

Computational numerical analysis of drag force on a standard AeroDesign wing in accordance with winglet application

Análise numérica computacional da força de arrasto em uma asa padrão AeroDesign de acordo com a aplicação do winglet

Article Info:

Article history: Received 2021-05-15 / Accepted 2021-09-13 / Available online 2021-10-04

doi: 10.18540/jcecv17iss4pp13231-01-13e

Hygor Vaz de Souza Barbosa

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-1271-732X>

Federal University of Viçosa, Brazil

E-mail: hygorvaz@hotmail.com

Júlio Cesar Costa Campos

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-9488-8164>

Federal University of Viçosa, Brazil

E-mail: julio.campos@ufv.br

Antônio Marcos de Oliveira Siqueira

ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-9334-0394>

Federal University of Viçosa, Brazil

E-mail: antonio.siqueira@ufv.br

Caio Vieira Hilário

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-6854-9089>

Federal University of Viçosa, Brazil

E-mail: caio.hilario@ufv.br

Natália de Oliveira Faria

ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-3735-1085>

Federal University of Viçosa, Brazil

E-mail: natalia.o.faria@ufv.br

Bruno de Almeida Dias

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-6662-1024>

Federal University of Viçosa, Brazil

E-mail: bruno.dias2@ufv.br

Pedro Henrique Barbosa Contin Moreira

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-6667-5663>

Federal University of Viçosa, Brazil

E-mail: pedro.contin@ufv.br

Resumo

O objetivo deste trabalho é alcançar um melhor desempenho em voo e coadjuvar no carregamento da maior carga paga possível. O setor de aerodinâmica atua na melhoria da eficiência aerodinâmica da aeronave, portanto, o aerodinamicista procura a melhor solução que contribua para a eficácia da aeronave, tal como a redução das forças de arrasto. O arrasto induzido provém da força de sustentação e relaciona-se com os vórtices de fuga que surgem nas pontas da asa, além de ser o componente do arrasto que apresenta maior relevância comparado aos demais. A utilização de componentes estruturais, como *winglets*, auxilia na redução desses vórtices e na redução do arrasto total da aeronave. No contexto da competição SAE Brasil *AeroDesign*, o emprego destes componentes pode atender aos requisitos do projeto, visto as restrições de regulamento. A

metodologia empregada foi a simulação utilizando o software *ANSYS CFX*® para asas modeladas com diferentes configurações de *winglet* e mesmas condições de contorno, no intuito de verificar a melhor aplicação para a asa em estudo. Fixou-se o ângulo de diedro do *winglet* em 45°, manteve as cordas e utilizou a altura do *winglet* como parâmetro a ser estudado. Nas simulações, variou-se o ângulo de ataque da asa para obter a variação da força de arrasto. Nos resultados obtidos foi possível verificar que as forças de sustentação das asas com *winglet* de $h=10\%$ da semi envergadura, além de possuir valores menores de força de arrasto, apresentam valores superiores de força de sustentação, para todos os ângulos analisados, com uma variação de até mais de 6 N de força de sustentação em relação a asa sem *winglet*. Conclui-se que foi possível observar uma melhoria de desempenho da asa com a aplicação do *winglet*, no contexto do *AeroDesign*, e que a compensação no ganho de eficiência pode auxiliar nas equipes de competição a levarem mais carga na aeronave, devido ao aumento de sustentação, e, também, auxiliar nas manobras de decolagem e pouso da aeronave.

Palavras-chave: Arrasto induzido. *Winglets*. Aerodinâmica.

Abstract

This work goal is to achieve a better flight performance and to support the loading of the highest payload possible. The aerodynamics sector works to improve the aircraft aerodynamic efficiency; therefore, the aerodynamicist looks for the best solution to contribute to the aircraft efficiency by reducing drag forces. The induced drag comes from the lift force, it is related to the escape vortices which occur at the wing tips and it is the most relevant drag component. The use of structural components, as winglets, helps to reduce these vortices and the total aircraft drag. In the context of the SAE Brazil AeroDesign competition, the use of these components can support the project requirements due to the regulatory restrictions. The methodology employed was a simulation using the ANSYS CFX® software for wings modeled with different winglet configurations and the same boundary conditions to verify the best application for the studied wing. The winglet dihedral angle was set at 45°, the strings were maintained and the winglet height was used as a parameter. In the simulations, the wing attack angle was varied to obtain the variation of the drag force. With the obtained results, it was possible to verify that the wings lift forces with $h=10\%$ of the half-span winglet have lower values of drag force and present higher values of lift force, for all the analyzed angles, with a variation of up to 6 N of lift force, regarding to the wing without winglet. It is concluded the possibility to observe an improvement in the performance of the wing with the application of the winglet, in the above-mentioned context, and the compensation of a higher efficiency can help competition teams to carry more load on the aircraft due to the lift increase, and to assist the aircraft takeoff and landing handling.

Keywords: Induced drag. Winglets. Aerodynamics.

1. Introdução

Os estudos de aerodinâmica são provenientes de uma parte da mecânica dos fluidos que é responsável pelo estudo das interações e das forças atuantes entre o ar e um objeto imerso no mesmo. Sua utilização possui vasta aplicação, tanto que projetistas de veículos terrestres ou aéreos estão em uma constante busca por melhorias aerodinâmicas para aumentar a eficiência geral desses veículos.

Barbosa et al. (2018) enfatizam que, em aviões, um dos principais componentes em que se busca uma otimização aerodinâmica são as asas, “visto que a mesma é responsável por gerar grande parte das forças necessárias para preservar a aeronave em voo”. E, de contrapartida, as asas, também, são responsáveis por originar uma parcela das forças de arrasto da aeronave. Segundo Weng et al. (2017), a maior parte da energia gasta com o transporte se deve ao arrasto, dessa forma, torna-se imprescindível reduzi-lo.

O arrasto pode ser categorizado em algumas formas, entre elas, o arrasto de pressão. Em média, noventa por cento do arrasto total de um veículo é caracterizado como arrasto de pressão. O

arrasto de pressão se desdobra em outros dois tipos de arrasto: arrasto induzido e arrasto de forma (CASTEJON, 2011).

