

UNIVERSIDADE TECNOLÓGICA FEDERAL DO PARANÁ

RODRIGO KENJI RODRIGUES KURODA

ANÁLISE FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL DE WINGLETS

GUARAPUAVA

2022

RODRIGO KENJI RODRIGUES KURODA

ANÁLISE FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL DE WINGLETS

Computational fluid dynamics analysis of winglets

Trabalho de Conclusão de Curso de Graduação
apresentado como requisito para obtenção do título de
Bacharel em Engenharia Mecânica da Universidade
Tecnológica Federal do Paraná (UTFPR).

Orientador: Sérgio Dalmás.

GUARAPUAVA

2022



[4.0 Internacional](https://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/4.0/)

Esta licença permite remixe, adaptação e criação a partir do trabalho, para fins não comerciais, desde que sejam atribuídos créditos ao(s) autor(es) e que licenciem as novas criações sob termos idênticos. Conteúdos elaborados por terceiros, citados e referenciados nesta obra não são cobertos pela licença.

RODRIGO KENJI RODRIGUES KURODA

ANÁLISE FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL DE WINGLETS

Trabalho de Conclusão de Curso de Graduação
apresentado como requisito para obtenção do título de
Bacharel em Engenharia Mecânica da Universidade
Tecnológica Federal do Paraná (UTFPR).

Data de aprovação: 19 de dezembro de 2022

Sérgio Dalmás
Doutor em Engenharia Mecânica
Universidade Tecnológica Federal do Paraná

Marcello do Areal Souto Ferrari
Doctor of Philosophy
Empresa Brasileira de Aeronáutica S/A

Denise Alves Ramalho
Doutora em Engenharia Mecânica
Universidade Tecnológica Federal do Paraná

GUARAPUAVA

2022

AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer aos meus pais por todo o apoio durante a faculdade, a minha namorada e amigos que me ajudaram durante todo o trajeto. Agradeço ainda a UTFPR por me proporcionar as condições para o meu trabalho e estudo e agradeço ao meu orientador Prof. Dr. Sérgio Dalmás pelo conhecimento e sabedoria para me guiar pelo mundo da mecânica dos fluidos.

RESUMO

Um *winglet* é um dispositivo usado nas pontas das asas para melhorar a eficiência aerodinâmica da aeronave através da diminuição do arrasto induzido e, por consequência, a diminuição de vórtices. Nesse trabalho será proposto um estudo de modelagem e análise de dois diferentes tipos de *winglets* – *blended* e *split* – com diferentes diedros, a diferentes ângulos de ataque. A etapa da modelagem será feita por meio de um software de CAD e consiste em desenhar os *winglets* acoplados a ponta de uma asa. Após a modelagem, as asas serão importadas para o *software* de fluidodinâmica computacional em questão - no caso, o ANSYS Fluent - onde serão feitas as simulações dos coeficientes de arrasto e sustentação, e também serão verificadas a intensidade dos vórtices formados. Essas simulações serão comparadas entre si - *blended versus split* – como também serão contrapostas com uma asa sem *winglet* que fará o papel de controle.

Palavras-chave: *winglets*; arrasto; vórtices; simulação.

ABSTRACT

A winglet is a device used on the wingtips to improve the aerodynamic efficiency of the aircraft by decreasing the induced drag and, therefore, reduce the vortices. In this work, it will be modeled and analyzed two different types of winglets - blended and split - with different cant angles and different angles of attack. The modeling part of the work will be done using a CAD software to draw the winglets into the wing tip. After modeling, the wings will be imported into the Computational Fluid Dynamics software - in this case, ANSYS Fluent – to simulate the drag and lift coefficients, and verify the intensity of the vortices formed. These simulations will be compared with each other - blended versus split - and they will also be compared with a winglet-free wing that will be the experimental control.

