



Licenciatura em Engenharia Aeronáutica

Estudo computacional da asa ONERA M6 com e sem *winglets*



Projeto Final de Licenciatura

Elaborado por:

Bernardo Correia Pires da Mota, N° 20202482

Orientador:

Professor Doutor Tessaleno Devezas

Coorientadores:

Professor Doutor Diogo Chambel Lopes

Professor Doutor Pedro Costa

Barcarena

Julho 2023

Licenciatura em Engenharia Aeronáutica
Estudo computacional do perfil ONERA M6 com e sem
winglets

Projeto Final de Licenciatura

Elaborado por:
Bernardo Correia Pires da Mota, N° 20202482

Orientador:
Professor Doutor Tessaleno Devezas
Coorientadores:
Professor Doutor Diogo Chambel Lopes
Professor Doutor Pedro Costa

Barcarena
Julho 2023

O autor é o único responsável pelas ideias expressas neste projeto.

Agradecimentos

Gostaria de começar por agradecer aos meus orientadores, Prof. Dr. Diogo Chambel, Prof. Pedro Costa e Prof. Dr. Tesseleno Devezas, por todo o apoio e dedicação empregues no desenvolvimento deste projeto, assim como ao longo de toda a licenciatura.

Aos meus Pais e irmãos, deixo um grande “Obrigado”, pois sem eles eu não seria capaz de estar a acabar esta Licenciatura, tanto a nível financeiro como pessoal.

Por fim, deixo um grande agradecimento aos meus colegas e amigos de curso, por estarem presentes nos bons e nos maus momentos deste curso, sendo um grande fator motivacional, que me puxou a ser o melhor de mim mesmo.

RESUMO

Este trabalho tem como objetivo o estudo do efeito no arrasto induzido de uma asa, com perfil ONERA M6, sem *winglets*, com *split winglets* e com *blended winglets*.

Apresenta-se um breve resumo histórico destes dispositivos, e é dada uma explicação da física por trás dos *winglets* e do arrasto induzido.

Para o estudo computacional foi selecionado o perfil ONERA M6, com o qual foi efetuada a modelação com o programa informático *Solidworks* de uma asa sem *winglets*, outra com o *split winglet* e uma terceira com o *blended winglet*. Estes modelos foram sujeitos a um estudo CFD (*Computational Fluid Dynamics*), com um escoamento de 268,911 m/s e um ângulo de incidência de 3°, 5° e 6°. Como resultado, verificou-se que o *blended winglet* é o mais eficiente. Para refinamento deste *winglet*, efetuaram-se simulações para um AOA de 3° e de 5°, variando o ângulo diedro, o comprimento e a corda do *winglet*.

Palavras chave: Arrasto induzido, *Winglet*, *Blended winglet*, *Split Winglet*, *Solidworks Flow*

ABSTRACT

This work aims to study the effect on the induced drag of a wing, shaped with the ONERA M6 airfoil, without winglets, with split winglets and with blended winglets. A brief historical summary of these devices and an explanation of the physics behind winglets and induced drag is presented.

Three models were created using Solidworks, namely, one wing without winglets, another with a split winglet and a third one with a blended winglet. These models were subjected to a CFD (Computational Fluid Dynamics) study, with a flow velocity of 268.911 m/s and an angle of incidence of 3°, 5° and 6°. The results show the blended winglet was considered the most efficient. To refine this winglet, simulations were carried out for an AOA of 3° and 5°, varying the dihedral angle, length and chord of the winglet.

Keywords: Induced drag, Winglet, Blended winglet, Split Winglet, Solidworks Flow

Índice geral

Agradecimentos	II
RESUMO	III
ABSTRACT.....	IV
Índice de figuras	VI
Índice de tabelas	IX
Lista de abreviaturas e de siglas.....	X
1 Introdução.....	1
2 Componente teórica	5
2.1 Resumo histórico.....	5
2.2 Formação de Vórtices	7
2.3 Arrasto.....	9
2.4 Biomimética e <i>winglets</i>	11
2.5 Geometria e parâmetros do winglet.....	14
2.6 Perfil ONERA M6 e perfil NACA.....	15
3 Modelação computacional.....	17
3.1 <i>Software</i> e ferramenta	17
3.2 Metodologia	18
3.2.1 Modelo geométrico.....	18
3.2.2 Domínio computacional	21
3.2.3 Parâmetros da simulação computacional.....	24
3.2.4 Malha	27
4 Resultados da simulação computacional.....	29
5 Conclusões e trabalho futuro.....	49
Referências Bibliográficas	51

Índice de figuras

Figura 1 – <i>Split winglet</i> do B-737 MAX (Simpleflying, 2023).	2
Figura 2 - Blended winglet do B-737 MAX (Boeing, 2003).....	3
Figura 3 – Heinkel He 162 equipado com “ <i>Hoerner tips</i> ” (Aerodyn, 2001).	5
Figura 4 – Teste de voo com KC-135 (Airway, 2023).	6
Figura 5 – <i>Blended winglets</i> do B-737-700 (esquerda) e do Sharklet do A-320 (direita) (Simpleflying, 2023).	7
Figura 6 – Vórtices com e sem winglets (AOPA, 2017).	8
Figura 7 – Efeito do <i>downwash</i> (Anderson, 1984).	8
Figura 8 – Curva de arrasto em voo cruzeiro (My Aviation Notebook, 2019).	10
Figura 9 – Asa elíptica do Spitfire (Classic Wings, 2016).	11
Figura 10 - Águia das Estepes (Planeta, 2010).	12
Figura 11 - Forças no blended winglet (Boeing, 2023).	12
Figura 12 - Forças no split winglet (Boeing, 2023).	13
Figura 13 - Parâmetros do winglet (Giuberti, 2013).	15
Figura 14 – Perfil aerodinâmico ONERA M6 (autoria própria, 2023).	16
Figura 15 – Desenho técnico ONERA M6, sem <i>winglet</i> (ONERA M6 WING, 1979).	19
Figura 16 – Passagem de um bordo de fuga reto para pontiagudo (autoria própria).	19
Figura 17 – Asa base, sem <i>winglet</i> (dimensões em mm) (autoria própria).	20
Figura 18 – <i>Blended winglet</i> (dimensões em mm) (autoria própria).	20
Figura 19 – <i>Split winglet</i> (autoria própria).	20
Figura 20 – Corda do <i>blended winglet</i> (dimensões em mm) (autoria própria).	21
Figura 21 – Condição de não escorregamento (Anderson, 1984).	22
Figura 22 – Domínio do estudo (autoria própria).	22
Figura 23 – Distribuição correta da pressão (autoria própria).	23
Figura 24 – Distribuição incorreta da pressão (autoria própria).	23
Figura 25 – Dimensões do domínio do estudo (autoria própria).	24
Figura 26 – Parâmetros iniciais (autoria própria).	25
Figura 27 – Parâmetros a estabelecer antes de correr a simulação (autoria própria).	26
Figura 28 – Modelo ONERA M6 com AOA de 3º, com camada limite (autoria própria).	26
Figura 29 – Modelo ONERA M6 com AOA de 3º, sem camada limite (autoria própria).	27
Figura 30 – Malha geral (autoria própria).	27
Figura 31 – Malha com refinamento local (autoria própria).	28
Figura 32 – Razão de planeio da asa sem winglet, blended winglet e do split winglet, variando o ângulo de ataque (autoria própria).	29
Figura 33 – Vetores de velocidade na ponta da asa sem <i>winglet</i> (esquerda) e com <i>blended winglet</i> (direita) com ângulo diedro de 45º, AOA 3º (autoria própria).	30
Figura 34 – Coeficientes de sustentação para AOA 3º, variando o ângulo diedro (autoria própria).	31
Figura 35 – Coeficientes de arrasto para AOA 3º, variando o ângulo diedro (autoria própria).	32
Figura 36 – Razão de planeio para AOA 3º, variando o ângulo diedro (autoria própria).	32
Figura 37 – Coeficientes de sustentação para AOA 3º, com ângulo diedro de 30º, variando o comprimento do <i>winglet</i> (autoria própria).	33

Figura 38 – Coeficientes de arrasto para AOA 3º, ângulo diedro de 30º, variando o comprimento do <i>winglet</i> (autoria própria).....	34
Figura 39 - Razão de planeio para AOA 3º, com ângulo diedro 30º e variando o comprimento do <i>winglet</i> (autoria própria).....	34
Figura 40 – Linhas de corrente da asa com <i>blended winglet</i> , com AOA 3º, ângulo diedro 30º e 190 mm de comprimento do <i>winglet</i> (autoria própria).....	35
Figura 41 – Linhas de corrente da asa sem <i>winglet</i> com AOA 3º (autoria própria).	35
Figura 42 – Coef. Sustentação para AOA 3º, com ângulo diedro 30º, 190 mm de comprimento do <i>winglet</i> , variando a corda do <i>winglet</i> (autoria própria).....	36
Figura 43 – Coef. Arrasto para AOA 3º, <i>blended winglet</i> ângulo diedro 30º, 190 mm de comprimento do <i>winglet</i> , variando a corda do <i>winglet</i> (autoria própria).....	36
Figura 44 – Razão de planeio para AOA 3º, com ângulo diedro 30º, 190 mm de comprimento do <i>winglet</i> , variando a corda do <i>winglet</i> (autoria própria).....	37
Figura 45 – <i>Blended winglet</i> com ângulo diedro 30º e comprimento <i>winglet</i> de 180 mm (esquerda) e 210 mm (direita) (autoria própria).	38
Figura 46 – <i>Blended winglet</i> , para AOA 3º, com ângulo diedro 30º, comprimento do <i>winglet</i> 190 mm, corda do <i>winglet</i> de 210 mm (esquerda) e de 270 mm (direita) (autoria própria).	38
Figura 47 – Vetores de velocidade na ponta da asa com <i>blended winglet</i> com AOA 3º, ângulo diedro 30º e comprimento <i>winglet</i> 190 mm (autoria própria).....	39
Figura 48 – Coeficientes de sustentação para AOA 5º, <i>blended winglet</i> , variando o ângulo diedro (autoria própria).	40
Figura 49 – Coeficientes de arrasto para AOA 5º, <i>blended winglet</i> , variando o ângulo diedro (autoria própria).....	40
Figura 50 – Razão de planeio para AOA 5º, <i>blended winglet</i> , variando o ângulo diedro (autoria própria).	41
Figura 51 – Coeficientes de sustentação para AOA 5º, <i>blended winglet</i> , ângulo diedro de 30º, variando o comprimento do <i>winglet</i> (autoria própria).....	42
Figura 52 – Coeficientes de arrasto para AOA 5º, <i>blended winglet</i> , ângulo diedro de 30º, variando o comprimento do <i>winglet</i> (autoria própria).....	42
Figura 53 – Coeficientes de arrasto para AOA 5º, <i>blended winglet</i> , ângulo diedro de 30º, variando o comprimento do <i>winglet</i> (autoria própria).....	43
Figura 54 – Coeficiente de sustentação para AOA 5º, <i>blended winglet</i> com ângulo diedro de 30º, 190 mm de comprimento, e variando a corda do <i>winglet</i> (autoria própria).	44
Figura 55 - Coeficiente de arrasto para AOA 5º, <i>blended winglet</i> com ângulo diedro de 30º, 190 mm de comprimento, e variando a corda do <i>winglet</i> (autoria própria).....	44
Figura 56 – Razão de planeio para AOA 5º, <i>blended winglet</i> com ângulo diedro de 30º, 190 mm de comprimento, e variando a corda do <i>winglet</i> (autoria própria).	45
Figura 57 – Linhas de corrente da asa com <i>blended winglet</i> , ângulo diedro de 30º, 190 mm de comprimento do <i>winglet</i> e 210 mm de corda, para AOA 5º (autoria própria).....	46
Figura 58 – Linhas de corrente da asa sem <i>winglet</i> , para AOA 5º (autoria própria).	46
Figura 59 – Distribuição da velocidade em volta da asa com <i>blended winglet</i> , ângulo diedro de 45º, 200 mm de comprimento e 230 mm de corda (<i>esquerda</i>) asa sem <i>winglet</i> (direita), AOA 3º (autoria própria).....	47

Figura 60 – Distribuição da velocidade em volta da asa com *blended winglet*, ângulo diedro de 30°, 190 mm de comprimento do *winglet* e 210 mm de corda (esquerda) e asa sem *winglet* (direita), para AOA 5° (autoria própria)..... 47

Índice de tabelas

Tabela 1 – Coef. De arrasto e de sustentação para domínios de dimensões diferentes, para AOA de 6° da asa sem <i>winglet</i>	23
Tabela 2 – Refinamento da malha para uma asa sem <i>winglet</i> e AOA 3°.	28
Tabela 3 – Resultados das simulações dos ângulos de ataque.	29
Tabela 4 – Resultados das simulações variando o ângulo de diedro, para AOA 3°.	31
Tabela 5 – Resultados das simulações para AOA 3°, com ângulo diedro 30°, variando o comprimento do <i>winglet</i>	33
Tabela 6 – Resultados das simulações variando a corda do <i>blended winglet</i> , AOA 3°, 190 mm de comprimento do <i>winglet</i>	35
Tabela 7 – Resultados das simulações variando o ângulo de diedro, para AOA 5°.	39
Tabela 8 – Resultados das simulações, para AOA 5°, <i>blended winglet</i> ângulo diedro 30° variando o comprimento do <i>winglet</i>	41
Tabela 9 – Resultados das simulações variando a corda do <i>blended winglet</i> , ângulo diedro de 30°, AOA 5°, comprimento do <i>winglet</i> 190 mm.	43

Lista de abreviaturas e de siglas

NASA- *National Aeronautics and Space Administration*

CFD- *Computacional Fluid Dynamics*

NACA- *National Advisory Committee for Aeronautics*

CAD- *computer aided design*

AOA- *Ângulo de ataque*

1 Introdução

Utilizada desde os primórdios da engenharia e do *design*, a observação da natureza foi sempre vista como uma cópia sem direitos de autor, sendo a “tecnologia” em que muitos estudos se basearam, para obter os melhores resultados nas mais diversas áreas da ciência. Esta observação é denominada como *biomimética* e, como em muitas outras inovações tecnológicas, foi muito importante para o desenvolvimento de superfícies como os *winglets*, cuja conceção se baseou na observação do voo de algumas aves.

Na aerodinâmica, o conceito de dispositivos de ponta de asa redutores de vórtices data de antes do primeiro voo de uma aeronave. O primeiro dispositivo foi denominado por *wingtips* e apresentado pelo engenheiro inglês Frederick W. Lanchester em 1897, onde mostrou que a utilização de uma superfície vertical na ponta da asa seria capaz de reduzir significativamente o arrasto induzido numa aeronave (Aerodyn, 2001).

Nos tempos atuais, a maioria das aeronaves vem equipada com algum tipo de *wingtip*, em vez de aumentarem o alongamento das asas (*aspect ratio*). Esta escolha deve-se ao facto de asas maiores apresentarem um momento fletor superior às asas normais, necessitando de componentes estruturais mais resistentes (Boldmethod, 2022).

O uso de *winglets* possibilita a redução dos vórtices criados nas extremidades da ponta das asas, permitindo, assim, uma suavização do ar na parte superior da asa, chegando a reduzir os gastos em combustível entre 3% e 5%, representando emissões mais baixas e milhões poupados pelas companhias aéreas (CNN, 2022).

Ao longo dos anos, tanto o *design* como o formato das extremidades da ponta das asas (*winglets*) não sofreram grandes alterações. Estas extremidades só começaram a ser mais comuns na década de 1970, quando a subida do preço do petróleo levou as companhias aéreas a implementarem-nas, beneficiando de uma redução da distância de descolagem e do aumento do desempenho e eficiência da aeronave. Contudo, nem todas as aeronaves são compatíveis com os *winglets* mais eficientes, por questões operacionais e de peso.

A vantagem da aplicação de *winglets* pode ser ilustrada com a decisão recente da Ryanair de substituir os *blended winglets* dos seus 409 exemplares de B-737-800 pelos *split winglets*, capazes de diminuir o consumo de combustível em 1,5%. Esta alteração

tem um custo total de 200 milhões de euros, mas permite gerar uma poupança anual de 60 milhões de euros (Aviacionline, 2023).

Neste relatório de projeto começa-se por apresentar, no Capítulo 2, um resumo histórico destas extremidades. No Capítulo 3 constam as análises teórica e prática, por simulação computacional, de uma asa com e sem *winglets*. Estas análises têm por objetivo observar a diminuição do arrasto induzido pela aplicação de um *winglet*. Foram efetuadas três modelações computacionais por meio do *software* Solidworks, utilizando a asa ONERA M6 como base: uma sem *winglet*, outra com os *split winglets* e, por fim, outra com os *blended winglets*, ambos apresentados nas figuras 1 e 2. Os resultados das diversas simulações são apresentados no Capítulo 4. No Capítulo 5 apresentam-se as conclusões do presente estudo e apresentam-se sugestões para estudos complementares.



Figura 1 – *Split winglet* do B-737 MAX (Simpleflying, 2023).



Figura 2- Blended winglet do B-737 MAX (Boeing, 2003).

2 Componente teórica

Neste capítulo efetua-se uma descrição histórica dos *winglets*, seguida por uma análise da formação, consequência (arrasto) e mitigação (*winglet*) dos vórtices formados nas extremidades das asas, sendo, por fim, realizada uma descrição do perfil Onera M6 utilizado neste estudo.

2.1 Resumo histórico

Como mencionado anteriormente, anos antes do primeiro voo de uma aeronave, o engenheiro Frederick W. Lanchester, em 1897, demonstrou que a utilização de uma superfície vertical localizada na ponta das asas, denominada como *winglet*, causaria uma redução significativa do arrasto induzido na aeronave. (Gamba, 2017).

A aplicação prática de um *winglet* só voltaria a ser efetuada duas vezes entre 1910 e 1944. Em 1910 o engenheiro William E. Somerville instalou os primeiros *winglets* funcionais no seu projeto inicial de biplano e monoplano. Em 1944 o engenheiro aeronáutico alemão Sighard F. Hoerner publicou um estudo em que se focava na formação dos vórtices no intradorso da asa, desenhando assim uns *wingtips* com um diedro negativo, denominados *Hoerner tips*. A Figura 3 mostra estes *wingtips* instalados no avião alemão, Heinkel He 162 (Aerodyn, 2001).



Figura 3 – Heinkel He 162 equipado com “*Hoerner tips*” (Aerodyn, 2001).

Entretanto, o conceito não voltou a ser utilizado até 1973, quando a crise do petróleo conduziu a um aumento de 400% no preço dos combustíveis, o que levou o engenheiro da NASA, Richard T. Whitcomb a concluir que, através da adição dos *winglets* com um ângulo e *design* específico, seria possível manter ou diminuir o momento fletor com

envergadura menor e melhor estabilidade, do que com uma extensão horizontal da asa (alongamento maior) (Whitcomb, 2017).