Em seu estudo, Giuberti (2013) esclarece que o fator que apresenta maior contribuição para o arrasto total de uma aeronave é o arrasto induzido atingindo valores próximos de quarenta por cento do arrasto total em aeronaves comerciais. O autor, também, complementa que em situações de velocidades baixas, durante a decolagem, o arrasto induzido pode atingir uma marca de oitenta a noventa por cento do arrasto total gerado pela aeronave, tornando-se o fator mais crítico.

No contexto da competição SAE *Aerodesign*, o principal objetivo das equipes é carregar o maior valor de carga paga possível. Para isso, as equipes, em generalidade, selecionam perfis aerodinâmicos de alta sustentação em baixos números de Reynolds para compor a asa da aeronave e procuram formas de reduzir o arrasto total da mesma. Como já citado, o arrasto induzido corresponde a uma parcela significativa do arrasto total e está fortemente relacionado com a sustentação, geometria da asa e vórtices de ponta de asa causados pelo fluxo tridimensional na mesma que, segundo Narayan e John (2016), pode ser explicado pela Teoria da Linha Sustentadora de Prandtl. Assim, uma maneira de minimizar o arrasto induzido e melhorar o desempenho das aeronaves é otimizar a geometria da asa ou utilizar dispositivos de ponta de asa que aumentem a eficiência aerodinâmica.

De acordo com Belferhat et al. (2013), durante o voo, a diferença de pressão do intradorso e extradorso da asa, advinda do processo de sustentação, geram um vórtice na ponta da asa. Além disso, sabe-se que este é um componente extra do arrasto que pode ser minimizado. Para tal, desenvolveu-se o conceito de *winglet*, que ao alterar o campo de velocidade e pressão, difunde o vórtice gerado e reduz o *downwash*. Por consequência o arrasto induzido também é minimizado (JOHANSEN & SORENSEN, 2006; PANAGIOTOU et al. 2014).

A análise do escoamento do ar sobre uma aeronave é muito complexa devido as diversas propriedades tridimensionais que o escoamento possui. Assim, um cálculo puramente analítico torna-se trabalhoso, e às vezes inviável, para determinar os esforços e momentos atuantes na aeronave. Porém, ensaios em túneis de vento e ferramentas de análises Fluidomecânicas Computacional, são de grande valia para realizar a previsão dos esforços aerodinâmicos que a aeronave pode estar sujeita.

Devido à natureza complexa dos vórtices de ponta asa, os efeitos da aplicação de *winglets* podem variar, podendo trazer ganho ou perda de desempenho da aeronave. Logo, torna-se imprescindível que diferentes configurações de *winglets* sejam testadas e avaliadas antes de serem instaladas em uma asa. Consequentemente, o desenvolvimento e a otimização destes dispositivos tem sido assunto de diversos estudos. Em um estudo pioneiro, Krishnan et al. (2020) investigou a aplicação de um *winglet* do tipo *Rüppell's Griffon Vulture* (RGV) em uma asa retangular. Os resultados mostraram que, usando um *winglet* RGV, houve aumento de cerca de 25% a 75% na eficiência aerodinâmica em comparação com outros tipos de configurações de *winglets*. Já Liauzun et al. (2018) estuda os conceitos de *morphing winglet* que são dispositivos de pontas de asa com superfícies variáveis. Toor et al. (2016) verificou os efeitos da variação dos parâmetros do *winglet* no desempenho geral do mesmo, tais como ângulo de diedro, ângulo de incidência, ângulo de enflechamento, envergadura e afilamento. Usando *ANSYS Fluent*®, Munshi et al. (2018) investigou o efeito do ângulo de diedro do *winglet* em diferentes ângulos de ataque na asa ONERA M6. Comparada a asa sem *winglet*, a asa com *winglet* obteve melhora de até 25% na eficiência aerodinâmica no regime transônico. No entanto, o desempenho caiu quando o ângulo de ataque foi aumentado para 6°. Os efeitos dos diferentes ângulos de diedro em diferentes ângulos de ataque também foram investigados por Beehook e Wang (2013) e Abdelghany et al. (2016). Em um estudo relacionado aos Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT's), aeronaves semelhantes às que competem na competição SAE Brasil *Aerodesign*, Kontogiannis e Ekaterinaris (2013) utilizaram *Computational Fluid Dynamics* (CFD) para avaliar as características aerodinâmicas do projeto e incluíram em seus estudos uma análise da utilização de *winglet* na aeronave. Ao avaliar diferentes configurações do dispositivo, concluíram que seu uso contribui para redução dos efeitos dos vórtices na ponta da asa e, consequentemente, minimiza o arrasto induzido.

Segundo Guerrero et al. (2018), existem diversos tipos de dispositivos de ponta de asa, no entanto, o propósito final é sempre o mesmo: reduzir o arrasto induzido. Assim, o objetivo deste trabalho é verificar a melhor configuração do *winglet* aplicada em uma asa, de acordo com a variação da altura do mesmo, para obter-se um menor arrasto induzido e possivelmente um melhor desempenho global para a aeronave padrão *Aerodesign*. Para atingir este objetivo, far-se-á uma simulação via *ANSYS CFX*®, de uma mesma asa, com configurações de *winglets* diferentes.

Um dos requisitos para projetos de *Aerodesign* visa minimizar o arrasto do avião. Dessa forma, o presente objetivo justifica-se de maneira que os resultados permitirão um conhecimento da melhor disposição para o *winglet*, proporcionando uma melhora no desempenho das aeronaves, pois, de acordo com Zhang et al. (2019), a utilização do *winglet* é uma forma muito eficaz para reduzir o arrasto induzido.

2. Material e Métodos

O foco principal deste trabalho é desenvolver um *winglet* que apresente benefícios aerodinâmicos para uma asa do tipo *Aerodesign*. Para isso, o parâmetro utilizado na otimização do *winglet* foi a sua altura. Narayan e John (2016), utilizam a altura do *winglet* sendo 10% da semi envergadura da asa. Já, Giuberti (2013), utiliza um valor de altura do *winglet* por volta de 19% da semi envergadura da asa.

