	-0.02919
0.00916	-0.02713	0.94348	-0.02863
0.00787	-0.02552	0.94351	-0.02801
0.00678	-0.02401	0.94361	-0.02736
0.00584	-0.02260	0.94380	-0.02669
0.00505	-0.02129	0.94408	-0.02599
0.00439	-0.02008	0.94446	-0.02525
0.00382	-0.01896	0.94494	-0.02449
0.00334	-0.01793	0.94553	-0.02371
0.00293	-0.01699	0.94621	-0.02293
0.00259	-0.01614	0.94703	-0.02214
0.00230	-0.01535	0.94797	-0.02136
0.00205	-0.01463	0.94903	-0.02059
0.00184	-0.01398	0.95025	-0.01985
0.00167	-0.01339	0.95160	-0.01913
0.00151	-0.01285	0.95311	-0.01845
0.00136	-0.01228	0.95476	-0.01780
0.00120	-0.01165	0.95657	-0.01718
0.00103	-0.01093	0.95854	-0.01659
0.00086	-0.01013	0.96068	-0.01605
0.00069	-0.00923	0.96300	-0.01554
0.00051	-0.00822	0.96550	-0.01509
0.00035	-0.00708	0.96819	-0.01468
0.00020	-0.00582	0.97108	-0.01430

0.00008	-0.00439	0.97417	-0.01396
-0.00001	-0.00281	0.97749	-0.01365
-0.00004	-0.00103	0.98102	-0.01338
-0.00001	0.00095	0.98479	-0.01314
0.00010	0.00315	0.98879	-0.01294
0.00031	0.00560	0.99305	-0.01278
0.00065	0.00831	0.99756	-0.01269
0.00115	0.01131	1.00233	-0.01270
0.00184	0.01463	1.00736	-0.01281
0.00277	0.01828	1.01266	-0.01303
0.00404	0.02227	1.01822	-0.01339
0.00576	0.02658	1.02405	-0.01387
0.00803	0.03120	1.03014	-0.01448
0.01098	0.03608	1.03648	-0.01525
0.01478	0.04112	1.04306	-0.01617
0.01961	0.04615	1.04988	-0.01725
0.02571	0.05084	1.05691	-0.01852
0.03314	0.05493	1.06415	-0.01997
0.04174	0.05860	1.07157	-0.02160
0.05141	0.06203	1.07915	-0.02340
0.06222	0.06514	1.08689	-0.02536
0.07420	0.06799	1.09474	-0.02747
0.08737	0.07065	1.10270	-0.02973
0.10177	0.07323	1.11073	-0.03213
0.11745	0.07569	1.11880	-0.03466
0.13446	0.07809	1.12688	-0.03734
0.15286	0.08038	1.13494	-0.04014
0.17266	0.08258	1.14296	-0.04306
0.19389	0.08464	1.15090	-0.04609
0.21656	0.08655	1.15874	-0.04921
0.24065	0.08830	1.16646	-0.05239
0.26613	0.08984	1.17403	-0.05562

0.29294	0.09116	1.18143	-0.05888
0.32101	0.09223	1.18864	-0.06216
0.35024	0.09303	1.19565	-0.06544
0.38049	0.09351	1.20243	-0.06871
0.41162	0.09367	1.20899	-0.07194
0.44346	0.09347	1.21530	-0.07513
0.47583	0.09290	1.22135	-0.07828
0.50852	0.09196	1.22713	-0.08138
0.54133	0.09057	1.23265	-0.08443
0.57405	0.08874	1.23790	-0.08741
0.60646	0.08644	1.24287	-0.09031
0.63835	0.08364	1.24759	-0.09312
0.66953	0.08031	1.25205	-0.09583
0.69980	0.07644	1.25618	-0.09856
0.72903	0.07214	1.26004	-0.10123
0.75709	0.06751	1.26368	-0.10375
0.78387	0.06268	1.26711	-0.10613
0.80931	0.05777	1.27035	-0.10837
0.83338	0.05287	1.27339	-0.11047
0.85603	0.04810		
0.87729	0.04352		
0.89713	0.03912		
0.91561	0.03499		
0.93274	0.03111		
0.94859	0.02750		
0.96319	0.02414		
0.97661	0.02104		
0.98889	0.01811		
1.00000	0.01494		

8.3 Parâmetros de entrada no MSES

O arquivo "mses.txt"utilizado foi:

```
3 4 5 7
3 4 5 7
0.03250 0.00000 5.00000 | MACHin CLIFin ALFAin
3 2 0.1571 -0.2013 0.0000 | ISMOM IFFBC [ DOUXin DOUYin SRCEin ]
3e5 8.000 1 | REYNin ACRIT [ KTRTYP ]
1.0000 1.0000 1.0000 1.0000 | XTR1 XTR2
0.990 1.000 | MCRIT MUCON
0 0 | ISMOVE ISPRES
0 0 | NMODN NPOSN
```

No qual variou-se somente o ângulo de ataque e o número de Reynolds. Os pontos de transição foram mantidos como 1 para que essa não seja forçada, ou seja, ocorra espontaneamente. Utilizou-se 8 no valor de ACRIT, pois representa o nível de turbulência de 0.1% que os VANTS costumam enfrentar [14].