Em pouco tempo, os *winglets* de Whitcomb começaram a ser implementados pela NASA em aeronaves reais. Em 1977, o *Learjet 28* foi o primeiro jato executivo a ser produzido com esse dispositivo, o qual foi desenvolvido sem assistência da NASA e permitiu aumentar a autonomia da aeronave em 6,5% (Wepushtin, 2020). Em 1979 a NASA realizou testes com a aeronave KC-135 equipada com dispositivos de ponta de asa, como mostra a Figura 4. Tais testes mostraram um aumento de 8% no alcance da aeronave em velocidade de cruzeiro (Airway, 2023).



Figura 4 – Teste de voo com KC-135 (Airway, 2023).

Este aumento do alcance da aeronave fez com que a Boeing, em 1985, aplicasse essa técnica no célebre 747, versão 400. Aparecendo, assim, o primeiro avião comercial a usar os redutores de vórtices (Simpleflying, 2023).

Em meados da década de 1980 os *blended winglets* começaram a ser investigados pela Boeing e, posteriormente, pela Aviation Partners, Inc. O aumento de alcance e da eficiência de combustível gerou interesse na Boeing o que a levou, em 1999, a juntar-se à Aviation Partners, Inc. para desenvolver os *blended winglets* aplicados no 737-700 e no 737-800 (Varig-airlines, 2006).

Em 2011, a Airbus desenvolveu um modelo denominado *Sharklets*, que foi apontado pela Aviation Partners Boeing como sendo um modelo baseado nos *blended winglets* da Boeing. Daqui resultou um processo judicial onde a Airbus acabou por ter de pagar uma indemnização elevada (Cummins, 2020). A figura 5 mostra os dois tipos de *winglets* (Simpleflying, 2023).



Figura 5 – *Blended winglets* do B-737-700 (esquerda) e do Sharklet do A-320 (direita)
(Simpleflying, 2023).

2.2 Formação de Vórtices

A asa de um avião é desenhada para criar uma diferença de pressões entre as superfícies inferior e superior de uma asa conforme o escoamento flui sobre a mesma, de modo a gerar a sustentação necessária para contrariar o peso da aeronave e fazer o avião descolar e voar.

Em contrapartida, esta diferença de pressão provoca um escoamento de ar da superfície inferior para a superior, ao redor da ponta da asa, criando os chamados vórtices de ponta de asa, que aumentam o arrasto induzido e a redução da sustentação, resultando num voo menos eficiente e com consumo de combustível mais elevado. A Figura 6 ilustra a diferença de escoamento com formação de vórtices na ponta das asas de uma aeronave, com e sem dispositivos na extremidade das mesmas (AOPA, 2017).

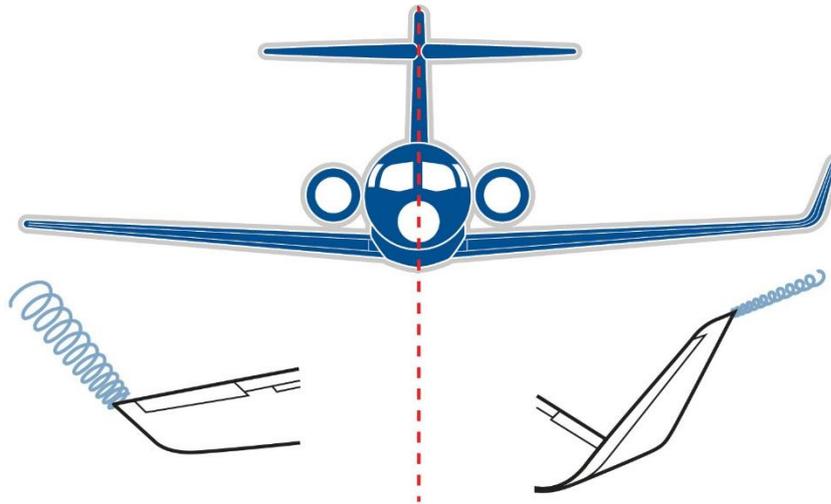


Figura 6 – Vórtices com e sem winglets (AOPA, 2017).

Estes vórtices produzem uma velocidade induzida descendente na vizinhança da asa, denominada por *downwash*, que, ao interagir com o escoamento livre, faz com que o fluxo de ar efetivo numa secção da asa seja menos inclinado em comparação com o fluxo original, como mostra o esquema na Figura 7.

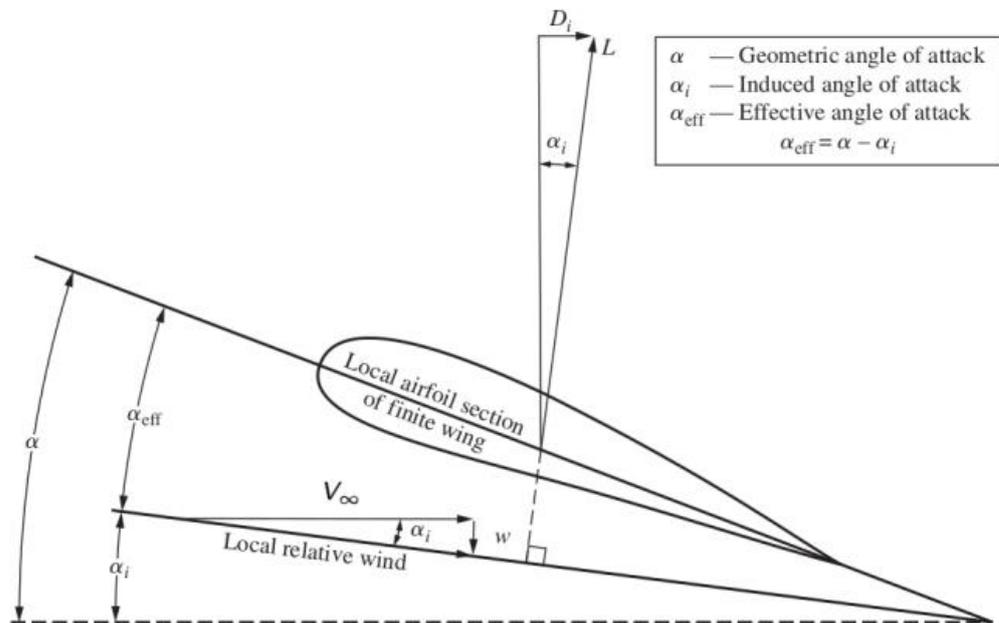


Figura 7 – Efeito do *downwash* (Anderson, 1984).

Este ângulo de ataque efetivo (α_{eff}) é o ângulo de ataque visto pelo perfil alar, bidimensional. A velocidade induzida descendente (*downwash*) varia ao longo da envergadura; esta variação faz com que o ângulo efetivo (α_{eff}) seja menor que o ângulo

de ataque geométrico (α), devido ao surgimento do ângulo de ataque induzido (α_i), expresso pela equação (1). Este ângulo induzido faz com que seja criada uma componente da sustentação paralela ao escoamento, denominada arrasto induzido (Figura 7)

$$\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i \quad (1)$$

Os *winglets* têm a vantagem de aumentar o alongamento (*aspect ratio* – AR) da asa sem aumentar a envergadura da mesma, pois um aumento da envergadura corresponde a um aumento do arrasto parasita. Este aumento no alongamento, sem aumentar a envergadura, deve-se à contabilização da área e da altura do *winglet* no alongamento da asa (REDDY, 2018).

Para além dos *winglets*, pode-se ainda aumentar o alongamento da asa, uma vez que, quanto maior for o alongamento, maior será a envergadura (S) e menor será a área (A) na sua ponta, o que corresponde à formação de vórtices menores, menos *downwash*, logo, menos arrasto induzido, como mostra a equação (2).

$$AR = \frac{S^2}{A} \quad (2)$$

Outro fator a ter em conta é o momento fletor, pois asas com um alongamento elevado terão um momento fletor superior às asas normais, representando mais peso estrutural, conseqüentemente, mais arrasto, tornando, assim, inviáveis asas com *aspect ratio* muito grande.

2.3 Arrasto

Como é conhecido dos estudos de aerodinâmica, existem vários tipos de arrasto, sendo os principais o arrasto parasita e o arrasto induzido. Na Figura 8 consta um gráfico com a relação entre o arrasto induzido e o arrasto parasita, em função da velocidade hipotética de uma aeronave. Tanto o arrasto parasita como o arrasto induzido têm comportamentos distintos relativamente à velocidade de voo. Efetivamente, à medida que a velocidade de voo aumenta, o arrasto induzido diminui e o arrasto parasita aumenta.

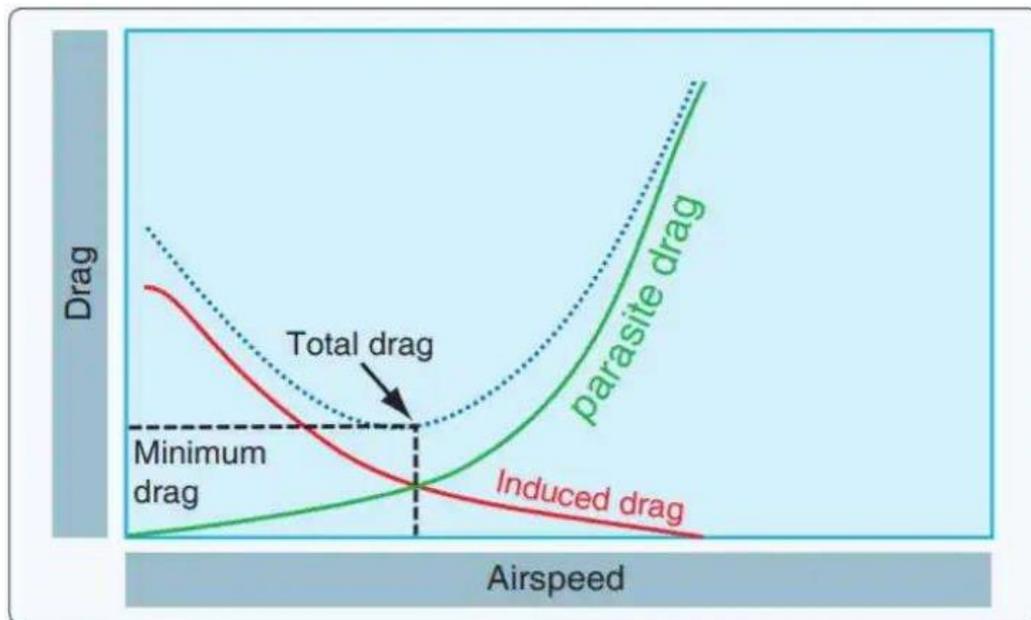


Figura 8 – Curva de arrasto em voo cruzeiro (My Aviation Notebook, 2019).

O arrasto induzido (C_{Di}), é máximo a baixas velocidades e em condições de máxima sustentação, como é o caso da decolagem, onde é necessária sustentação máxima a baixas velocidades.

Segundo a teoria da linha sustentadora de Prandtl (Anderson, 1984), sabe-se que, para uma distribuição elíptica da sustentação, a velocidade induzida descendente (*downwash*) é constante ao longo da envergadura, conseqüentemente, o ângulo de ataque induzido também é constante ao longo da envergadura da asa, logo a asa não apresenta deformação (σ), como demonstrado na equação (3).

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi AR} \quad (3)$$

Em contrapartida, sabe-se que, se o *downwash* da asa não for constante ao longo da envergadura, então o ângulo de ataque induzido (α_i) não é constante, logo a asa apresenta deformação, e o coeficiente de arrasto induzido é definido como na equação (4).

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi AR} (1 + \sigma) \quad (4)$$

onde C_L é o coeficiente de sustentação e AR é o alongamento.

Assim, podemos concluir que a distribuição elíptica da sustentação é aquela que produz o mínimo arrasto induzido, pois não apresenta torção aerodinâmica nem geométrica, como é o caso da asa do avião Spitfire (Figura 9).



Figura 9 – Asa elíptica do Spitfire (Classic Wings, 2016).

Com isto em mente, conseguimos perceber que os *winglets* servem para diminuir o efeito tridimensional (deformação) do escoamento numa asa finita, aproximando o seu comportamento ao do perfil alar (2D), diminuindo, assim, o efeito de *downwash*, a deformação da ponta da asa, e, por consequência, o arrasto induzido.

2.4 Biomimética e *winglets*

Como se sabe, o mundo animal é dotado de uma capacidade evolutiva onde os animais se vão adaptando ao meio envolvente, durante milhões de anos, até ser selecionado, em cada espécie, o elemento mais eficiente ou mais bem-adaptado às circunstâncias do seu meio ambiente. Conhecedor deste facto, o ser humano estuda e aplica estas características evolutivas, refinadas, na tecnologia que o rodeia, no que é um ramo da ciência denominado por *Biomimética*. Apresenta-se, na Figura 10, a águia das Estepes, cujas asas exibem um equilíbrio entre a sustentação máxima e o comprimento mínimo, virando as penas das extremidades para cima, tornando os voos altamente eficientes (Planeta, 2010), o que serviu como inspiração para o desenvolvimento de alguns tipos de *winglets*.



Figura 10 - Águia das Estepes (Planeta, 2010).

Assim, compreendemos que a aplicação de *winglets* é algo mais que estética, como se consegue observar nos *split winglets* e *blended winglets*, cujos fundamentos matemáticos e físicos demonstram a existência de um conjunto de forças capazes de contrariar o arrasto induzido criado pelos vórtices.

O escoamento de ar ao passar pelo *blended winglet*, apresenta uma força de sustentação, com um vetor a apontar para a fuselagem e para cima, assim como outro vetor a apontar para a frente, contrariando o arrasto induzido, como se pode ver na Figura 11 (Boeing, 2023).

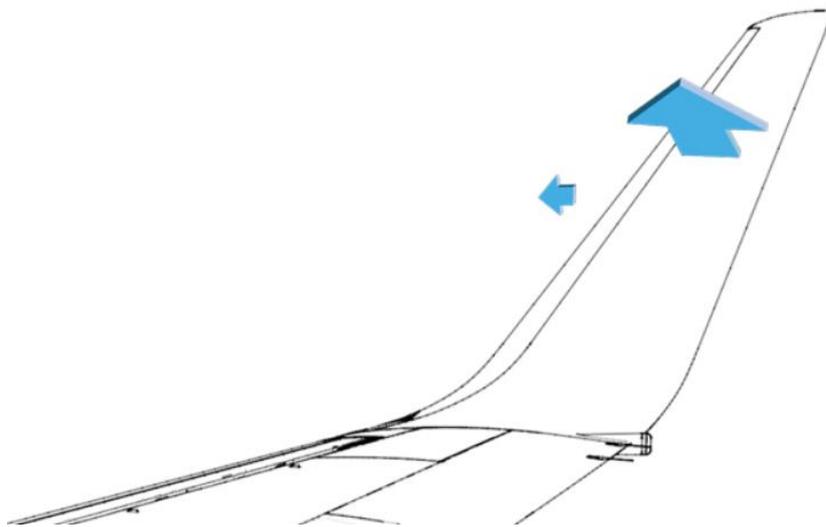


Figura 11 - Forças no blended winglet (Boeing, 2023).

Isto também ocorre nos *split winglets*, como apresentado na Figura 12, nos quais, em adição aos vetores a apontar para a fuselagem, para cima e para a frente, temos outra força

com vetores a apontar para fora e para a frente, contrariando ainda mais o arrasto induzido (Boeing, 2023).

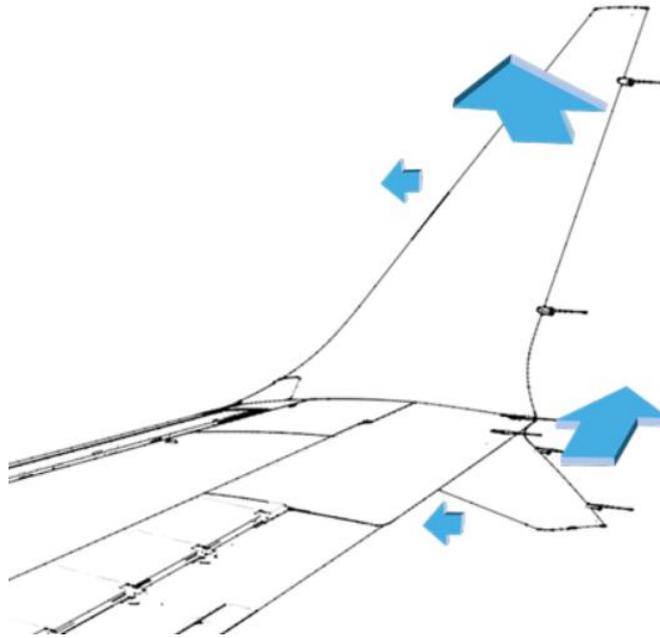


Figura 12 - Forças no split winglet (Boeing, 2023).

Em ambos os casos, estamos a aumentar o coeficiente de sustentação (C_L) e a diminuir o coeficiente de arrasto (C_D), provocando um aumento da eficiência da asa, isto é, obtemos uma razão de planeio (C_L/C_D), indicador da eficiência aerodinâmica, superior à da asa sem *winglet*, expressos pelas equações (5) a (7).

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 A} \quad (5)$$

Onde,

A: Área [m^2];

ρ_∞ : Densidade do ar [kg/m^3];

V_∞^2 : Velocidade do ar [m/s];

L: Sustentação [N].

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 A} \quad (6)$$

D: Arrasto [N].

$$\text{Razão de planeio} = \frac{C_L}{C_D} \quad (7)$$

Com isto em mente, e com base nos estudos realizados por Kuroda (2022), Gamba (2017), Al-Khafaji et al. (2022) e Munshi et al (2018), sabemos que, da modelação computacional dos três modelos, a asa com melhor eficiência é a asa com *blended winglet*, onde verificamos um aumento na eficiência em torno de 6%, em relação à asa base.

2.5 Geometria e parâmetros do winglet

Em 1976, Whitcomb definiu vários parâmetros para a construção de um *winglet*, alguns dos quais estão apresentados na Figura 13:

- **Altura:** o arrasto induzido reduz quase linearmente, conforme a altura aumenta. No entanto, ocorre um aumento nas forças de carregamento normal na asa.
- **Forma do perfil alar:** o perfil alar do *winglet* deve proporcionar os coeficientes de força normal desejados na direção interior da asa, cuja forma deve atrasar a separação da camada limite fazendo com que ela ocorra ainda na asa (Whitcomb, 1976).
- **Ângulo de incidência:** é o ângulo do *winglet* em relação ao escoamento do ar (Giuberti, 2013).
- **Ângulo de torção:** é o ângulo relativo entre a ponta e a raiz do *winglet* e tem a função de evitar o *stall* da ponta antes da asa (Giuberti, 2013).
- **Diedro:** “a configuração ótima dos *winglets* deve ter um pequeno ângulo para fora entre o *winglet* e a vertical. Este ângulo ajuda a reduzir a interferência no escoamento na raiz do *winglet*, diminuindo, assim, o arrasto por interferência” (Giuberti, 2013).
- **Ângulo de enflechamento:** reduz o arrasto gerado pelo *winglet* (Giuberti, 2013) e deve ser próximo ao ângulo de enflechamento da asa (Whitcomb, 1976).