De acordo com Elham e Tooren (2014), adicionar *winglets* à uma asa pode trazer melhorias aerodinâmicas, mas também pode acarretar em problemas estruturais e aumentar o peso da mesma. Ademais, segundo Eguea et al. (2018), os *winglets* também podem aumentar o componente de arrasto viscoso, o que pode impactar de forma negativa no desempenho da aeronave. Assim, por considerar 19% da semi envergadura uma medida muito grande, que pode interferir na estrutura da aeronave do tipo *Aerodesign* analisada, o foco do presente trabalho foi analisar 4 configurações diferentes de uma mesma asa: A primeira configuração será a asa sem *winglet*; a segunda, a mesma asa com um *winglet* de 5% da semi envergadura; a terceira, asa com *winglet* de 10% da semi envergadura; e a quarta, uma asa com 15% da semi envergadura. Todas as configurações da asa foram analisadas de acordo com um ângulo de diedro do *winglet* (θ) de 45° , variando o ângulo de ataque (α) entre 0° e 10° .

Para realizar as análises, utilizou-se os softwares *SolidWorks*® e *ANSYS CFX*®, os quais apresentam ferramentas necessárias para a modelagem tridimensional e análise computacional. Por fim, os resultados obtidos foram analisados e comparados entre si para verificar a influência dos *winglets* na força de arrasto da asa e também na eficiência aerodinâmica.

Nesse projeto, a asa utilizada foi desenhada com base nas características de tamanho e forma mais utilizados nas aeronaves de competições de *Aerodesign*. No intuito de simplificar os cálculos e reduzir o esforço computacional nas simulações, utilizou-se a metade da asa selecionada, cortada por um plano de simetria em seu centro. A Tabela 1 apresenta as dimensões da asa utilizada.

Tabela 1 - Configurações da asa.

Perfil Aerodinâmico	NACA 4412
Semi envergadura (b/2)	1200 mm
Corda da raiz (CR)	450 mm
Corda da ponta (CT)	200 mm
Corda média aerodinâmica (MAC)	395 mm
Razão de Aspecto (AR)	6,36
Offset na ponta da asa	170 mm
Área Projetada (AP)	0,9050 m ²

Trata-se de uma asa retangular-trapezoidal, no qual a região central é retangular e, após 500mm de envergadura, a asa modifica sua geometria para um trapézio, conforme apresentado na Figura 1.

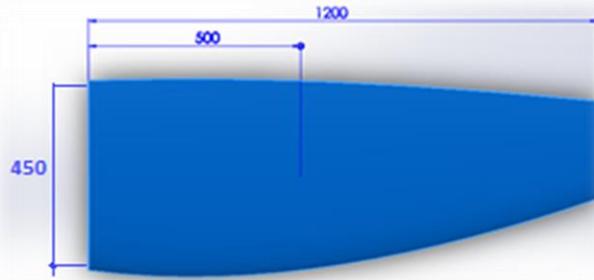


Figura 1 – Configuração da asa (cordas em mm).

Para a configuração do *winglet*, fixou-se o ângulo de diedro em 45° . Esse ângulo foi escolhido considerando os estudos de Alzin et al. (2011), Ashrafi e Sedaghat (2014) e Azeez et al. (2019) que verificaram diferentes configurações de *winglets* em regime de baixo fluxo subsônico e baixos números de Reynolds, situação semelhante a que aeronaves que participam da competição SAE Brasil *Aerodesign* se enquadram, e constataram que *winglets* com ângulo de diedro de 45° apresentava um maior coeficiente de sustentação e maior eficiência aerodinâmica em comparação com a asa sem *winglet* e asas com *winglets* para diferentes ângulos de diedro. Após fixar o ângulo de diedro em 45° , variou-se a altura (h) do mesmo, conforme ilustrado na Figura 2. A Tabela 2 apresenta as dimensões geométricas gerais das *winglets*.

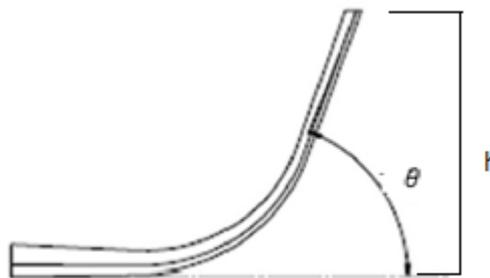


Figura 2 – Representação geométrica da winglet.
Fonte: Adaptado de Narayan e John, 2016.

Tabela 2 - Parâmetros geométricos dos winglets.

Perfil Aerodinâmico	NACA 0010
Ângulo de diedro do winglet, θ	45°
Corda da raiz, CR	200 mm
Corda da ponta, Ct	100 mm
Corda média aerodinâmica, MAC	150 mm
Offset na ponta do winglet	50 mm

Definidos os parâmetros, utilizou-se o software *SolidWorks*® para desenhar os modelos 3D das geometrias, e posteriormente, transferiu-se para o *ANSYS*®. As Figuras 3 e 4 apresentam os desenhos da asa sem e com *winglet*, respectivamente.

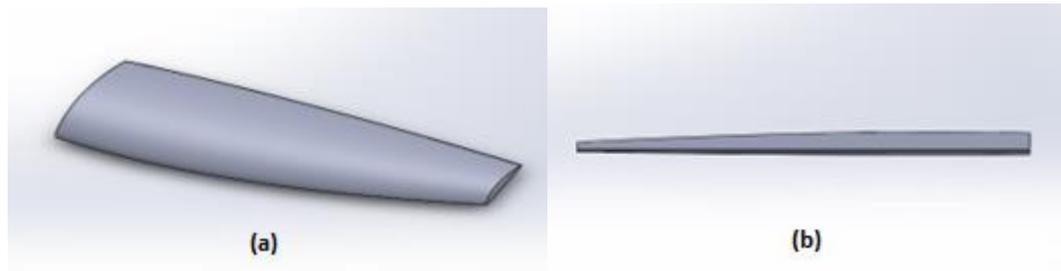


Figura 3 - Desenho CAD da asa sem winglet. Em (a) a vista isométrica, e (b) a vista frontal.