REFERÊNCIAS

- [1] Wind tunnel tests of the aerodynamics effects of flap gap seals on light aircraft , author=H. Smith and J. Schneider, year= 1995, publisher=AIAA Journal.
- [2] James J. Guglielmo Philippe Giguere Andy P. Broeren, Michael S. Selig. *Summary of Low-Speed Airfoil Data*. SoarTech Publications, 1995.
- [3] SAE Brasil. Regulamento sae brasil aerodesign 2019. <https://saebrasil.org.br/programas-estudantis/aero-design-sae-brasil/regras-e-relatorios/>.
- [4] Marcos Caldas. Estudo da melhoria de performance aerodinâmica de um perfil aplicado a veículos aéreos não tripulados. *Trabalho de Conclusão de Curso, DEM, PUC-Rio*, 2019.
- [5] Wen-Chyuan Chiang, Yuyu Li, Jennifer Shang, and Timothy L Urban. Impact of drone delivery on sustainability and cost: Realizing the uav potential through vehicle routing optimization. *Applied energy*, 242:1164–1175, 2019.
- [6] Rodrigo Ribeiro de Faria and Marledo Egidio Costa. A inserção dos veículos aéreos não tripuláveis (drones) como tecnologia de monitoramento no combate ao dano ambiental. *Revista Ordem Pública*, 8(1):81–103, 2015.
- [7] Juliana Jeniffer Fernandes de Souza Rêgo and George Santos Santos, Dino Lincoln Figueiroa e Marinho. Breve histórico da evolução do uso de materiais compósitos na indústria aeronáutica.
- [8] Mark Drela. MSES.
- [9] Mark Drela and Michael B. Giles. “viscous-inviscid analysis of transonic and low reynolds number airfoils ”. 1987.
- [10] Mark Drela and Harold Youngren. XFLR5.
- [11] Nide G C R Fico Jr Fábio M. Rebello da Silva Bento Mattos and P.A.O. Soviero. “flap optimization for take-off and landing. 2004.
- [12] B. Allen Gardner and Michael S. Selig. “airfoil design using a genetic algorithm and an inverse method. 2003.

- [13] Pâmela Lunelli. Brasil avança na utilização de drones. <https://mundogeo.com/2014/06/30/brasil-avanca-na-utilizacao-de-drones/>.
- [14] Ü Kaynak M S Genç and G D Lock. Flow over an aerofoil without and with a leading-edge slat at a transitional reynolds number. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, 2009.
- [15] MathWorks. Global optimization toolbox. <https://www.mathworks.com/products/global-optimization.html> (acesso: 05/2021).
- [16] MathWorks. Matlab. <https://www.mathworks.com/products/matlab.html> (acesso: 05/2021).
- [17] Alfredo Bonini Neto. Estrutura básica de um algoritmo genético.
- [18] Marcelo de Jesus Cevey Ozorio et al. Estudo de caso de otimização topológica e estruturas celulares aplicadas à peça obtida por manufatura aditiva por extrusão de material. Master's thesis, Universidade Tecnológica Federal do Paraná, 2020.
- [19] Pedro Panisset. Estudo do transiente de formação de uma bolha de separação laminar. *DEM, PUC-Rio*, 2020.
- [20] Gonzalo Prudkin and Fábio Marcelo Breunig. Drones e ciência: teoria e aplicações metodológicas-volume i. 2019.
- [21] W. B. Roberts. "calculation of laminar separation bubbles and their effect on airfoil performance. 1980.
- [22] Thiago Rodrigues. Aplicação do método de otimização topológica no projeto de estruturas aeroespaciais. *Trabalho de Conclusão de Curso, DEM, PUC-Rio*, 2019.
- [23] Akira Oyama Kozo Fujii Ryoji Kojima, Taku Nonomura. "large-eddy simulation of low-reynolds-number flow over thick and thin naca airfoils. 2013.
- [24] Hermann Schlichting. *boundary layer theory*.
- [25] Michael S. Selig. *Low Reynolds Number Airfoil Design Lecture Notes*. von Karman Institute for Fluid Dynamics, 2003.

- [26] Nikhil B Nagare Vijay P Sulakhe. Design and development of slat for stol fixed wing uav. *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, 4(2), 2017.