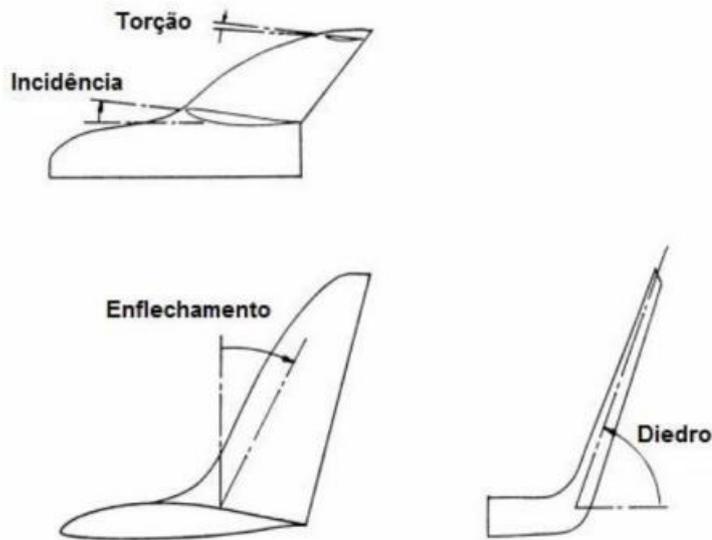


Figura 13 - Parâmetros do winglet (Giuberti, 2013).

2.6 Perfil ONERA M6 e perfil NACA

Os perfis ONERA M6 e NACA são perfis aerodinâmicos utilizados nas asas de aeronaves, apresentando como diferença principal a função para que foram projetados.

O perfil ONERA M6, mostrado na Figura 13, foi desenvolvido pelos engenheiros do instituto de pesquisas aeronáuticas francesas ONERA, em 1972. É um perfil de asa com uma curvatura suave, curvatura acentuada no bordo de ataque e por um bordo de fuga reto, oferecendo elevada eficiência aerodinâmica para uma ampla faixa de ângulos de ataque, tornando-o, assim, no candidato ideal para análises CFD (Sijal A, 2022). Foi projetado para ter alta sustentação máxima a baixas velocidades, o que é importante para aeronaves de decolagem e pouso lentos, como aviões de transporte de carga (Kuroda, 2022).

Já o perfil NACA foi desenvolvido pelo Comité Consultivo Nacional para Aeronáutica (NACA), dos Estados Unidos da América, na década de 30. Este possui uma curvatura mais suave no bordo de ataque e pode apresentar bordos de fuga retos ou curvos, sendo um perfil mais versátil que pode ser usado numa ampla gama de situações aerodinâmicas (Toy wing, 1998).

O perfil ONERA M6 é um perfil muito utilizado para validação de *softwares* de análise CFD, e existem muitos estudos em volta deste perfil, como é o caso do realizado pela NASA com o intuito de observar o escoamento turbulento sobre uma asa transónica, apresentado na Figura 14 (3D ONERA M6, 1979).



Figura 14 – Perfil aerodinâmico ONERA M6 (autoria própria, 2023).

3 Modelação computacional

3.1 Software e ferramenta

A modelação computacional foi efetuada em duas fases: a primeira consistiu na construção do modelo geométrico da asa, com e sem *winglets*, no módulo CAD do *software* Solidworks, e, a segunda fase, na simulação CFD (*Computational Fluid Dynamics*) com a ferramenta *Flow simulation* do mesmo *software*.

O desenho assistido por computador (*computer aided design* - CAD) é um sistema computacional (*software*) utilizado em engenharia, e em arquitetura, entre outras áreas técnicas, para facilitar o projeto e o desenho técnico.

O sistema CAD é baseado na computação paramétrica, criando formas tridimensionais a partir de desenhos bidimensionais. O desenho bidimensional do modelo ONERA M6 é estabelecido num *sketch* 2D, onde é definida a dimensão da corda da raiz. Este *sketch* 2D é copiado e colocado num plano a 1196 mm (*semispan*) com uma corda inferior à da raiz, criando, assim, uma asa com ângulo de enflechamento de 30°. Estes dois *sketch* 2D são interligados por meio de uma ferramenta “*lofted Boss/Base*”, passando, assim, de um modelo bidimensional para um tridimensional.

Flow simulation é uma ferramenta CFD do Solidworks, que permite uma simulação rápida e precisa do escoamento de fluidos (líquidos e gases), interno e externo ao objeto.

Esta ferramenta usa o modelo feito em CAD, cria uma malha, que, com os parâmetros do estudo, por exemplo, velocidade e ângulo de incidência do escoamento, permite efetuar uma simulação do escoamento de fluidos, realizando os cálculos com base nas equações de Navier-Stokes (8) e (9), mais explicitamente as equações de conservação da massa, quantidade de movimento e de energia, que são fundamentais para descrever o comportamento de fluidos em diferentes situações (Solidworks, 2022).

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (8)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) + \frac{\partial P}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j}(\tau_{ij} + \tau_{ij}^R) + R_i \quad (9)$$

Outro fator a ter em conta é que em geral as escalas mais pequenas num escoamento turbulento são tão pequenas que a malha necessária para simular estas escalas seria

demasiado fina, com um custo computacional muito elevado. Assim, os efeitos das escalas (vórtices) mais pequenos do que os elementos da malha são modelados por meio do modelo $k-\varepsilon$ modificado (Solidworks, 2022).

3.2 Metodologia

O presente trabalho tem por objetivo o estudo das diferenças entre a utilização de uma asa sem *winglet*, uma com *blended winglet* e uma com *split winglet*. São obtidas as forças de sustentação (L) e de arrasto (D) de cada modelo, calculados os respetivos coeficientes de sustentação (C_L) e de arrasto (C_D), para então obter a razão de planeio (C_L/C_D), ou indicador da eficiência aerodinâmica, expressos pelas equações (5), (6) e (7), respetivamente.

O estudo aqui apresentado foi dividido em quatro etapas: modelo geométrico; domínio computacional; parâmetros da simulação computacional; e, por fim, malha, que se passam a apresentar.

3.2.1 Modelo geométrico

Esta etapa consiste na construção de três modelos, asa sem *winglet*, asa com *blended winglet* e asa com *split winglet*. Para produzir estes modelos foi utilizado o software *Solidworks*.

Foi escolhida a asa ONERA M6 por esta ser amplamente utilizada em simulações de escoamento externo (ONERA M6 WING, 1979), assim como devido ao fácil acesso ao desenho técnico e ao perfil aerodinâmico dos modelos, apresentados nas figuras 14 e 15.

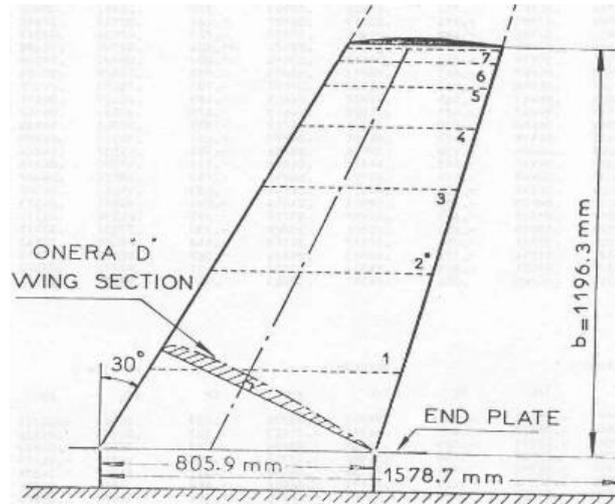


Figura 15 – Desenho técnico ONERA M6, sem *winglet* (ONERA M6 WING, 1979).

Para a modelação da asa base (Figura 17), foram seguidas as dimensões utilizadas pela NASA (3D ONERA M6, 2021), e, para os dois tipos de *winglets*, foram estabelecidas as dimensões apresentadas nas figuras 18, 19 e 20 com um ângulo diedro de 45° e enflechamento de 30°. Para a modelação das asas foi necessário tornar o bordo de fuga pontiagudo, isto é, passar de reto para pontiagudo, como apresentado na Figura 16.

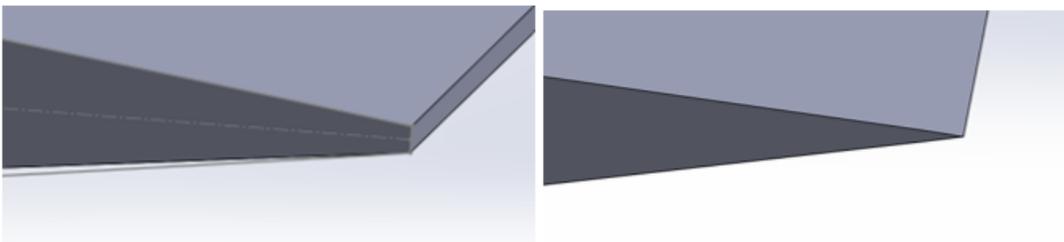


Figura 16 – Passagem de um bordo de fuga reto para pontiagudo (autoria própria).

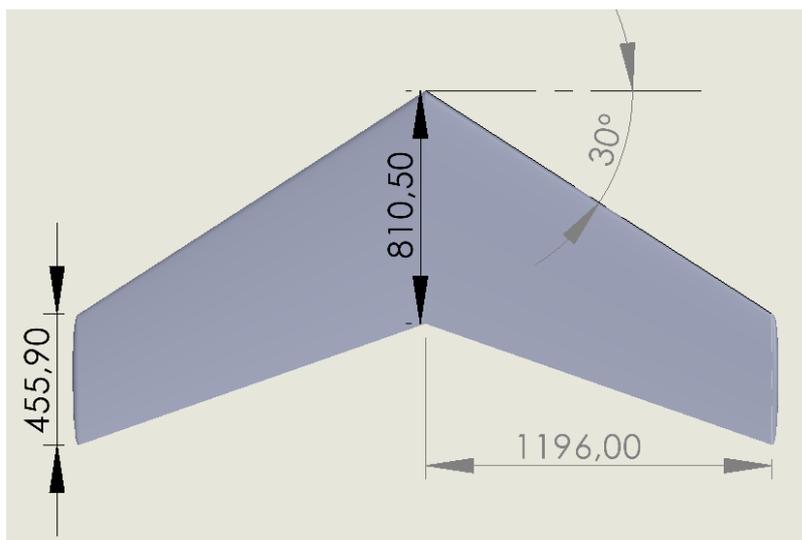


Figura 17 – Asa base, sem *winglet* (dimensões em mm) (autoria própria).

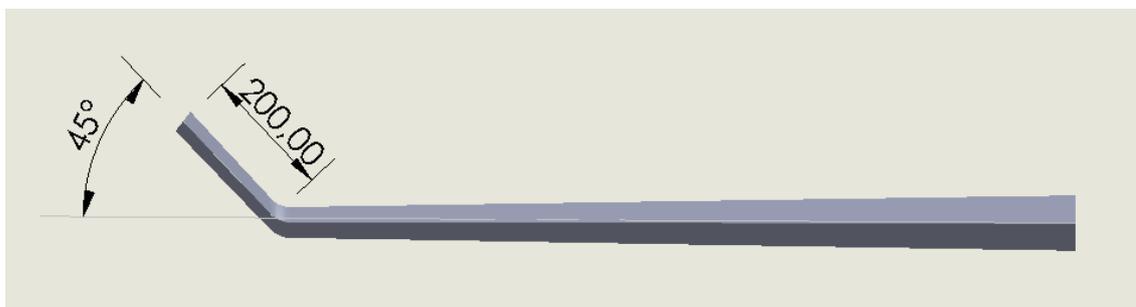


Figura 18 – *Blended winglet* (dimensões em mm) (autoria própria).



Figura 19 – *Split winglet* (autoria própria).

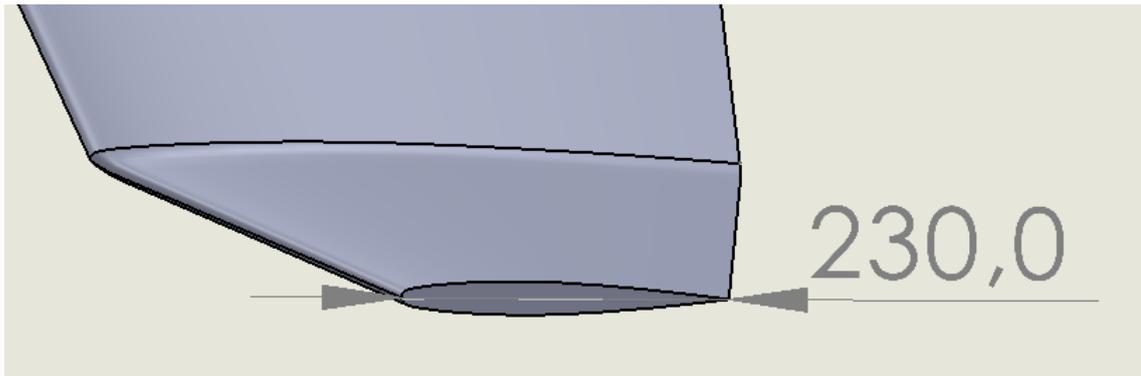


Figura 20 – Corda do *blended winglet* (dimensões em mm) (autoria própria).

Tendo em conta o facto citado na secção 2.2 sobre os *winglets* não aumentarem a envergadura da asa (b) e, também, que a asa dos três modelos é do tipo trapezoidal (*tapered wing*), isto é, apresenta um ângulo de enflechamento de 30° para trás, a corda da ponta (c_p) é menor que a corda da raiz (c_r), logo a área da asa (A) é obtida com base em:

$$A = (c_r + c_p) \frac{b}{2} \quad (13)$$

Ou seja, para o caso presente:

$$A = (0,8105 + 0,4559) * 1,1963 = 1,5149 \text{ m}^2$$

3.2.2 Domínio computacional

O domínio computacional do estudo consiste na determinação da dimensão do volume de controlo do escoamento, com a asa modelada no centro do domínio. Este deve ter uma dimensão ótima, pois um domínio muito grande representa mais tempo de processamento computacional, que pode não melhorar os resultados, e um domínio muito pequeno representa baixa precisão dos valores da sustentação (L) e do arrasto (D).

No *Flow simulation* conseguimos definir condições de fronteira das superfícies em estudo, por meio do menu *Boundary conditions*. Nesta ferramenta definimos as condições da parede (*Wall*) como sendo do tipo *Real Wall*, isto é, parede com condições de fronteira de não escorregamento ($V = 0 \text{ m/s}$) e rugosidade igual a zero, como apresentado na Figura 21.

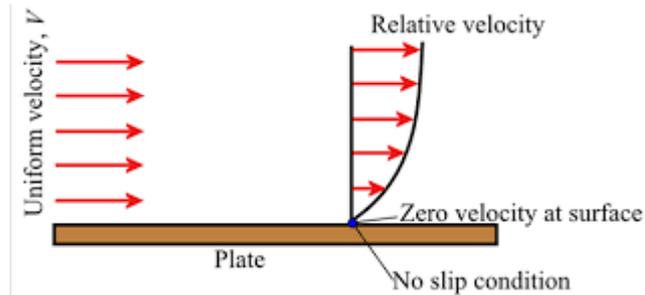


Figura 21 – Condição de não escorregamento (Anderson, 1984).

O tamanho do domínio computacional “recomendado para simulações de protótipos reais ronda 15 a 20 vezes o comprimento da corda da raiz, devido a efeitos viscosos, sendo, por isso, utilizado um valor desta ordem de grandeza nas simulações numéricas, para simular um túnel de vento real no *software*, paredes com condições de fronteira de não escorregamento, como apresentado na Figura 22.

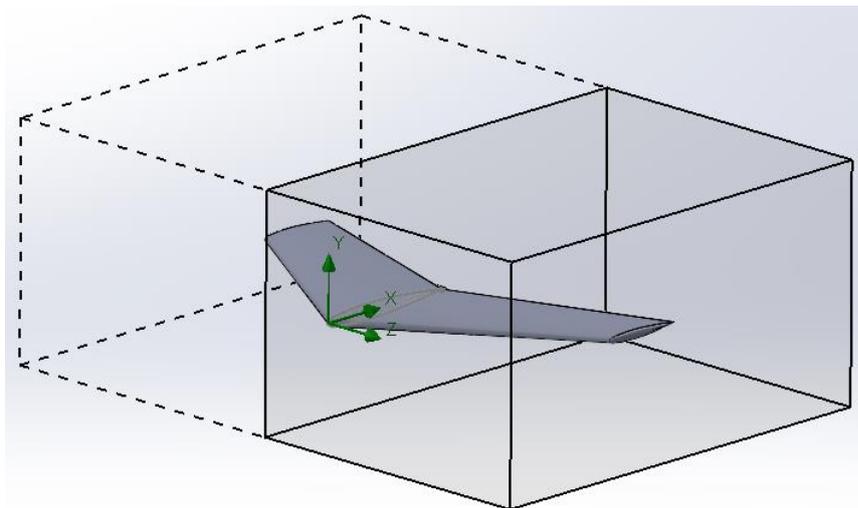


Figura 22 – Domínio do estudo (autoria própria).

O *Solidworks flow*, estabelece automaticamente um domínio para o estudo e simula o escoamento num ambiente onde não existem efeitos viscosos das paredes, sendo, por isso, estabelecido um domínio suficientemente grande de modo a que não interfira com o escoamento em torno da asa, diminuindo, conseqüentemente, a exatidão dos valores obtidos. Na Figura 23, as dimensões do domínio permitem uma representação correta da pressão na parte superior da asa, pois com o afinilamento da asa, ocorre uma diminuição da pressão ao longo da envergadura, o que não ocorre na Figura 24 que tem um domínio menor.

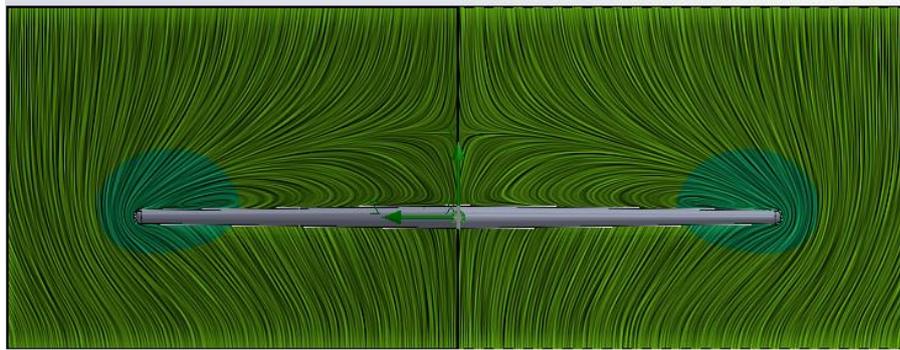


Figura 23 – Distribuição correta da pressão (autoria própria).