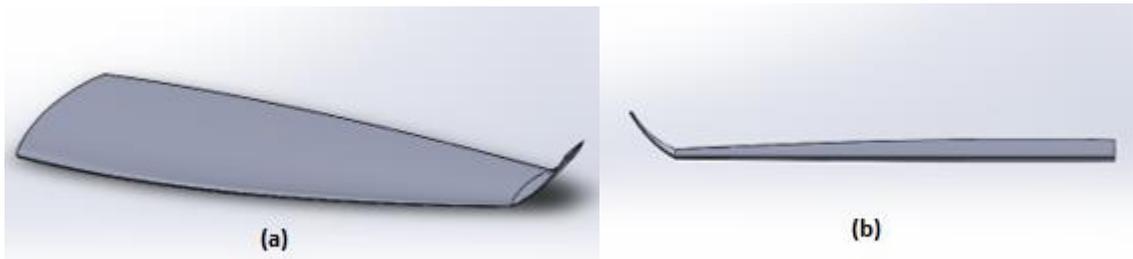


Figura 4 - Desenho CAD da asa com winglet. Em (a) a vista isométrica, e (b) a vista frontal.

Após o desenho criado em *Computer Aided Design* (CAD), o próximo passo seria a simulação em CFX. Para isso é necessário ressaltar que no CFD, o escoamento tem um domínio finito, ou seja, o fluido, no caso o ar, que escoar ao redor da asa é delimitado por todos os lados, definindo o domínio no qual fica ao redor da asa.

O processo de geração de uma malha eficiente consiste na utilização de vários métodos disponíveis dentro do *CFX-Meshing*. Inicialmente, foi utilizada a ferramenta *Body Sizing*, que delimita um corpo de influência ao redor da asa (Figura 5), para melhorar o refinamento naquela região e economizar tempo computacional durante a realização da simulação numérica. No *Body Sizing* utilizou-se elementos de tamanho 2×10^{-2} m com uma taxa de crescimento de 1,2.

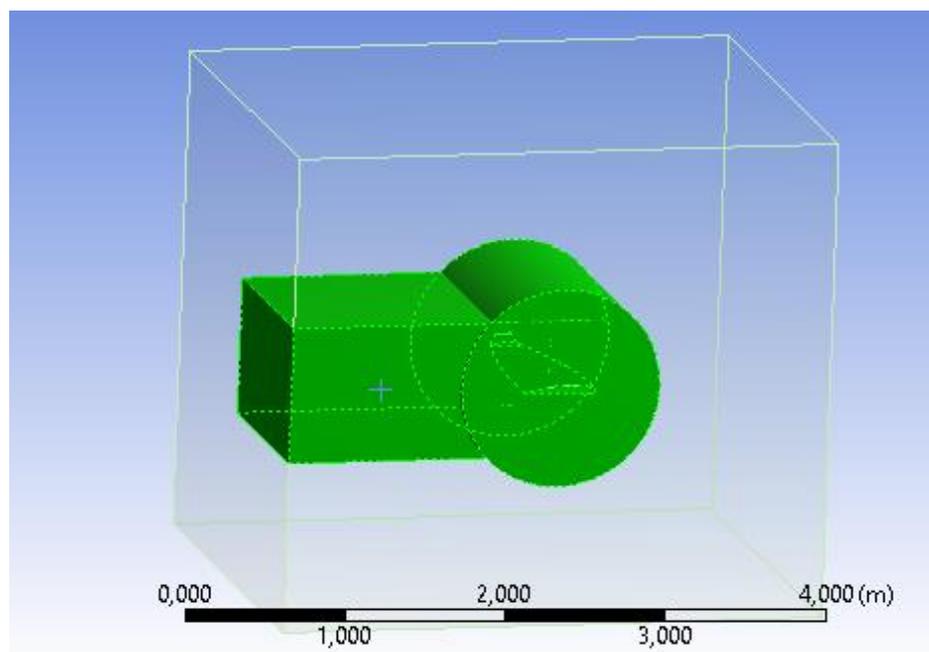


Figura 4 - Demarcação do Corpo de Influência ao redor da asa.

Por fim, utilizou-se a ferramenta *Inflation* sobre a superfície da asa. Essa ferramenta permite uma geração de elementos prismáticos no contorno selecionado, a asa, e é empregado de modo a gerar uma malha mais uniforme e organizada, facilitando a captura das condições do escoamento na região de forma mais eficaz. O *Inflation* foi aplicado em toda a superfície da asa, com um máximo de 20 camadas de elementos prismáticos a uma taxa de crescimento de 1,4.

Nas Figura 6, 7 e 8 são apresentadas a malha gerada para a asa. Nela, percebe-se a diferenciação entre os elementos das malhas do corpo de influência e do restante do domínio. Também, é possível examinar o nível de refinamento da malha gerada na superfície da asa, devido a utilização do *Inflation*.

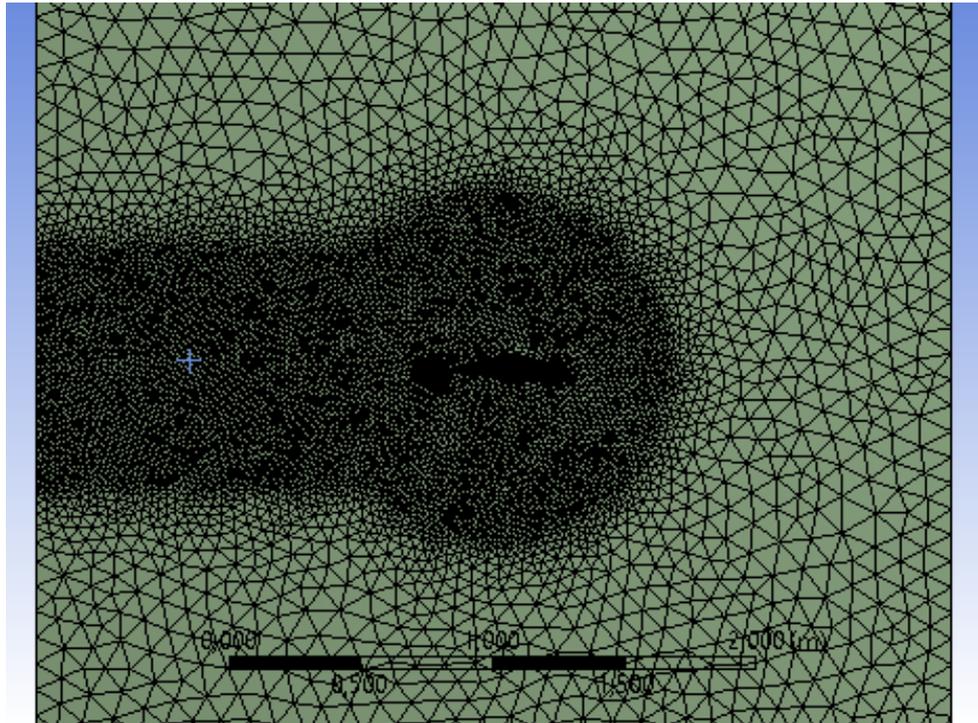


Figura 5 - Malha gerada em todo o domínio.

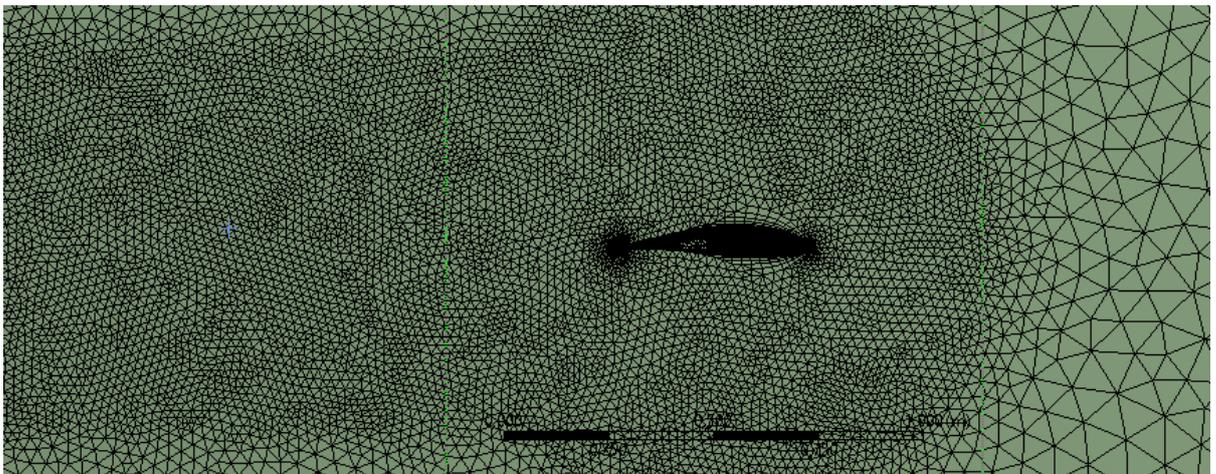


Figura 6 - Detalhe da malha gerada pelo Corpo de Influência.

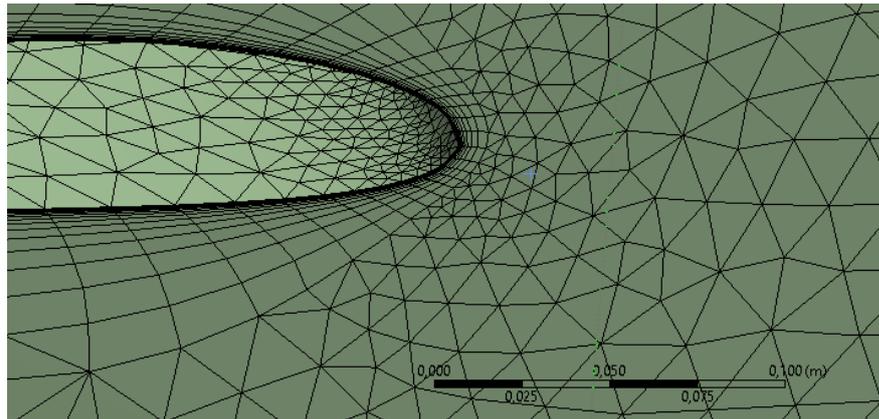


Figura 7 - Refinamento de malha próximo ao perfil.

Neste trabalho considerou-se que a asa voa a 13 m/s, que é a velocidade média típica exercida por aeronaves no *Aerodesign*. O fluido aplicado foi o ar, o qual foi considerado como gás ideal à pressão de referência de 1 atm. A Figura 9 esquematiza as regiões de contorno do problema, que são as mesmas para todas as configurações de asa.

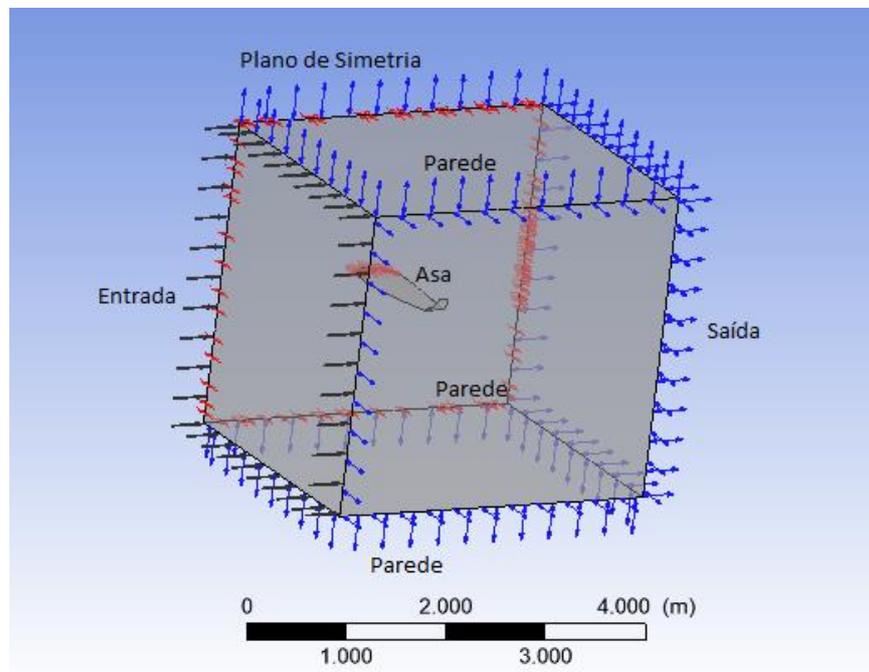


Figura 8 - Esquema das condições de contorno.