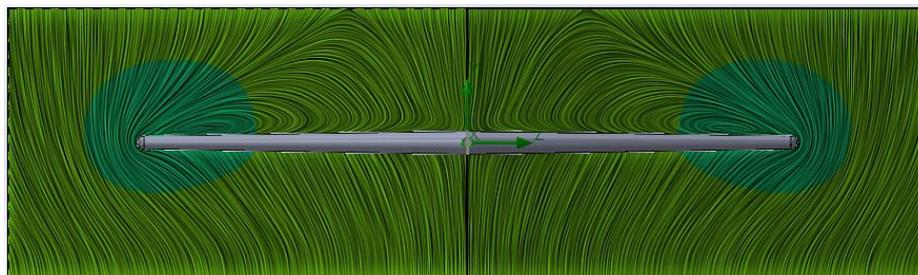


Figura 24 – Distribuição incorreta da pressão (autoria própria).

Esta capacidade do *Solidworks flow* de estabelecer automaticamente um domínio suficientemente grande, pode ser observado com a Tabela 1, onde são apresentados valores para domínios de várias dimensões, estabelecidas com base na corda da raiz ($c_r = 0,810 \text{ mm}$).

Tabela 1 - Coef. de arrasto e de sustentação para domínios de dimensões diferentes, para AOA de 6° da asa sem *winglet*.

Domínio	Coef. Arrasto	Coef. Sustentação
$V = 20 \times 0,810 = 16,2m^3$	0,019901	0,28922
$V = 15 \times 0,810 = 12,15m^3$	0,019642	0,29512
$V = 13 \times 0,810 = 10,74m^3$	0,019223	0,29761

Conseguimos, assim, verificar que a diferença entre os volumes de controlo 20x e 15x é muito pequena, com o coeficiente de arrasto a sofrer uma diminuição de 1,3% e o coeficiente de sustentação a sofrer um aumento de 2%.

Podemos, ainda, observar que a diferença entre os volumes de controlo 20x e 13x já é bastante maior, mas, mesmo assim, o coeficiente de arrasto só diminui 3,4% e o coeficiente de sustentação aumenta em torno de 2,8%.

Foi, assim, escolhido um domínio de 13x, representado na Figura 25, que corresponde ao domínio estabelecido pelo *Solidworks flow* para a asa sem *winglet*.

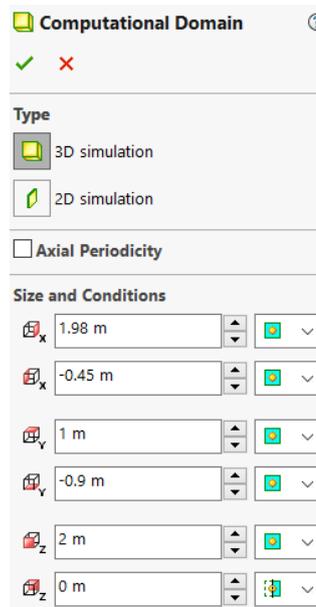


Figura 25 – Dimensões do domínio do estudo (autoria própria).

Neste estudo, todas as asas são simétricas. Logo, o domínio na coordenada *Z* coloca-se entre 2 e 0, com estilo simétrico no *Z* (sentido negativo), como apresentado na última coordenada da Figura 25. O domínio é feito desta maneira para diminuir o tempo de processamento.

3.2.3 Parâmetros da simulação computacional

Com a modelação das três asas concluída, passou-se para a ferramenta *flow simulation*, onde a primeira etapa consiste em estabelecer os seguintes parâmetros base (ver Figura 26):

- **Tipo de análise** – Análise ao escoamento externo.
- **Tipo de fluido** – foi selecionado o gás “ar”, com escoamento do tipo laminar e turbulento.

- **Velocidade do escoamento** – foi utilizada a mesma velocidade de 268,911 m/s do ensaio feito pela NASA para este modelo de asa, a ONERA M6 (3D ONERA M6, 2021).
- **Ângulo** – Foram inseridos os ângulos de ataque 3° e 6° pretendidos para cada simulação.

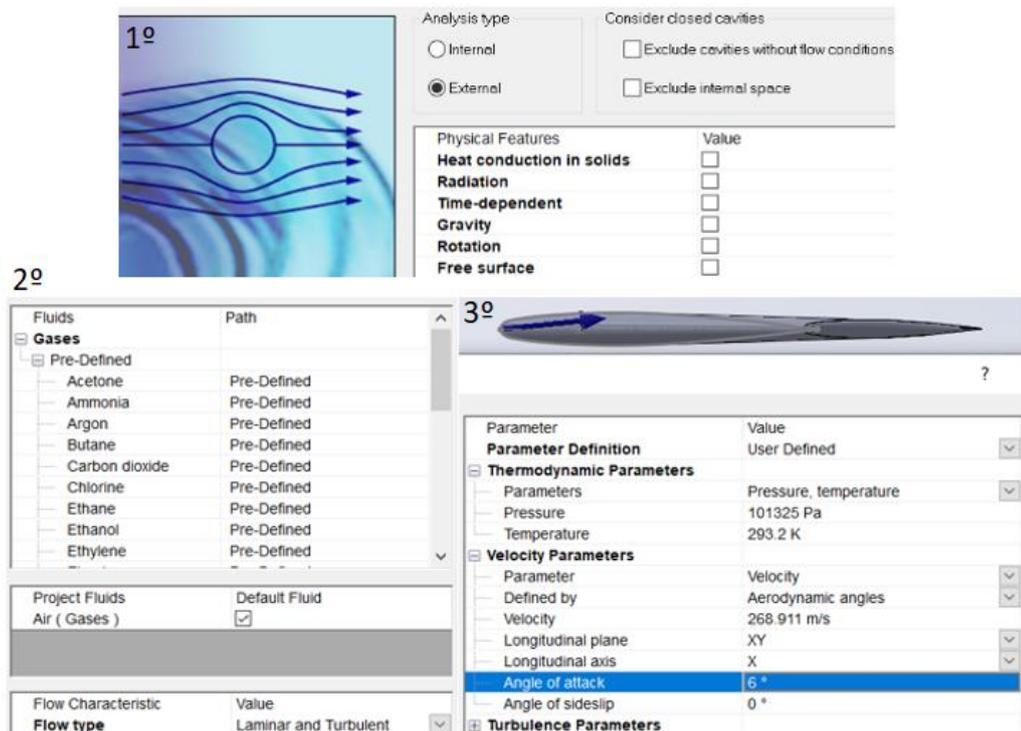


Figura 26 – Parâmetros iniciais (autoria própria).

Depois de definir estes parâmetros base e antes de correr a simulação, temos ainda de definir, como apresentado na Figura 27, um domínio computacional (*computational domain*), força em x (arrasto), força em y (sustentação) e, por último, estabelecer uma malha ideal (*mesh*).

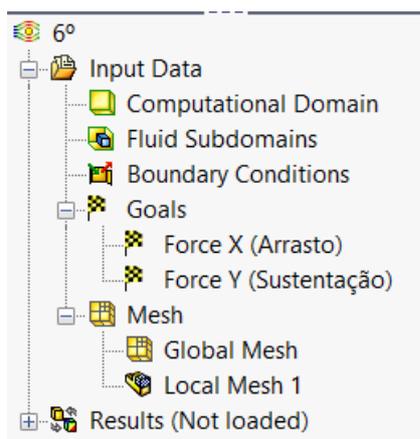


Figura 27 – Parâmetros a estabelecer antes de correr a simulação (autoria própria).

Ao nível da interpretação dos resultados, foi excluída a camada limite de todas as *cut plots* e *surface plots*, para obter representações do escoamento o mais nítidas possível, como apresentado nas figuras 28 e 29.

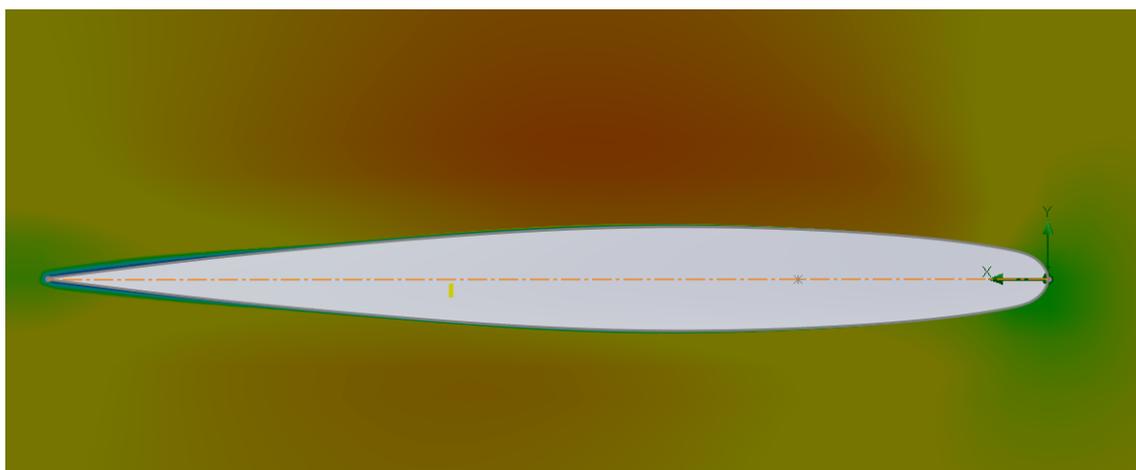


Figura 28 – Modelo ONERA M6 com AOA de 3°, com camada limite (autoria própria).

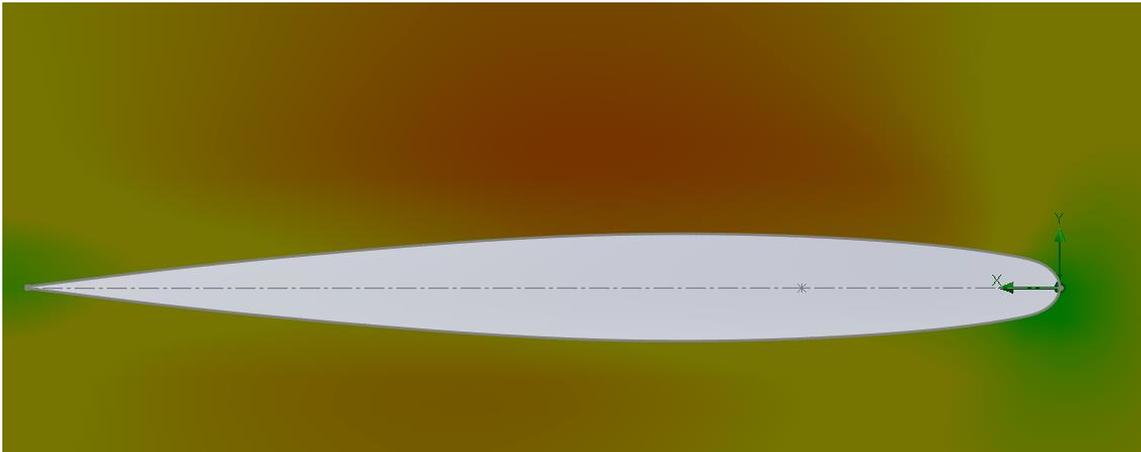


Figura 29 – Modelo ONERA M6 com AOA de 3°, sem camada limite (autoria própria).

3.2.4 Malha

A malha do *Solidworks Flow* é uma grelha cartesiana, de elementos quadrados, que cobre a geometria do modelo e do domínio, sendo utilizada para calcular as pressões do fluido. O *Solidworks Flow* utiliza, como esquema numérico, o método dos volumes finitos, tendo como base as equações de Navier-Stokes (equações (8) e (9)).

Esta etapa da análise em CFD é a mais crítica, pois a qualidade da malha está diretamente ligada à convergência das simulações e à exatidão dos resultados. Transições muito bruscas de malhas gerais para malhas com refinamento local podem causar erros, como mostrado nas figuras 30 e 31. Este refinamento está ainda relacionado com o tempo de processamento de cada análise, o que foi o maior limitador deste trabalho.

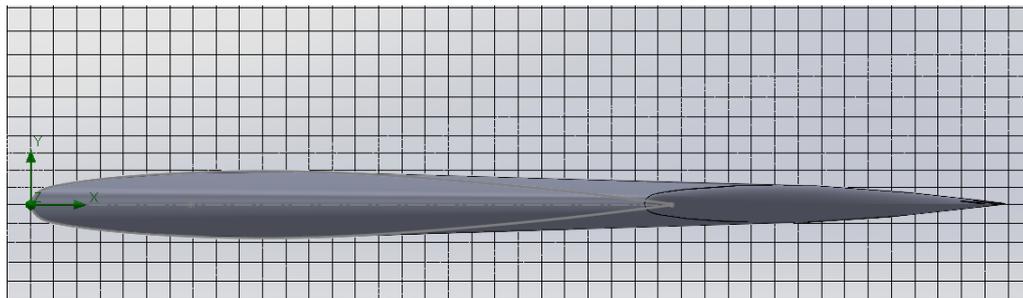


Figura 30 – Malha geral (autoria própria).

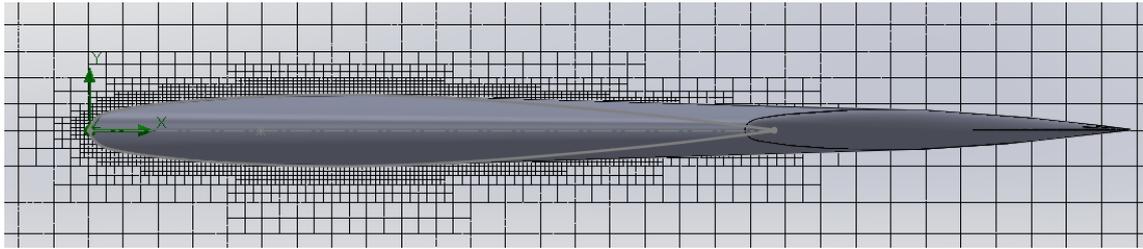


Figura 31 – Malha com refinamento local (autoria própria).

No refinamento local, os parâmetros de densidade da malha são estabelecidos por nós. Um exemplo deste tipo de refinamento é o *equidistant refinement*, ideal para estudos aerodinâmicos, pois permite definir múltiplas camadas espaçadas por uma dada distância, possibilitando, assim, uma malha mais refinada para aumentar ou diminuir o nível de erro nos resultados, como apresentado na Figura 31.

Tabela 2 - Refinamento da malha para uma asa sem *winglet* e AOA 3°.

	<i>Global Mesh</i> (*)	<i>Equid. Ref.</i> (**)	<i>Max. Equid. Level</i>	<i>Offset Distance 1 e 2 [m]</i>	<i>Coef. Sustentação (C_L)</i>	<i>Coef. Arrasto (C_D)</i>	<i>Razão de planeio (C_L/C_D)</i>
1 ^a	2	-	-	-	0,2106	0,0116	18,13
2 ^a	3	-	-	-	0,19559	0,0128	15,21
3 ^a	3	2	1	0,010 e 0,011	0,17479	0,0186	9,37
4 ^a	3	2	2	0,005 e 0,006	0,1806	0,01265	14,27
5 ^a	3	2	2	0,01 e 0,011	0,1803	0,01268	14,21

(*) - nível da malha

(**) – *equidistant refinement*

Observando a Tabela 2, conseguimos verificar que, ao longo do refinamento da malha, vão ocorrendo flutuações significativas, que, depois, estabilizam, obtendo valores com mais precisão quando a malha é refinada localmente.

Esta variação deve-se ao facto da transição entre malhas (global para local) se tornar ideal, isto é, não tem uma transição nem brusca nem inexistente, no caso de uma malha global. O ideal é ter um critério de paragem dado por uma variação percentual entre malhas, compreendida entre 0 e 5%.

Por esta razão, optou-se por utilizar a 5^a malha, pois esta apresenta um erro relativo de 0,42%, em relação à 4^a malha e um erro relativo de 6,57% face à 2^a malha.

4 Resultados da simulação computacional

Com a malha anteriormente estabelecida e sabendo definir o domínio mais correto, prosseguiu-se para a simulação computacional, onde foram obtidos os coeficientes de sustentação (C_L), o coeficiente de arrasto (C_D) e a razão de planeio (C_L/C_D), utilizando inicialmente um *blended winglet*, com valores de 200 mm e de 230 mm para o comprimento de corda do *winglet* e ângulo diedro de 45° e, posteriormente, um *split winglet* com as mesmas dimensões.

Os resultados obtidos para os coeficientes, com base nos ângulos de ataque a que cada tipo de asa foi sujeito, são apresentados na Tabela 3 e ilustrados na Figura 32. Da sua análise destaca-se que a razão de planeio para a asa com *blended winglet* exibe valores superiores aos das asas sem *winglet* e com o *split winglet*, para os ângulos de 3° e 5°.

Tabela 3 - Resultados das simulações dos ângulos de ataque.