A Tabela 3 apresenta as condições de contorno adotadas para o presente trabalho. E na Tabela 4 estão presentes outros parâmetros importantes utilizados na simulação, em relação ao fluido.

Tabela 3 - Condições de contorno.

Contorno	Configurações	
Entrada	Type	Inlet
	Location	Entrada
	Flow Regime	Subsonic
	Mass And Momentum	Normal
	V	13 [m/s]
Saída	Turbulence	Medium Intensity and Eddy Viscosity Ratio
	Type	Opening
	Location	Saída
	Flow Regime	Subsonic
	Mass And Momentum	Opening Pres. And Dirn
Plano de Simetria	Relative Pressure	1 [atm]
	Flow Direction	Normal to Boundary Condition
	Turbulence	Medium (Intensity = 5%)
	Type	Symmetry
	Location	Simetria
Paredes	Type	Opening
	Location	Saída
	Flow Regime	Subsonic
	Mass And Momentum	Opening Pres. And Dirn
	Relative Pressure	1 [atm]
Asa	Flow Direction	Normal to Boundary Condition
	Turbulence	Medium (Intensity = 5%)
	Type	Wall
	Location	Asa
	Mass And Momentum	No Slip Wall
	Wall Roughness	Smooth Wall

Tabela 4 - Propriedades do Fluido.

Materials	Air Ideal Gas
Morphology	Continuos Fluid
Reference Pressure	1 [atm]
Heat Transfer Model	Isothermal
Fluid Temperature	25 [°C]
Turbulance Model	SST
Turbulent Wall Functions	Automatic

3. Resultados e discussão

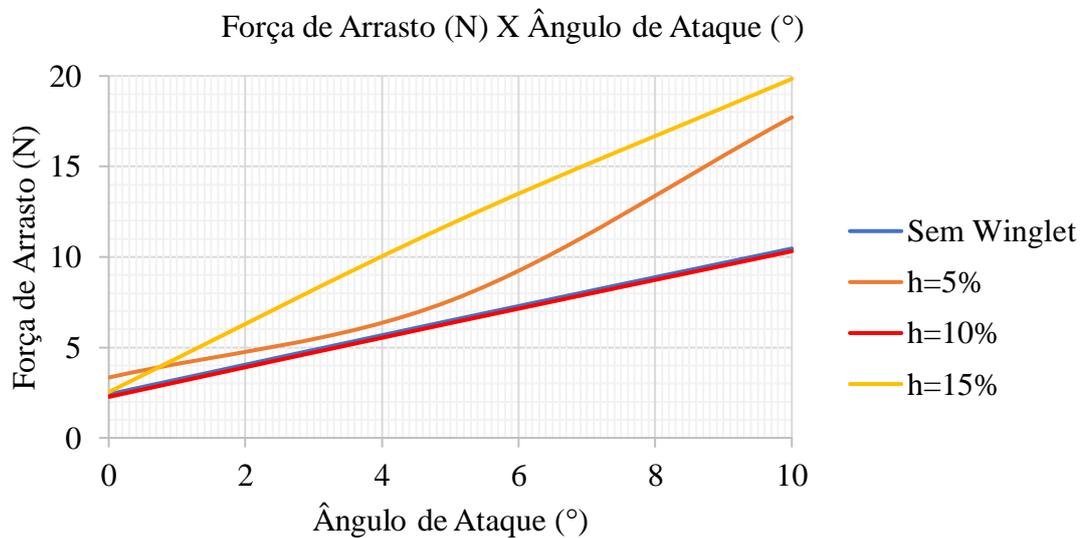
No presente trabalho utilizou-se como critério de convergência que os resíduos deveriam atingir fosse igual a 1×10^{-4} , a fim de obter um resultado confiável e com acurácia razoável.

Definido todas as características, configurado o *setup* e realizadas as simulações via *CFX* do *software ANSYS*®, obteve-se aos seguintes resultados para os diferentes tipos de asas, apresentados na Tabela 5.

Tabela 5 – Força de arrasto para as diferentes asas

Tipo de Asa	Asa Sem Winglet	Asa com winglet de altura 5%	Asa com winglet de altura 10%	Asa com winglet de altura 15%
Ângulo de Ataque (°)	Força de Arrasto (N)			
0	2.40856	3.33392	2.26496	2.53245
5	6.48479	7.58269	6.34267	11.8106
10	10.4637	17.7144	10.3123	19.8387

Para uma melhor representação e visualização da variação da força de acordo com o ângulo de ataque, pode-se considerar o gráfico da Figura 10.

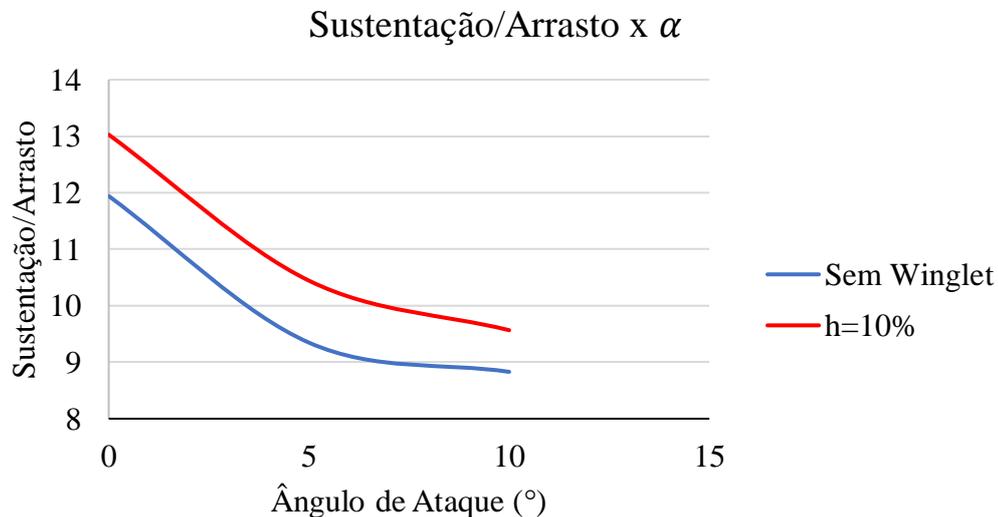
**Figura 10 - Gráfico da força de arrasto para as diferentes condições.**