AOA	Asa sem <i>winglets</i>			<i>Blended winglet</i>			<i>Split winglet</i>		
	C_L	C_D	C_L/C_D	C_L	C_D	C_L/C_D	C_L	C_D	C_L/C_D
3°	0,1803	0,01268	14,21	0,1878	0,01264	14,85	0,2174	0,01655	13,14
5°	0,2988	0,02136	13,99	0,2984	0,01965	15,18	0,3454	0,0257	13,42
6°	0,3570	0,02547	13,74	0,3150	0,0247	12,73	0,3646	0,0323	11,28

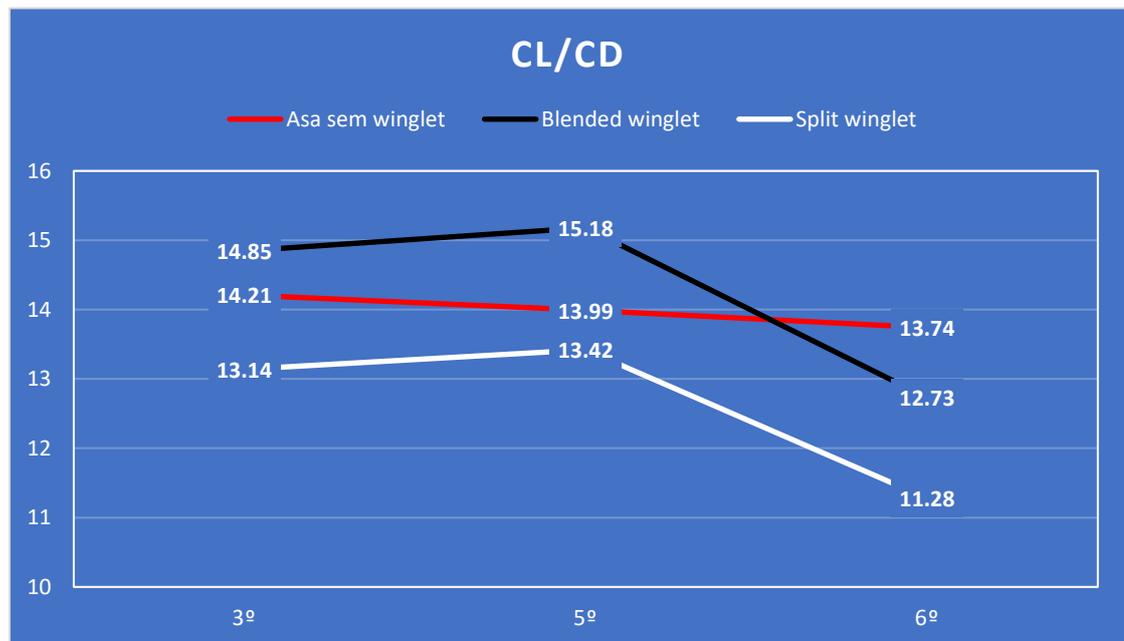


Figura 32 – Razão de planeio da asa sem winglet, blended winglet e do split winglet, variando o ângulo de ataque (autoria própria).

Com estes resultados podemos perceber que o estudo correu como esperado. Estes valores são muito semelhantes ao do estudo da NASA (ONERA M6 WING, 1979) para o modelo da asa base, apresentando uma variação de 2,2% na razão de planeio para um AOA de 3°, comprovando, assim, que as simulações foram realizadas com êxito, podendo alguma variação nos resultados estar associada ao refinamento da malha e do domínio, ou mesmo à modelação da asa.

Observando os resultados da asa com *split winglet*, verifica-se uma diminuição do desempenho a nível geral, apresentando uma razão de planeio 13% inferior à do *blended winglet* e 8,1% inferior à asa sem *winglet*, para AOA 3°, continuando com baixo desempenho para um AOA 5°, onde apresenta menos 4,2% que a asa sem *winglet*. É, ainda, possível observar que apresenta mais arrasto que a asa sem *winglet*, em todos os AOA, sendo por esta razão excluído das simulações apresentadas mais à frente.

Podemos observar que o *blended winglet* com uma corda do *winglet* igual a 230 mm, um comprimento do *winglet* igual a 200 mm, e ângulo diedro de 45°, apresenta uma razão de planeio 4,5% superior à asa sem *winglet* para um AOA de 3°, e 8,5% para um AOA de 5°. A Figura 33 ilustra a significativa redução dos vórtices na ponta da asa, no caso de um AOA de 3°.

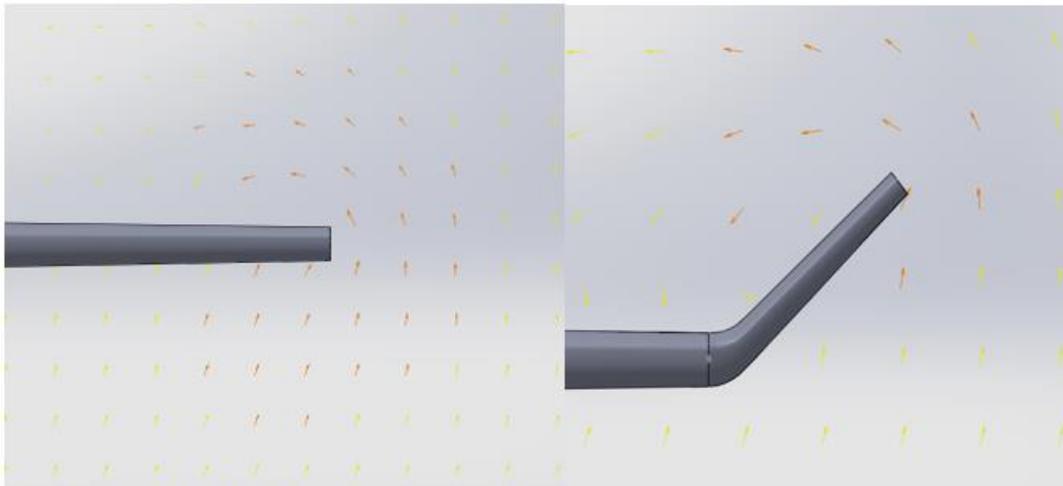


Figura 33 – Vetores de velocidade na ponta da asa sem *winglet* (esquerda) e com *blended winglet* (direita) com ângulo diedro de 45°, AOA 3° (autoria própria).

Sabendo que os *blended winglet* são os mais eficientes, sendo a eficiência máxima obtida para um AOA 5°, onde, mesmo com uma razão de planeio 8,5% superior à asa sem *winglet*, não apresenta mais sustentação do que esta, prosseguimos para verificar se

existem outros ângulos diedro, comprimentos do *winglet* e da corda do *blended winglet*, que sejam tão ou mais eficientes que o *blended winglet* com diedro de 45°, 200 mm de comprimento do *winglet* e 230 mm da corda do *blended winglet*, para AOA 3° e 5°.

A primeira série de resultados, apresentados na Tabela 4 e nas figuras 34 a 36 dizem respeito à variação do ângulo diedro, usando um AOA de 3°, que confirmam que o ângulo diedro de 30° apresenta o coeficiente C_L/C_D mais elevado.

Tabela 4 - Resultados das simulações variando o ângulo de diedro, para AOA 3°.

	C_L	C_D	C_L/C_D
<i>Blended winglet com 30°</i>	0,1888	0,01189	15,87
<i>Blended winglet com 45°</i>	0,1878	0,01264	14,85
<i>Blended winglet com 75°</i>	0,1888	0,0167	11,29
<i>Blended winglet com 90°</i>	0,1932	0,0168	11,47



Figura 34 – Coeficientes de sustentação para AOA 3°, variando o ângulo diedro (autoria própria).



Figura 35 – Coeficientes de arrasto para AOA 3°, variando o ângulo diedro (autoria própria).

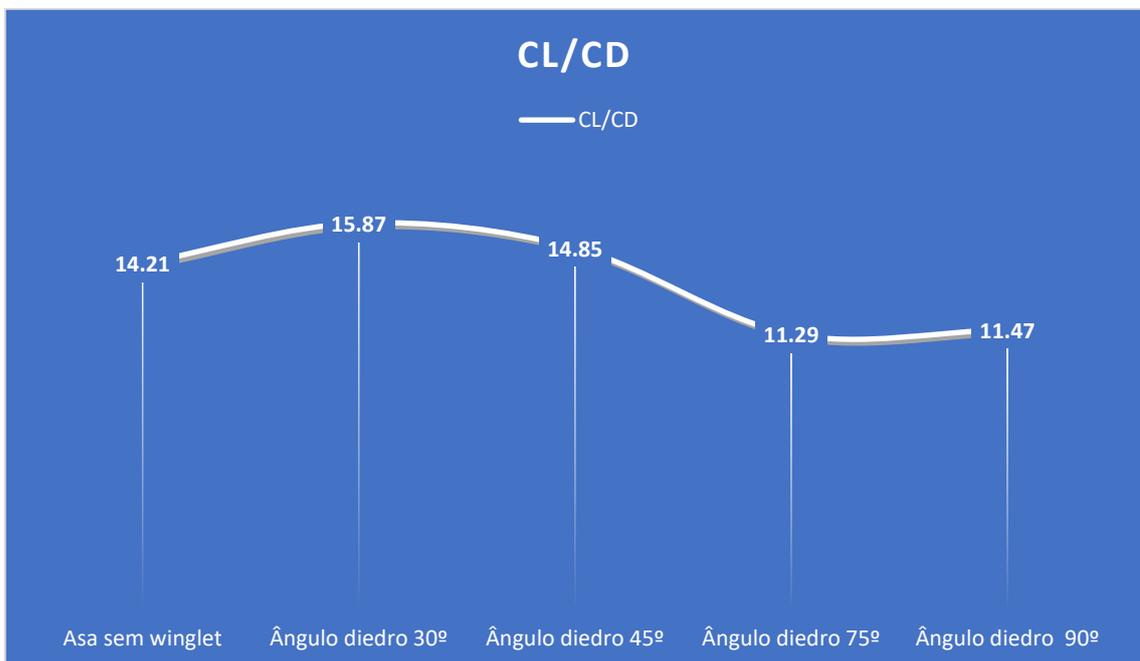


Figura 36 – Razão de planeio para AOA 3°, variando o ângulo diedro (autoria própria).

Continuando esta busca pela configuração mais eficiente possível, prosseguimos de seguida para os resultados da variação do comprimento deste *winglet*, ainda para a configuração do AOA de 3°. Estes resultados constam na Tabela 5 e nas figuras 37 a 39.

Tabela 5 - Resultados das simulações para AOA 3°, com ângulo diedro 30°, variando o comprimento do *winglet*.

	C_L	C_D	C_L/C_D
180 mm	0,1802	0,01126	16
190 mm	0,1858	0,01150	16,14
200 mm	0,1888	0,01189	15,87
210 mm	0,1908	0,01210	15,76

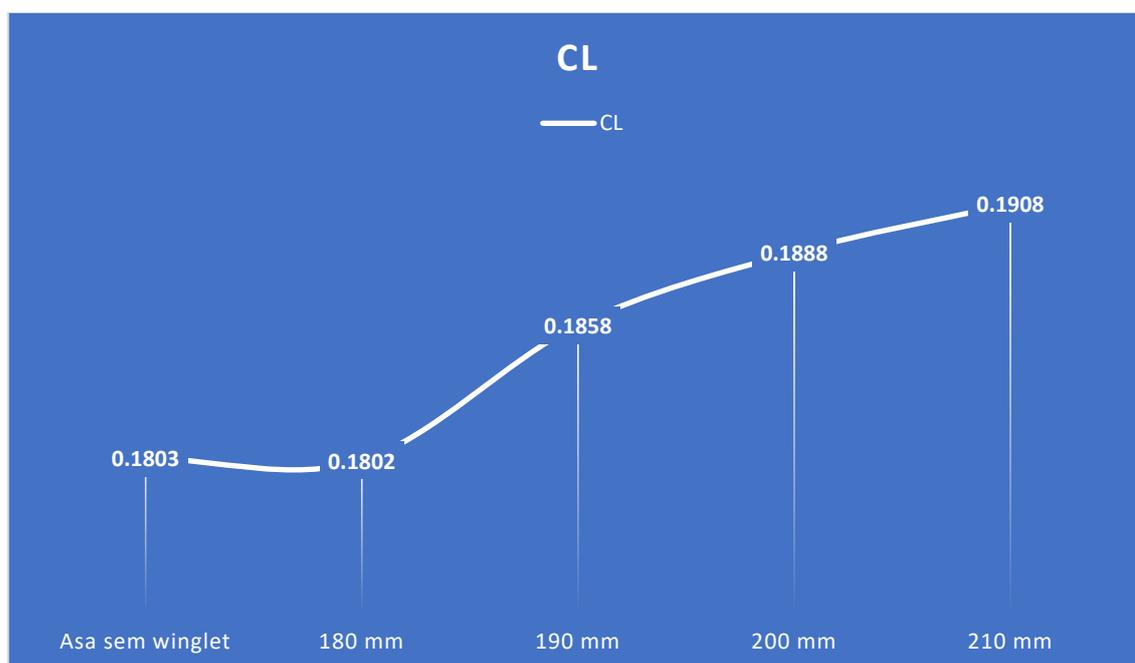


Figura 37 – Coeficientes de sustentação para AOA 3°, com ângulo diedro de 30°, variando o comprimento do *winglet* (autoria própria).

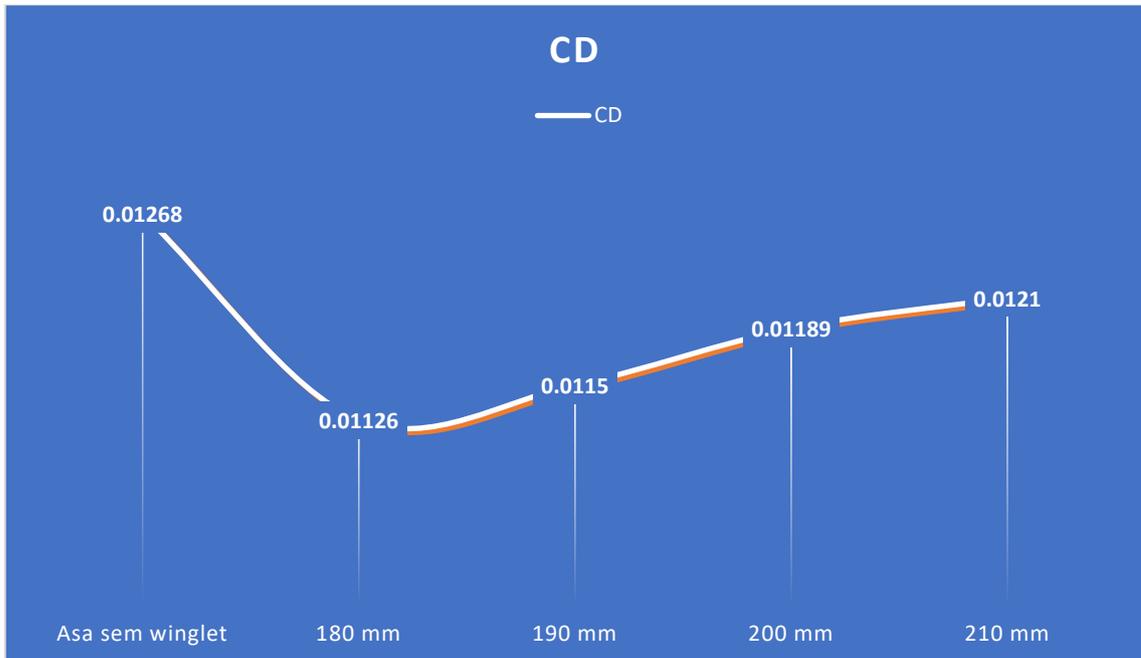


Figura 38 – Coeficientes de arrasto para AOA 3°, ângulo diedro de 30°, variando o comprimento do *winglet* (autoria própria).

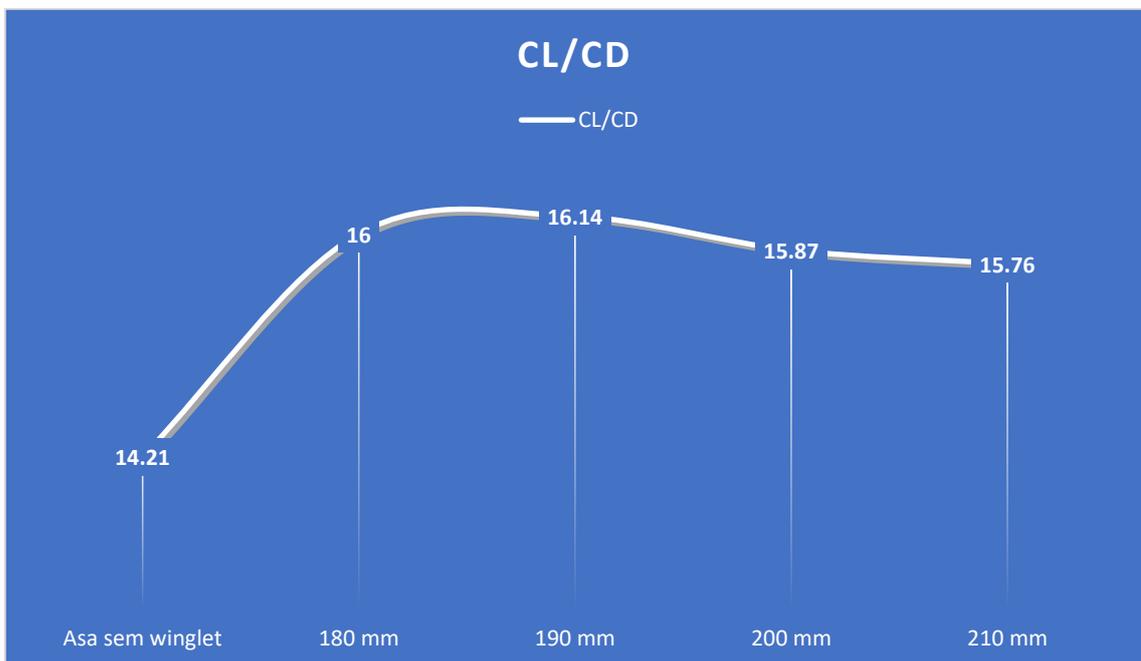


Figura 39 - Razão de planeio para AOA 3°, com ângulo diedro 30° e variando o comprimento do *winglet* (autoria própria).

Comparando o resultado da asa sem *winglet*, AOA 3°, da Tabela 3, com os resultados da Tabela 5, verifica-se que a asa com *blended winglet*, ângulo diedro de 30° e

comprimento do *winglet* de 190 mm, apresenta os melhores resultados, com a razão de planeio 11,96% superior, com mais sustentação e com menos arrasto. Mesmo que o *winglet* com 180 mm de comprimento apresente menos arrasto que o de 190 mm, este apresenta menos 0,87% de razão de planeio que o *winglet* com 190 mm de comprimento.

Observando as figuras 42 e 43, conseguimos verificar a existência de uma diminuição acentuada nos vórtices na ponta da asa com esta configuração do *blended winglet*, quando comparado com a asa sem *winglet*.

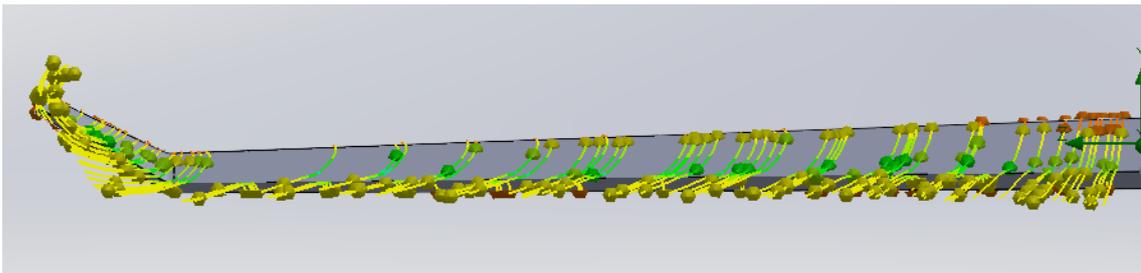


Figura 40 – Linhas de corrente da asa com *blended winglet*, com AOA 3°, ângulo diedro 30° e 190 mm de comprimento do *winglet* (autoria própria).

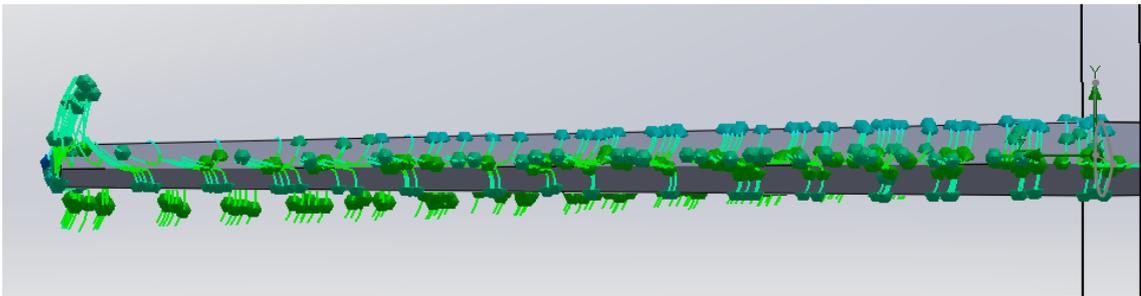


Figura 41 – Linhas de corrente da asa sem *winglet* com AOA 3° (autoria própria).

Considerando ainda o AOA de 3°, foram efetuadas simulações variando a corda do *blended winglet*, com ângulo diedro 30° e comprimento do *winglet* 190 mm. Os resultados obtidos são apresentados na Tabela 6 e figuras 42 a 44.

Tabela 6 – Resultados das simulações variando a corda da ponta do *winglet* do *blended winglet*, AOA 3°, 190 mm de comprimento do *winglet*.

	C_L	C_D	C_L/C_D
210 mm	0,1824	0,01158	15,75
230 mm	0,1858	0,01150	16,14
270 mm	0,1865	0,01180	15,8

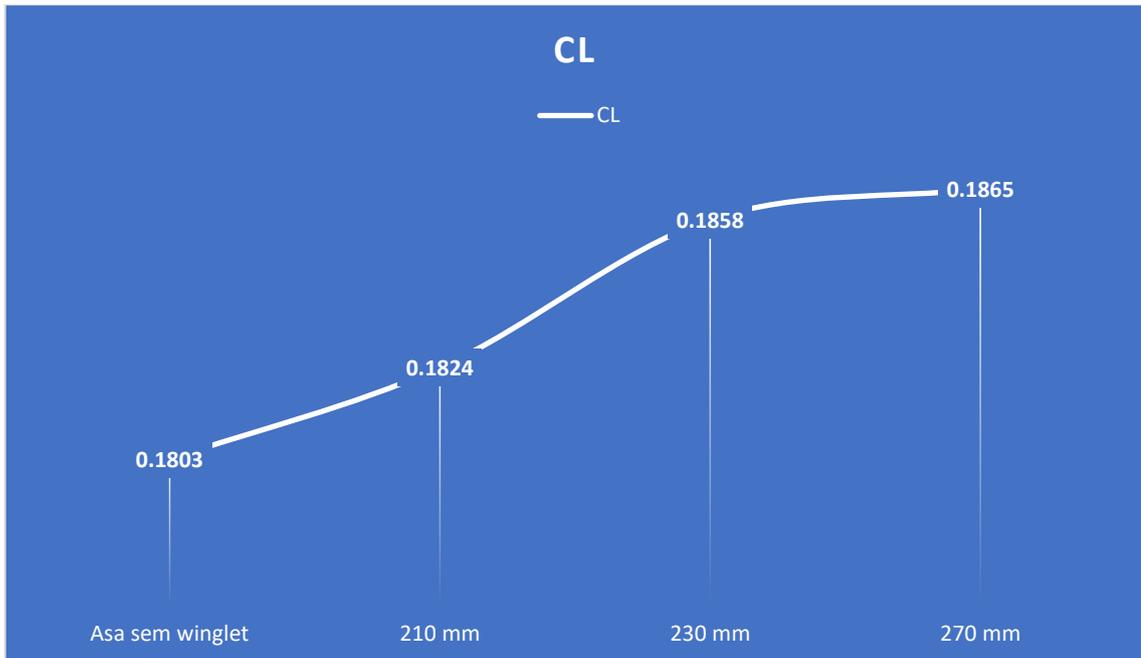


Figura 42 – Coef. Sustentação para AOA 3°, com ângulo diedro 30°, 190 mm de comprimento do *winglet*, variando a corda do *winglet* (autoria própria).

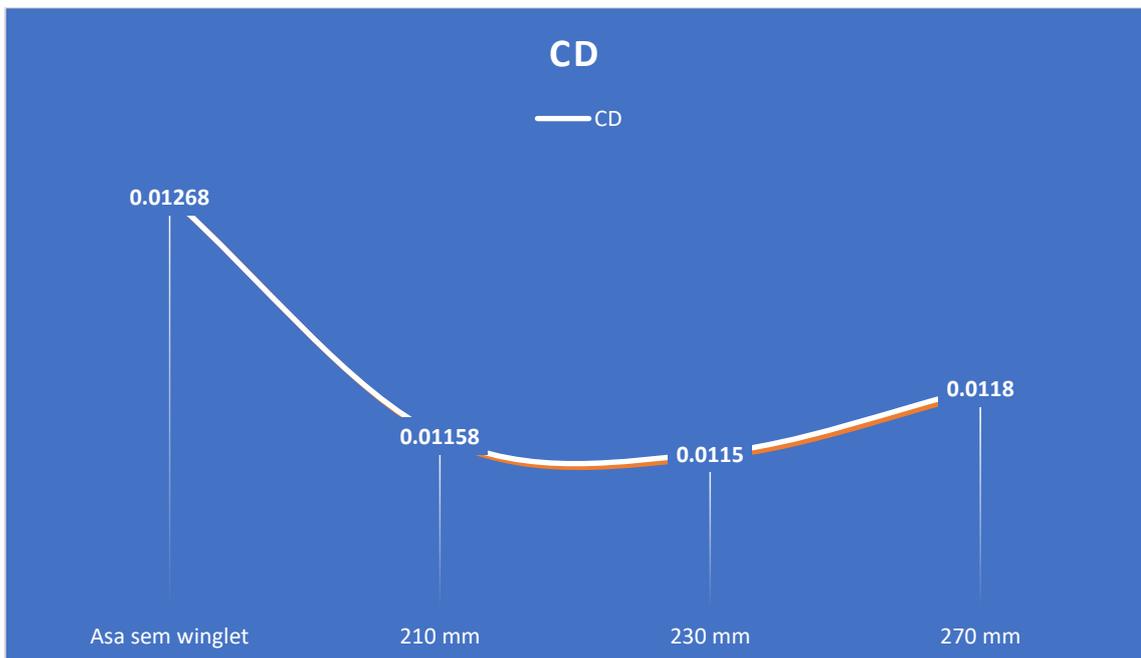


Figura 43 – Coef. Arrasto para AOA 3°, *blended winglet* ângulo diedro 30°, 190 mm de comprimento do *winglet*, variando a corda do *winglet* (autoria própria).

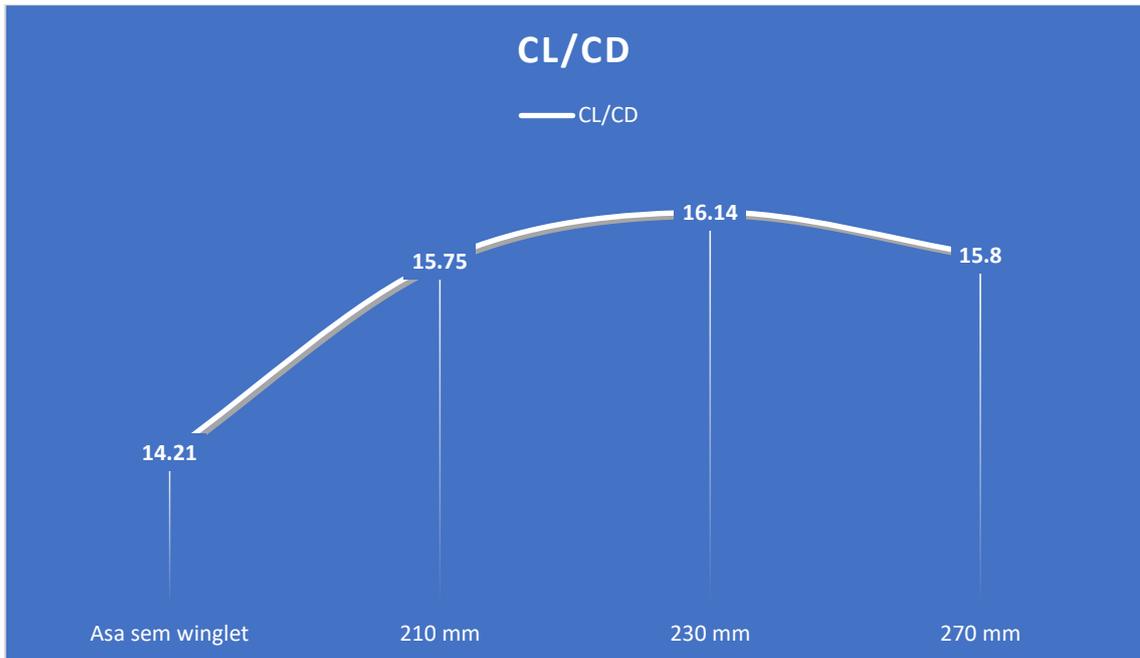


Figura 44 – Razão de planeio para AOA 3°, com ângulo diedro 30°, 190 mm de comprimento do *winglet*, variando a corda do *winglet* (autoria própria).

Estas simulações permitem observar que a asa ideal **para um AOA 3°**, é a asa com *blended winglet* com um **ângulo diedro de 30°**, **comprimento do *winglet* igual a 190 mm e uma corda do *winglet* igual a 230 mm**, que, por sinal, representa metade da corda da ponta da asa, antes do *winglet*. Conseguindo, assim, um aumento na razão de planeio em torno de 13,6%, observando um aumento da sustentação e uma diminuição do arrasto, comprovando, deste modo, o efeito do *winglet* na diminuição dos vórtices da extremidade da asa e, portanto, do arrasto induzido.

As figuras 45 e 46 mostram as asas com *blended winglets* com comprimentos diferentes e cordas diferentes, respetivamente.

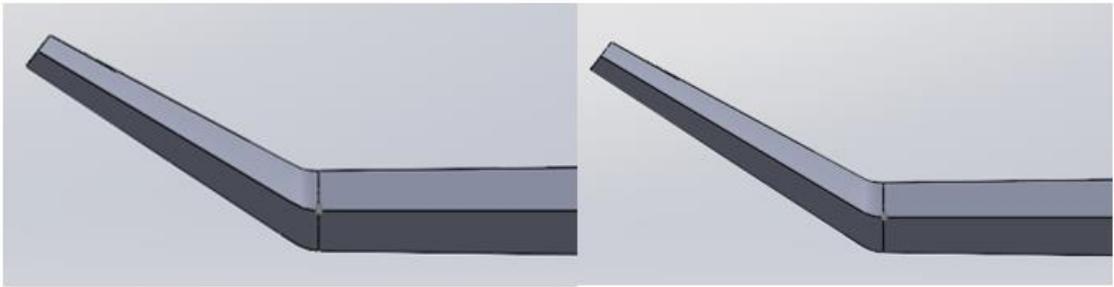


Figura 45 – *Blended winglet* com ângulo diedro 30° e comprimento *winglet* de 180 mm (esquerda) e 210 mm (direita) (autoria própria).

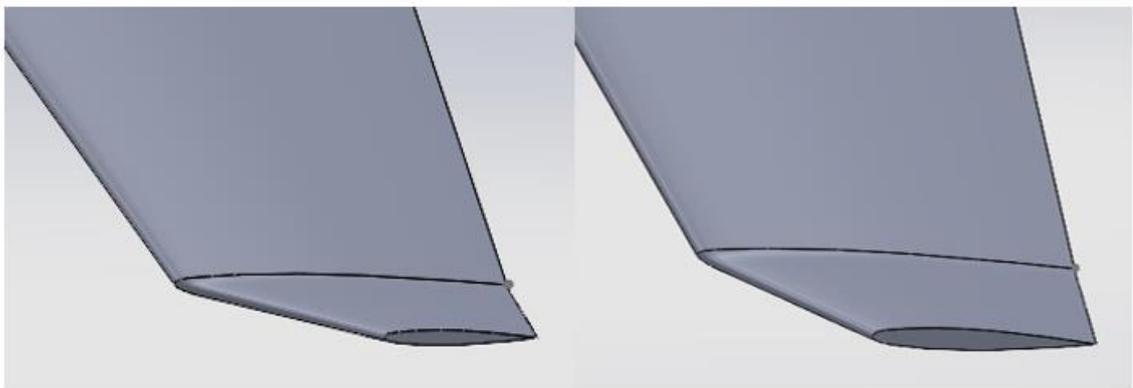


Figura 46 – *Blended winglet*, para AOA 3° , com ângulo diedro 30° , comprimento do *winglet* 190 mm, corda do *winglet* de 210 mm (esquerda) e de 270 mm (direita) (autoria própria).

A Figura 47 ilustra o efeito do *blended winglet* com esta configuração ideal sobre os vórtices da ponta da asa.

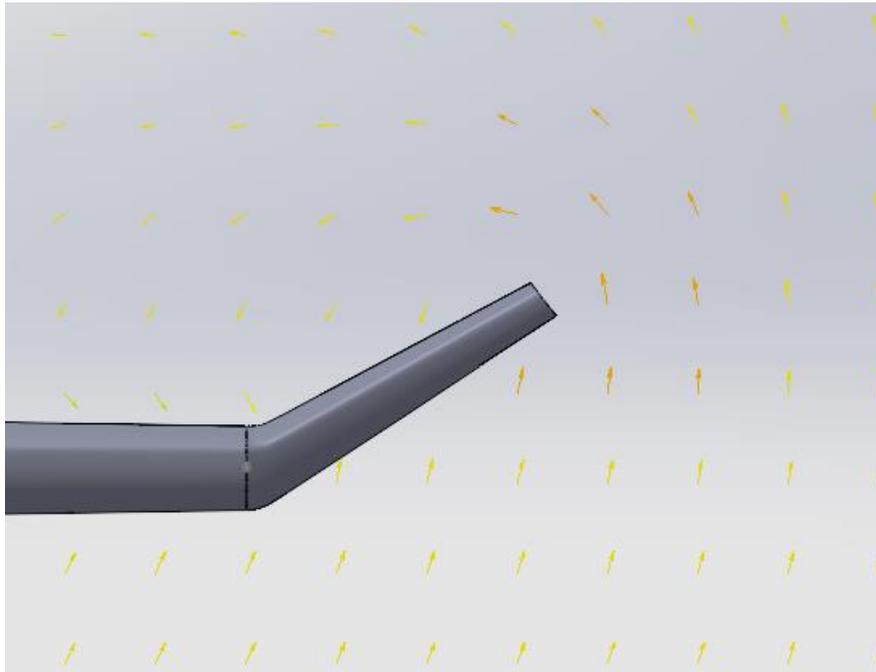


Figura 47 – Vetores de velocidade na ponta da asa com com *blended winglet* com AOA 3°, ângulo diedro 30° e comprimento *winglet* 190 mm (autoria própria).

Apresentam-se, de seguida, os resultados computacionais das mesmas simulações efetuadas para um AOA de 5°, variando: ângulo diedro; comprimento *winglet*; e corda do *winglet*.

A Tabela 7 e as figuras 48 a 50 mostram os resultados para a variação do ângulo diedro, para a configuração AOA 5°.

Tabela 7 - Resultados das simulações variando o ângulo de diedro, para AOA 5°.

	C_L	C_D	C_L/C_D
<i>Blended winglet com 30°</i>	0,29919	0,01878	15,93
<i>Blended winglet com 45°</i>	0,2984	0,01965	15,18
<i>Blended winglet com 75°</i>	0,29918	0,02640	11,33
<i>Blended winglet com 90°</i>	0,3056	0,02653	11,52

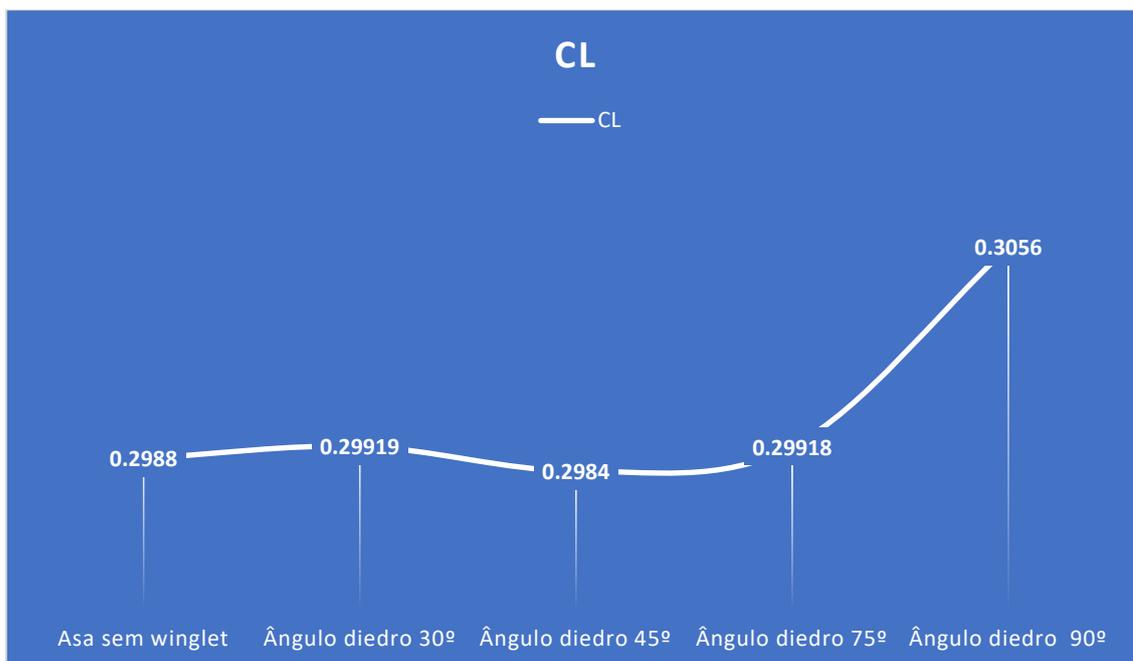


Figura 48 – Coeficientes de sustentação para AOA 5°, *blended winglet*, variando o ângulo diedro (autoria própria).