Ao analisar os dados da Tabela 5 e o gráfico da Figura 10 verifica-se que: a asa, com *winglet* de $h = 5\%$ da semi envergadura, apresenta o maior valor de força de arrasto no ângulo 0° entre todas as configurações e, portanto, o *winglet* não possui geometria capaz de reduzir os vórtices de ponta de asa. É notável também, que a partir de um ângulo próximo a 5° , essa configuração apresenta um aumento grande na força de arrasto, o que evidencia que o *winglet*, nessa configuração de asa, é ineficiente. Por sua vez, a asa com *winglet* de $h=15\%$ da semi envergadura apresenta uma baixa força de arrasto para o ângulo de ataque em 0° , entretanto o *winglet* não apresenta eficiência com o aumento do ângulo de ataque, o que provavelmente deve-se à contribuição de uma parcela da força de arrasto em virtude do incremento de arrasto de forma, visto que é uma estrutura que pode ser considerada grande para os parâmetros de aeronaves do tipo *Aerodesign*. Por último, tem-se que a asa com *winglet* de $h=10\%$ da semi envergadura apresenta valores de forças de arrasto muito semelhantes a asa sem *winglet*, diferenciados por porcentagem levemente inferior, conforme apresentado no gráfico da Figura 10.

Segundo Seshaiyah et al. (2021) um alto valor de eficiência aerodinâmica permite um empuxo menor para levantar as asas no ar. Dessa forma, o consumo de combustível é reduzido, como explicado por Azeez et al. (2020) e Gavrilović (2015). Portanto, verificou-se a eficiência aerodinâmica da asa com *winglet* de $h=10\%$ da semi envergadura e da asa sem *winglet*, de acordo com os dados obtidos na simulação numérica, contabilizados na Tabela 6 e representados no gráfico da Figura 11.

Tabela 5 - Força de sustentação e relação de sustentação/arrasto.

Tipo de Asa	Asa Sem Winglet	Asa com winglet de altura 10%
Ângulo de Ataque (°)		Força de Sustentação (N)
0	28.7608	29.5071
5	60.6111	66.2380
10	92.3868	98.6522
Ângulo de Ataque (°)		Sustentação/Arrasto
0	11.9411	13.0276
5	9.3467	10.4432
10	8.8293	9.5665

**Figura 11 - Gráfico da força de arrasto para as diferentes condições.**

Ao verificar as forças de sustentação de ambas as asas, nota-se que a asa com *winglet* de $h=10\%$ da semi envergadura, além de possuir valores menores de força de arrasto, apresenta valores superiores de força de sustentação, para todos os ângulos analisados, com uma variação de até mais de 6 N de força de sustentação em relação a asa sem *winglet*. Baseando-se na Tabela 6 e na Figura 11 é possível verificar que a asa com *winglet* apresenta maior eficiência aerodinâmica do que a asa sem *winglet*, apresentando uma relação sustentação/arrasto de aproximadamente 10% superior. O aumento dessa razão sugere um menor esforço do motor de uma aeronave, para o caso de uma aeronave carregar uma mesma carga. Em outra situação, com um mesmo esforço do motor, esta aeronave poderá atingir maiores velocidades, circunstâncias de voo mais estável e seguro, auxiliando especialmente nos pousos e decolagens, o qual a velocidade de voo é reduzida e a sustentação é elevada, devido a necessidade de um ângulo de ataque maior para a realização dessas manobras.

3. Conclusão

Foi possível verificar a percepção global dos fenômenos físicos devido a interação do fluido viscoso com os corpos aerodinâmicos submetidos. Sabe-se que o arrasto induzido está relacionado com os vórtices de fuga que são proporcionados pela diferença de pressão entre a camada superior

e inferior na ponta da asa. Tal arrasto foi o principal fator de interesse e, com isso, estudou-se a possível redução do mesmo através dos *winglets*. Visto que o emprego do *winglet* aumenta o arrasto de forma e reduz o arrasto induzido, a metodologia proposta objetivou-se a verificação da melhor configuração do *winglet* para obter-se um menor arrasto global e o melhor desempenho aerodinâmico.

Dos resultados obtidos, verifica-se que o *winglet* com altura de 10% da semi envergadura apresentou resultados interessantes, com uma redução de arrasto global em relação a asa sem *winglet* e com uma média de força de 6N a mais, entre os ângulos de 5° a 10°, que são ângulos praticados na decolagem da aeronave. Além do mais, esta configuração de asa apresentou em torno de 10% a mais de eficiência aerodinâmica quando se compara a relação de sustentação por arrasto entre esta asa e a asa sem *winglet*, superando também os *winglets* de $h=5\%$ e $h=15\%$, que aumentam o arrasto global comparando com a asa sem *winglets*.

Portanto, deste projeto, foi possível observar uma melhoria de desempenho da asa com a aplicação do *winglet*, no contexto do *Aerodesign*, e que a compensação no ganho de eficiência pode auxiliar nas equipes de competição a levarem mais carga na aeronave, devido ao aumento de sustentação, e, também, auxiliar nas manobras de decolagem e pouso da aeronave.

Agradecimentos

Os autores agradecem o apoio por parte da Universidade Federal de Viçosa (UFV). O presente trabalho foi realizado com apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior - Brasil (CAPES) – Código de Financiamento 001 e da Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de Minas Gerais (FAPEMIG).