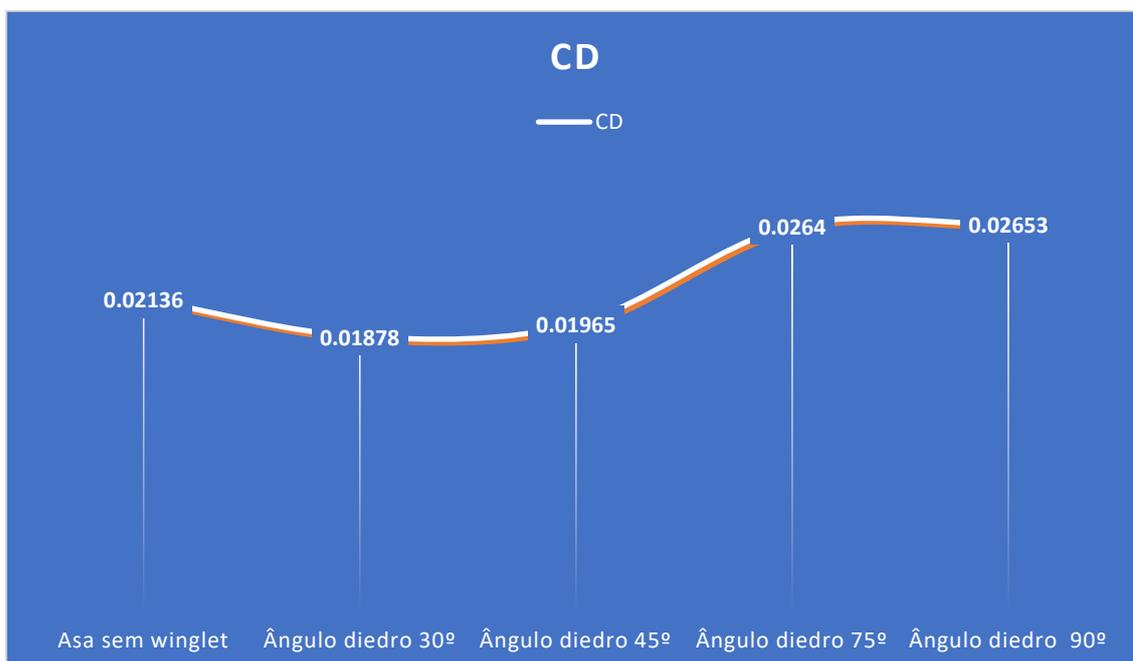


Figura 49 – Coeficientes de arrasto para AOA 5°, *blended winglet*, variando o ângulo diedro (autoria própria).

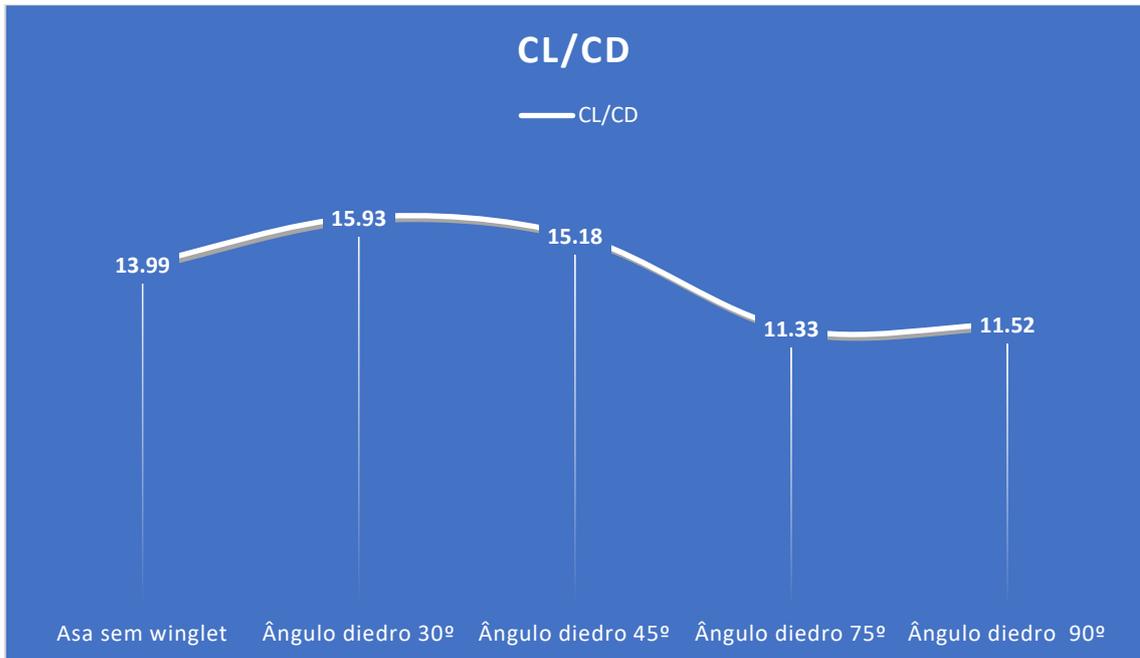


Figura 50 – Razão de planeio para AOA 5°, *blended winglet*, variando o ângulo diedro (autoria própria).

Estes resultados indicam que, também neste caso, o *blended winglet* com ângulo diedro de 30° tem um desempenho superior ao ângulo diedro de 45°, apresentando uma razão de planeio 13,9% superior à razão de planeio da asa sem *winglet* e 4,9% superior ao ângulo diedro de 45°.

Continuando esta busca pela configuração mais eficiente possível, prosseguimos de seguida para os resultados da variação da corda deste *winglet*, cujos resultados constam na Tabela 8 e nas figuras 51 a 53.

Tabela 8 - Resultados das simulações, para AOA 5°, *blended winglet* ângulo diedro 30° variando o comprimento do *winglet*.

	C_L	C_D	C_L/C_D
180 mm	0,2855	0,01778	16,05
190 mm	0,2944	0,01816	16,2
200 mm	0,29919	0,01878	15,93
210 mm	0,3023	0,01911	15,82

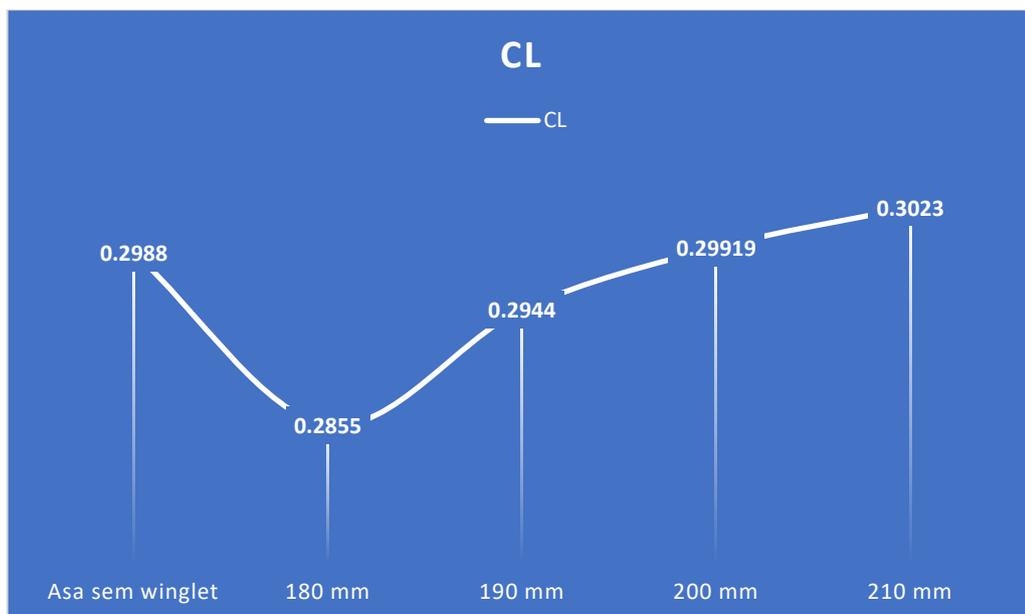


Figura 51 – Coeficientes de sustentação para AOA 5°, *blended winglet*, ângulo diedro de 30°, variando o comprimento do *winglet* (autoria própria).

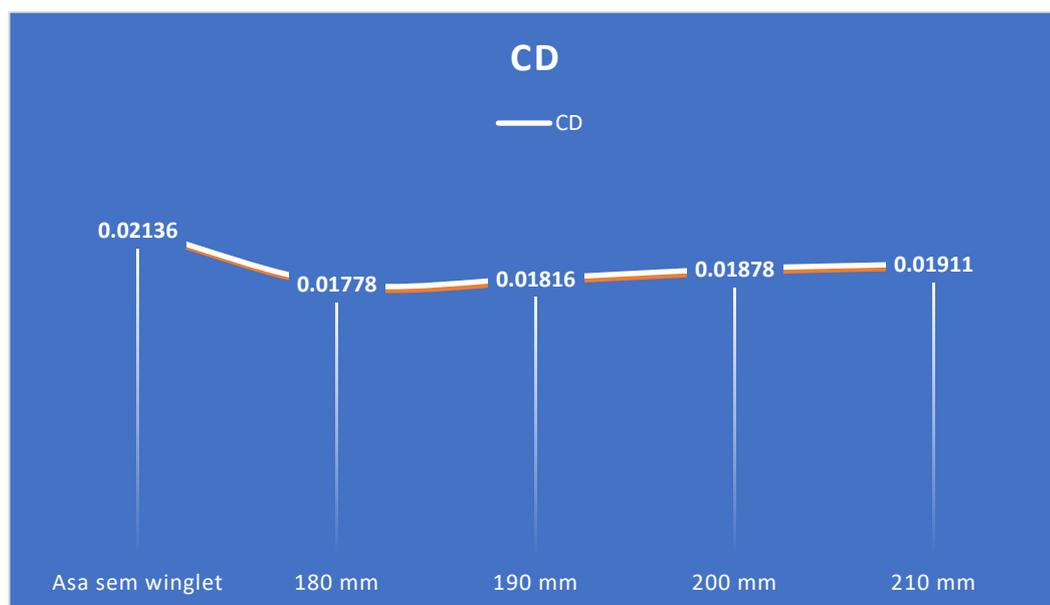


Figura 52 – Coeficientes de arrasto para AOA 5°, *blended winglet*, ângulo diedro de 30°, variando o comprimento do *winglet* (autoria própria).

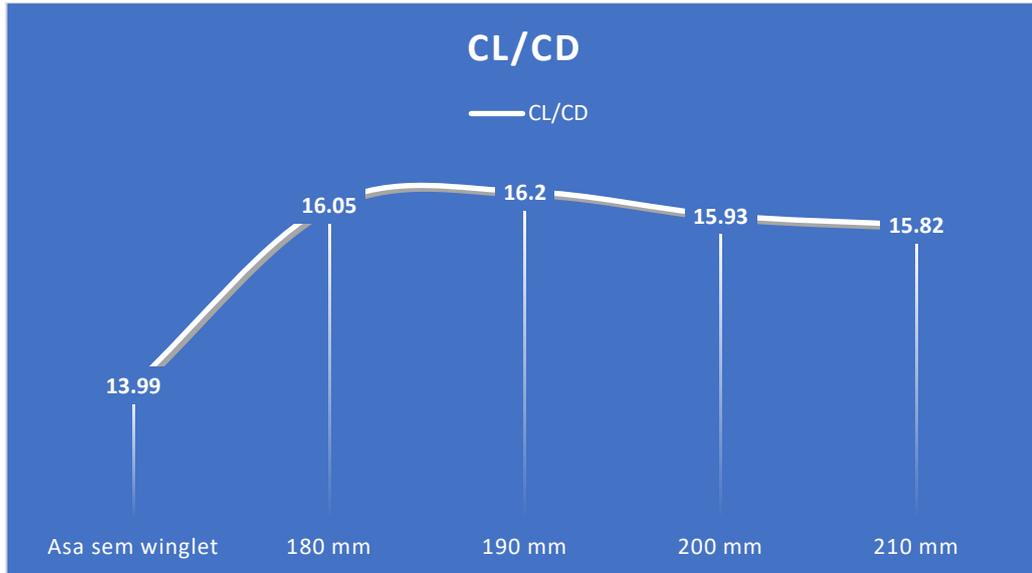


Figura 53 – Coeficientes de arrasto para AOA 5°, *blended winglet*, ângulo diedro de 30°, variando o comprimento do *winglet* (autoria própria).

Assim, tal como tinha acontecido para o ângulo de ataque 3°, comparando o resultado da asa sem *winglet*, AOA 3°, da Tabela 3, com os resultados da Tabela 8, verifica-se que a asa com *blended winglet*, ângulo diedro de 30° e comprimento do *winglet* 190 mm, apresenta os melhores resultados, com a razão de planeio a ser 13,64% superior, com mais sustentação e menos arrasto.

Mesmo que o *winglet* com 180 mm de comprimento apresente menos arrasto que o de 190 mm, ele apresenta menos 0,93% de razão de planeio que o *winglet* com 190 mm de comprimento.

A última análise, consistiu na variação da corda do *winglet*, com comprimento de 190 mm e ângulo diedro de 30°, foram obtidos os resultados apresentados na Tabela 9 e nas figuras 54 a 56.

Tabela 9 - Resultados das simulações variando a corda do *blended winglet*, ângulo diedro de 30°, AOA 5°, comprimento do *winglet* 190 mm.

	C_L	C_D	C_L/C_D
210 mm	0,2906	0,01770	16,41
230 mm	0,2944	0,01816	16,2
270 mm	0,2968	0,01876	15,82

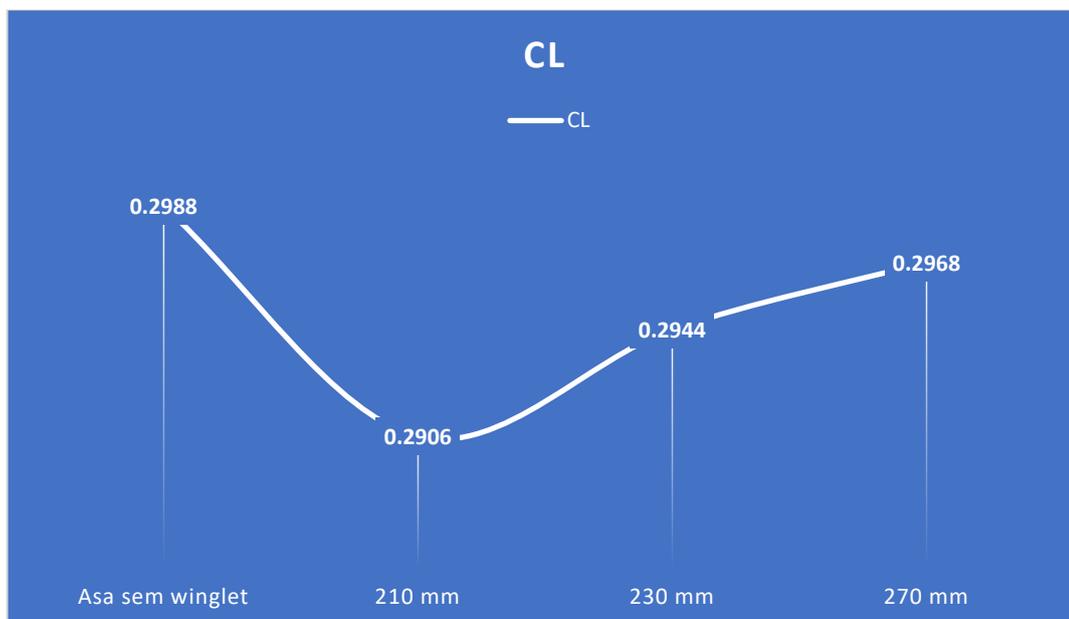


Figura 54 – Coeficiente de sustentação para AOA 5°, *blended winglet* com ângulo diedro de 30°, 190 mm de comprimento, e variando a corda do *winglet* (autoria própria).

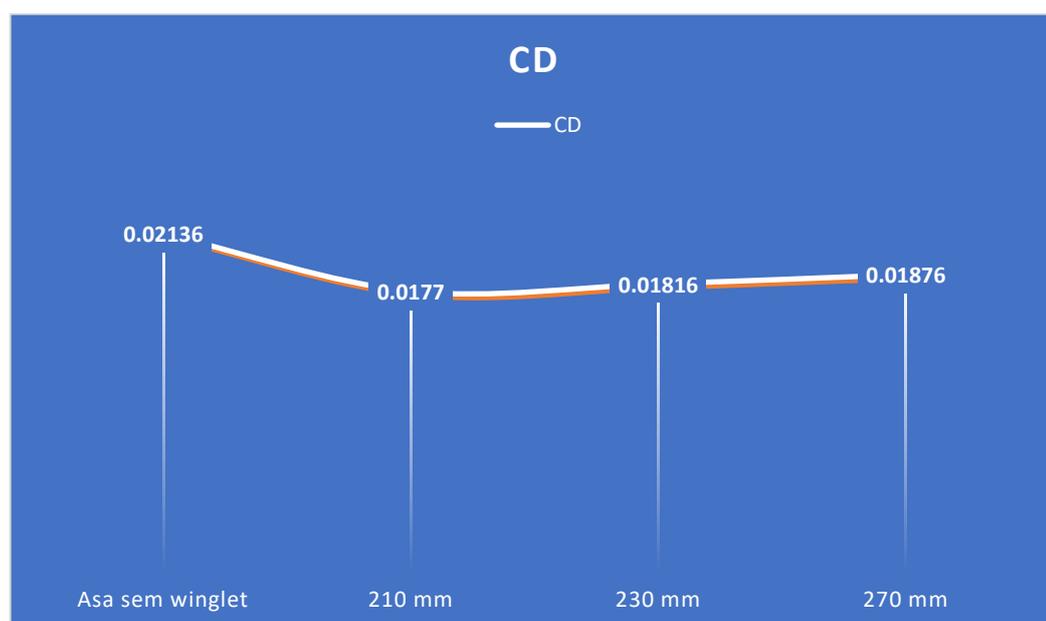


Figura 55 - Coeficiente de arrasto para AOA 5°, *blended winglet* com ângulo diedro de 30°, 190 mm de comprimento, e variando a corda do *winglet* (autoria própria).

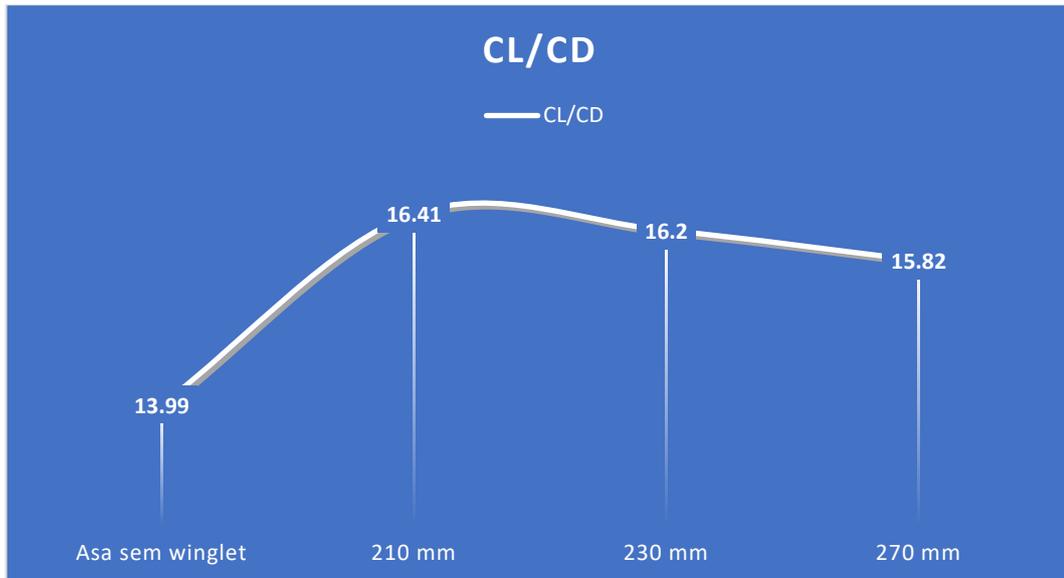


Figura 56 – Razão de planeio para AOA 5°, *blended winglet* com ângulo diedro de 30°, 190 mm de comprimento, e variando a corda do *winglet* (autoria própria).

Observando os resultados das simulações computacionais, verifica-se que a configuração ideal do *blended winglet* varia consoante o AOA, sendo que a que apresentou o melhor resultado é aquela com um AOA de 3°, um ângulo diedro de 30°, 190 mm de comprimento do *winglet* e 230 mm de corda, com um aumento na razão de planeio de 13,1% em relação à asa sem *winglet*.

Em relação à configuração para um AOA de 5°, foi possível observar uma alteração ao nível da medida da corda do *blended winglet*, pois a corda mais eficiente foi a de 210 mm, que apresentou uma razão de planeio 17,3% superior em relação à asa sem *winglet*. O problema desta configuração é o mesmo da simulação inicial, onde o *blended winglet* para um AOA de 5° também apresentava um coeficiente de sustentação inferior à asa sem *winglet*.

Com base nas figuras 58 e 59 conseguimos perceber claramente a diminuição dos vórtices na ponta das asas com e sem *winglet* para esta nova situação com AOA 5°.

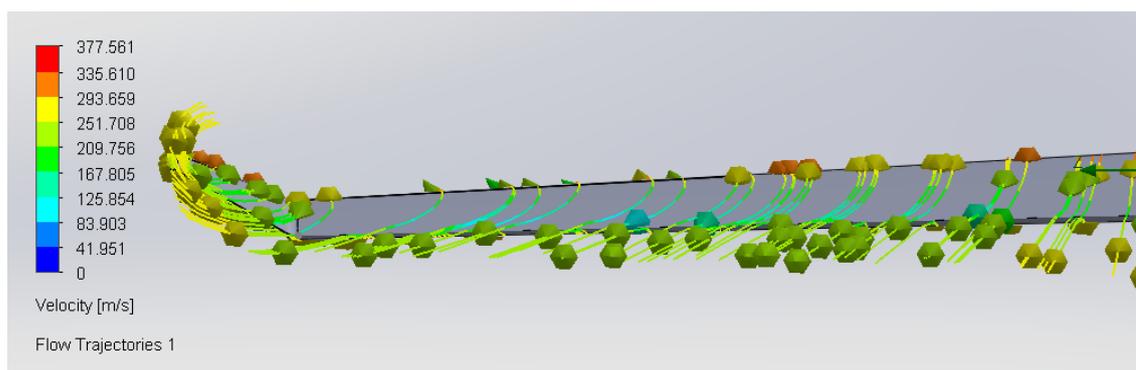


Figura 57 – Linhas de corrente da asa com *blended winglet*, ângulo diedro de 30°, 190 mm de comprimento do *winglet* e 210 mm de corda, para AOA 5° (autoria própria).

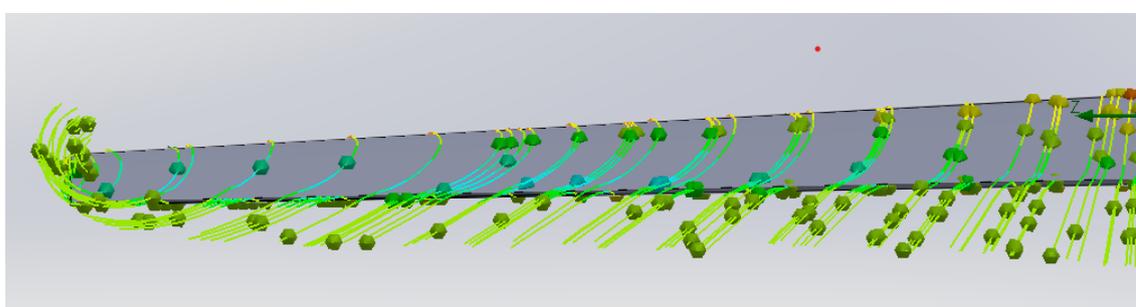


Figura 58 – Linhas de corrente da asa sem *winglet*, para AOA 5° (autoria própria).

Para além da observação da diminuição dos vórtices, acima referida, nas figuras 59 e 60 conseguimos observar o efeito do *blended winglet* na distribuição da velocidade em volta da asa, na figura 59 para a configuração otimizada para o AOA 3° e na figura 60 para a configuração otimizada para AOA 5°. Estas figuras ilustram a diminuição da velocidade na extremidade da asa, exprimindo uma diminuição nas variações entre a parte inferior e a parte superior da asa.

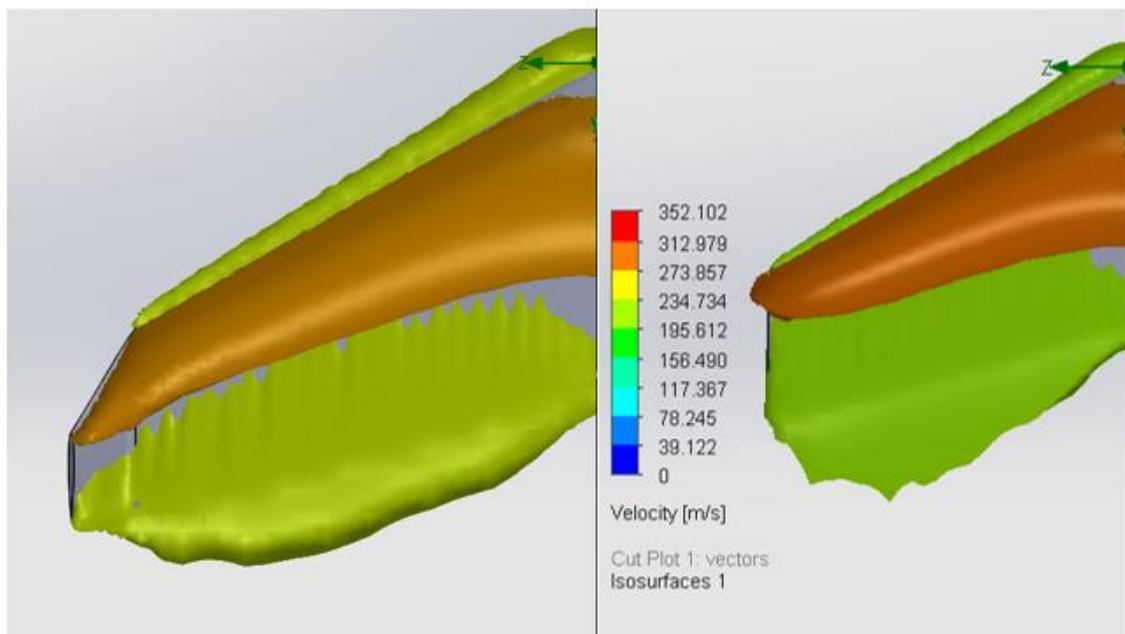


Figura 59 – Distribuição da velocidade em volta da asa com *blended winglet*, ângulo diedro de 45°, 200 mm de comprimento e 230 mm de corda (*esquerda*) asa sem *winglet* (*direita*), AOA 3° (autoria própria).

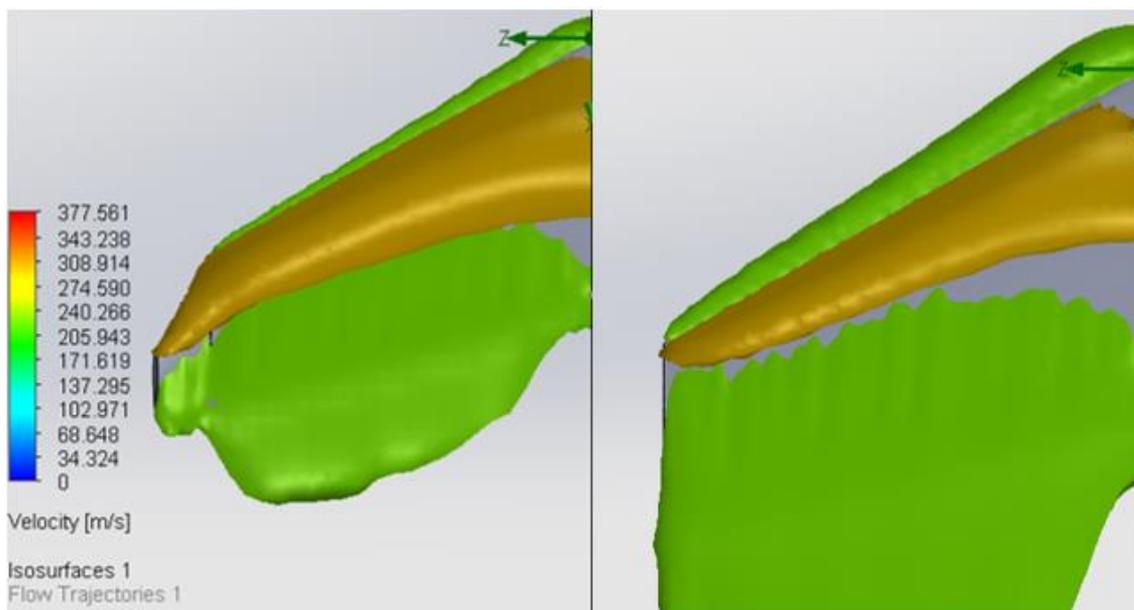


Figura 60 – Distribuição da velocidade em volta da asa com *blended winglet*, ângulo diedro de 30°, 190 mm de comprimento do *winglet* e 210 mm de corda (*esquerda*) e asa sem *winglet* (*direita*), para AOA 5° (autoria própria).

5 Conclusões e trabalho futuro

No setor aeronáutico, a redução do arrasto continua a ser um grande desafio, com cerca de 40% do arrasto total, em voo de cruzeiro, proveniente do arrasto induzido. A evolução dos *softwares* CFD fez com que a simulação computacional se tornasse no método mais eficiente para o estudo do comportamento aerodinâmico de uma asa, permitindo efetuar alterações e obter resultados preliminares das forças em segundos.

Neste estudo foi possível observar que nem todas as configurações de *winglets* são mais eficientes que as asas sem *winglets*, com a configuração adotada do *split winglet* a apresentar mais arrasto para todos os ângulos de ataque que a asa base.

Este resultado não condiz com o esperado, pois no caso das configurações do *split winglet* adotado pela Ryanair são capazes de reduzir o consumo de combustível em 1,5%.

A adição de *blended winglets*, ângulo diedro 30°, 190 mm de comprimento do *winglet*, 230 mm de corda de *winglet* à asa ONERA M6, para um ângulo de ataque 3°, permitiu reduzir o arrasto e os vórtices, aumentando a sustentação em 3% e a razão de planeio em 13,58%, diminuindo o arrasto em 10,26% em relação à asa sem *winglet*.

Observou-se, ainda, que a performance do *winglet* varia consoante o ângulo de ataque, com a configuração mais eficiente do *blended winglet*, ângulo diedro de 30°, 190 mm de comprimento do *winglet*, 210 mm de corda, para AOA 5°, a apresentar uma diminuição de 2,82% na sustentação, de 20,67% no arrasto e um aumento de 17,29% da razão de planeio. Isso mostra que o efeito da utilização de *winglets* é muito dependente do regime de operação da aeronave e da geometria da asa.

Mesmo obtendo resultados “positivos” neste trabalho, permanecem dúvidas quanto a certos detalhes, como, por exemplo, o facto de que obtivemos o melhor desempenho (para ambos AOA utilizados, 3° e 5°) para um ângulo diedro de 30°, enquanto sabemos que noutros estudos o ângulo diedro mais eficiente é para 75° e logo de seguida do de 30°. Também o resultado para o *split winglet* pode ser questionado, pois, como pode ser verificado pela Figura 33, ele apresenta piores resultados que a asa sem *winglet*.

Estas variações entre os resultados obtidos e os resultados esperados podem estar associadas ao refinamento da malha, ao tamanho do domínio computacional ou mesmo ao nível do *software* utilizado, muito provavelmente mais devido a este último fator.

Neste tipo de softwares comerciais, as escalas mais pequenas são modeladas e não simuladas. Se estas fossem simuladas diretamente (*Direct Numerical Simulation*), o custo computacional, medido em horas multiplicadas pelo número de processadores, seria proibitivo, uma vez que os elementos da malha teriam de ser muito pequenos. Consequentemente, o número de elementos da malha seria demasiado elevado. De um modo geral, este tipo de software é útil para obter resultados preliminares com um custo muito baixo, tornado desnecessário investir na construção das iterações iniciais no processo de desenvolvimento dos modelos para serem testados em túnel de vento. Caso se tratasse do processo de desenvolvimento de um protótipo, os resultados computacionais obtidos neste trabalho teriam de ser corroborados ou ajustados por estudos experimentais.

De qualquer modo, sugere-se que em trabalhos futuros, o processo de refinamento da malha seja aprimorado, uma vez que, com um número superior de camadas (mais refinamento), ocorre uma transição menos abrupta entre elementos da malha, obtendo-se assim resultados mais confiáveis, mesmo sendo necessário mais poder computacional.

A análise de mais configurações geométricas, de uma gama de ângulos de ataque com intervalos mais pequenos, e de mais valores de velocidade do escoamento são fatores que trariam mais confiança ao estudo.

Referências Bibliográficas

- AIRWAY (30/03/2023) - <https://www.airway.com.br/antes-tarde-do-que-nunca-usaf-quer-equipar-antigos-kc-135-com-winglets/> (consultado em 05/2023)
- Anderson, John D. livro Fundamentals of Aerodynamics (1984) - <https://www.wook.pt/livro/fundamentals-of-aerodynamics-anderson/17381995> (consultado em 06/2023)
- Al-Khafaji AJ, Panatov GS, Boldyrev AS. Numerical analysis and optimization of a winglet sweep angle and winglet tip chord for improvement of aircraft flight performance. 2022 – <https://doi.org/10.29354/diag/150479> (consultado em 06/2023)
- Biomimética (01/12/2010) - <https://www.revistaplaneta.com.br/biomimetismo-quando-a-industria-aprende-com-a-natureza/> (consultado em 04/2023)
- Boeing - <https://www.boeing.com/commercial/737max/737-max-winglets/> (consultado em 05/2023)
- Boldmethod (12/01/2022) - <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aircraft-systems/how-does-aspect-ratio-affect-aircraft-wings/> (consultado em 05/2023)
- Classic Wings (2016) - <https://www.classic-wings.co.uk/wing-to-wing-with-a-spitfire/> (consultado em 06/2023)
- Downwash induzido (16/01/2018) - <https://pt.wikipedia.org/wiki/Upwash> (consultado em 05/2023)
- Giuberti, Rômulo Costalonga. Avaliação de Winglets para Aerodesign – Análise aa Redução do Arrasto Induzido Utilizando DFC, Trabalho de Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Espírito Santo, 2013, https://mecanica.ufes.br/sites/engenhariamecanica.ufes.br/files/field/anexo/2013-1_romulo_giuberti.pdf (consultado em 05/2023).
- Kuroda, Rodrigo Kenji Rodrigues - Análise Fluidodinâmica Computacional de Winglets. 2022, Trabalho de Graduação de Bacharel em Engenharia Mecânica, Universidade Tecnológica Federal do Paraná, <https://repositorio.utfpr.edu.br/jspui/bitstream/1/30425/1/analisefluidodinamicacomputacionalwinglets.pdf> (consultado em 05/2023).

Learjet 28 (30/06/2017) - <https://blog.wepushtin.com/blog/history-learjets-28-36/>
(consultado em 05/2023)

My Aviation Notebook (17/06/2019) - <https://myskynotes.wordpress.com/drag/>
(consultado em 05/2023)

Munshi et al (2018) - "CFD Analysis on the Effect of Winglet Cant Angle on Aerodynamics of ONERA M6 Wing", Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences 45, issue 1, p. 44-54 (2018) (consultado em 06/2023)

Ryanair (25/01/2023) - <https://www.aviacionline.com/2023/01/ryanair-begins-installing-split-scimitar-winglets-on-its-boeing-737-800-fleet/> (consultado em 04/2023)

REDDY, T Ravikumar; PATIL, Prajwalkumar M; REDDY, G Sudarshan. Modeling and CFD Analysis of Flow Over Aircraft Split Winglet and Blended Winglet. International Journal of Advances in Scientific Research and Engineering, [s. l.], v. 4, n. 11, p. 88–93, 2018 (consultado em 06/2023).

Sijal A, LinkedIn (26/11/2022) - <https://www.linkedin.com/pulse/onera-wing-m6-cfd-analysis-complete-course-from-geometry-ahmed/> (consultado em 05/2023).

Sharkelets (30/04/2023) - <https://simpleflying.com/boeing-winglets-airbus-sharklets/>
(consultado em 05/2023)

Toy wing (1998) – <https://toywing.com.br/naca-o-que-e-e-como-funciona/> (consultado em 05/2023)

Varig-airlines (2006) - <https://www.varig-airlines.com/pt/b737800.htm> (consultado em 05/2023)

Whitcomb (07/08/2017) - <https://www.nasa.gov/langley/hall-of-honor/richard-t-whitcomb> (consultado em 05/2023)

3D ONERA M6 (1979) - <https://www.grc.nasa.gov/www/wind/valid/m6wing/m6wing.html> (consultado em 05/2022).

SCIO SCIRE DOMINIUM (02/06/2011)- <https://biztechbrz.wordpress.com/2011/02/06/distribuicao-da-carga-de-sustentacao-2/>
(consultado em 05/2023)

Solidworks – Numerical Basis of CAD-Embedded CFD (fevereiro 2014) - https://www.solidworks.com/sw/docs/flow_basis_of_cad_embedded_cfd_whitepaper.pdf
(consultado em 06/2023)