Referências

- Abdelghany, E. S., Khalil, E. E., Abdellatif, O. E., & Elhariry, G. (2016). Air craft winglet design and performance: Cant angle effect. 14th International Energy Conversion Engineering Conference, 1–13. <https://doi.org/10.24218/jrmer.2016.14>
- Ashrafi, Z. N., & Sedaghat, A. (2015). Improving the Aerodynamic Performance of a Wing with Winglet Improving the Aerodynamic Performance of a Wing with Winglet. *International Journal of Natural and Engineering Sciences*, 8 (3), 52–57. Available in: <<http://www.ijnes.org/index.php/ijnes/article/view/209/187>>. Accessed on: August 4, 2021.
- Azeez, A. A., Gadala, M., Khudhiri, N. Al, & Dol, S. S. (2019). Aerodynamics optimization of RC plane winglet. 2019 8th International Conference on Modeling Simulation and Applied Optimization, ICMSAO 2019, 1–5. <https://doi.org/10.1109/ICMSAO.2019.8880426>
- Azlin, M., Taib, C. F. M., Kasolang, S., & Muhammad, F. (2011). CFD Analysis of Winglets at Low Subsonic Flow. *Proceedings of the World Congress on Engineering*, 1. Available in: <http://www.iaeng.org/publication/WCE2011/WCE2011_pp87-91.pdf>. Accessed on: August 3, 2021.
- Barbosa, H. V. S., Paula, T. R. de, & Buchner, P. C. (2018). Análise do arrasto sobre a asa para diferentes condições da ponta da asa para o AeroDesign. X Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, Salvador, BA, Brasil.
- Beehook, A., & Wang, J. (2013). Aerodynamic analysis of variable cant angle winglets for improved aircraft performance. *ICAC 2013 - Proceedings of the 19th International Conference on Automation and Computing: Future Energy and Automation*, 217–222. Available in: <<https://ieeexplore.ieee.org/document/6662041>>. Accessed on: August 3, 2021.
- Belferhat, S., Meftah, S. M. A., Yahiaoui, T., & Imine, B. (2013). Aerodynamic optimization of a winglet design. *EPJ Web of Conferences*, 45, 18–21. <https://doi.org/10.1051/epjconf/20134501010>

- Castejon, D. V. (2011). Métodos de redução do arrasto e seus impactos sobre a estabilidade veicular. Dissertação de Mestrado, Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, São Carlos, SP, Brasil.
- Eguea, J. P., Catalano, F. M., Abdalla, A. M., De Santana, L., Venner, C. H., & Silva, A. L. F. (2018). Study on a camber adaptive winglet. 2018 Applied Aerodynamics Conference. <https://doi.org/10.2514/6.2018-3960>
- Elham, A., & Van Tooren, M. J. L. (2014). Winglet multi-objective shape optimization. *Aerospace Science and Technology*, 37, 93–109. <https://doi.org/10.1016/J.AST.2014.05.011>
- Gavrilović, N. N., Rašuo, B. P., Dulikravich, G. S., & Parezanović, V. B. (2015). Commercial aircraft performance improvement using winglets. *FME Transactions*, 43(1), 1–8. <https://doi.org/10.5937/fmet1501001G>
- Giuberti, M. C. (2013). Avaliação de winglets para AeroDesign: análise da redução do arrasto induzido utilizando DFC. Projeto de Graduação, Universidade Federal de Viçosa, Viçosa, MG, Brasil.
- Guerrero, J., Sanguineti, M., & Wittkowski, K. (2018). CFD Study of the Impact of Variable Cant Angle Winglets on Total Drag Reduction. *Aerospace*, 5(4), 126. <https://doi.org/10.3390/aerospace5040126>
- Johansen, J., & Sørensen, N. N. (2006). Aerodynamic investigation of Winglets on Wind Turbine Blades using CFD. Risø National Laboratory, (February), 1–17.
- Kontogiannis, S. G., & Ekaterinaris, J. A. (2013). Design, performance evaluation and optimization of a UAV. *Aerospace Science and Technology*, 29(1), 339–350. <https://doi.org/10.1016/J.AST.2013.04.005>
- Krishnan, S. G., Ishak, M. H., Nasirudin, M. A., & Ismail, F. (2020). Investigation of aerodynamic characteristics of a wing model with RGV winglet. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 12(1), 1–18. <https://doi.org/10.5028/jatm.v12.1108>
- Liauzun, C., David, J.-M., Joly, D., & Paluch, B. (2018). Study of morphing winglet concepts aimed at improving load control and the aeroelastic behavior of civil transport aircraft. *Aerospace Lab Journal*, 14, 1–15. <https://doi.org/10.12762/2018.AL14-10>
- Munshi, A., Sulaeman, E., Omar, N., & Ali, M. Y. (2018). CFD analysis on the effect of winglet and angle on aerodynamics of ONERA M6 wing. *Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences*, 45(1), 44–54. Available in: <<https://www.akademiabaru.com/submit/index.php/arfmts/article/view/2180/1169>>. Accessed on: August 3, 2021.
- Narayan, G., & John, B. (2016). Effect of winglets induced tip vortex structure on the performance of subsonic wings. *Aerospace Science and Technology*, 58, 328–340. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.08.031>
- Panagiotou, P., Kaparos, P., & Yakinthos, K. (2014). Winglet design and optimization for a MALE
- Seshaiah, T., Vasu, B., Kumar Reddy, K. V., & Bridjesh, P. (2021). Analysis on air craft winglet at different angles by using CFD simulation. *Materials Today: Proceedings*, <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2021.02.073>
- Toor, Z., Masud, J., Abbas, Z., & Ahsun, U. (2016). Part i: Uncertainty analysis of various design parameters on winglet performance. *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, January*, 1–15. <https://doi.org/10.2514/6.2016-0556>
- UAV using CFD. *Aerospace Science and Technology*, 39, 190–205. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.09.006>
- Weng, R., Zhang, H., Yin, L., Rong, W., Wu, Z., & Liu, X. (2017). Fabrication of superhydrophobic surface by oxidation growth of flower-like nanostructure on a steel foil. *RSC Advances*, 7(41), 25341–25346. <https://doi.org/10.1039/c6ra28239c>
- Zhang, L., Ma, D., Yang, M., & Wang, S. (2020). Optimization and analysis of winglet configuration for solar aircraft. *Chinese Journal of Aeronautics*, 33(12). <https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.04.008>