Keywords: winglets; drag; vortex; simulation.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Linhas de corrente em torno de um aerofólio.....	18
Figura 2 – Diferença de pressões nas superfícies da asa.....	19
Figura 3 – Formação de vórtices.....	19
Figura 4 - Forças em um aerofólio.	21
Figura 5 - Composição das forças em um aerofólio.	21
Figura 6 - Área planiforme.....	24
Figura 7 - Tipos de <i>winglets</i>	24
Figura 8 – Formação de vórtices nas pontas das asas, com e sem <i>winglets</i>	26
Figura 9 - Parâmetros <i>winglets</i>	28
Figura 10 – Desenho técnico ONERA M6.....	29
Figura 11 - Perfil aerodinâmico ONERA M6.....	30
Figura 12 - ONERA M6.	30
Figura 13 - Superfícies do Volume de Controle. Entrada (A), saída (B), paredes (C) e (D).	31
Figura 14 - Dimensões do VC.	31
Figura 15 - Contornos de velocidade na entrada do VC recomendado com paredes com condição de não escorregamento.....	32
Figura 16 - Contorno de velocidades na entrada do VC recomendado com paredes com condição de “não cisalhamento”.	33
Figura 17 - Contorno de velocidades na entrada do VC menor com paredes com condição de não escorregamento.	34
Figura 18 - Contorno de velocidades na entrada do VC menor com paredes com condição de “não cisalhamento”.	36
Figura 19 - Parâmetros da malha. Body sizing (A), face sizing (B), inflation (C).	38
Figura 20 - Malha.	38
Figura 21 – Skewness (A) e qualidade ortogonal (B) da malha.	39
Figura 22 - Condição de contorno da saída.	41
Figura 23 - Gráfico de contorno de vórtices a um AoA de 3°.	52
Figura 24 - Localização do plano do gráfico de contorno.....	53
Figura 25 - Formação de um novo vórtice no diedro de 75° a um ângulo de ataque de 3°.	56
Figura 26 - Formação de um novo vórtice nos diedros de 75°.	57
Figura 27 - <i>Blended winglet</i> enflechado com diedro de 30°.	59
Figura 28 - Gráfico de contorno dos <i>blended winglets</i> com diedro de 30° a 3° de ângulo de ataque.....	71
Figura 29 - <i>Blended winglet</i> com diedro de 30°.....	78
Figura 30 - <i>Blended winglet</i> com diedro de 45°.....	78
Figura 31 - <i>Blended winglet</i> com diedro de 60°.....	79
Figura 32 - <i>Blended winglet</i> com diedro de 75°.....	79
Figura 33 - <i>Split winglet</i> com diedro de 30°.....	80

Figura 34 - <i>Split winglet</i> com diedro de 45°.....	80
Figura 35 - <i>Split winglet</i> com diedro de 60°.....	81
Figura 36 - <i>Split winglet</i> com diedro de 75°.....	81
Figura 37 - Gráfico de contorno asa original e AoA 3°.....	89
Figura 38 - Gráfico de contorno asa com <i>blended winglet</i> , AoA 3°e diedro de 30°...89	
Figura 39 - Gráfico de contorno asa com <i>blended winglet</i> , AoA 3°e diedro de 45°...90	
Figura 40 - Gráfico de contorno asa com <i>blended winglet</i> , AoA 3°e diedro de 60°...90	
Figura 41 - Gráfico de contorno asa com <i>blended winglet</i> , AoA 3°e diedro de 75°...91	
Figura 42 - Gráfico de contorno asa com <i>split winglet</i> , AoA 3°e diedro de 30°.....91	
Figura 43 - Gráfico de contorno asa com <i>split winglet</i> , AoA 3°e diedro de 45°.....92	
Figura 44 - Gráfico de contorno asa com <i>split winglet</i> , AoA 3°e diedro de 60°.....92	
Figura 45 - Gráfico de contorno asa com <i>split winglet</i> , AoA 3°e diedro de 75°.....93	
Figura 46 - Gráfico de contorno asa original e AoA 4°.....	93
Figura 47 - Gráfico de contorno asa com <i>blended winglet</i> , AoA 4°e diedro de 30°...94	
Figura 48 - Gráfico de contorno asa com <i>blended winglet</i> , AoA 4°e diedro de 45°...94	
Figura 49 - Gráfico de contorno asa com <i>blended winglet</i> , AoA 4°e diedro de 60°...95	
Figura 50 - Gráfico de contorno asa com <i>blended winglet</i> , AoA 4°e diedro de 75°...95	
Figura 51 - Gráfico de contorno asa com <i>split winglet</i> , AoA 4°e diedro de 30°.....96	
Figura 52 - Gráfico de contorno asa com <i>split winglet</i> , AoA 4°e diedro de 45°.....96	
Figura 53 - Gráfico de contorno asa com <i>split winglet</i> , AoA 4°e diedro de 60°.....97	
Figura 54 - Gráfico de contorno asa com <i>split winglet</i> , AoA 4°e diedro de 75°.....97	
Figura 55 - Gráfico de contorno asa original e AoA 5°.....	98
Figura 56 - Gráfico de contorno asa com <i>blended winglet</i> , AoA 5°e diedro de 30°...98	
Figura 57 - Gráfico de contorno asa com <i>blended winglet</i> , AoA 5°e diedro de 45°...99	
Figura 58 - Gráfico de contorno asa com <i>blended winglet</i> , AoA 5°e diedro de 60°...99	
Figura 59 - Gráfico de contorno asa com <i>blended winglet</i> , AoA 5°e diedro de 75°.....100	
Figura 60 - Gráfico de contorno asa com <i>split winglet</i> , AoA 5°e diedro de 30°.....100	
Figura 61 - Gráfico de contorno asa com <i>split winglet</i> , AoA 5°e diedro de 45°.....101	
Figura 62 - Gráfico de contorno asa com <i>split winglet</i> , AoA 5°e diedro de 60°.....101	
Figura 63 - Gráfico de contorno asa com <i>split winglet</i> , AoA 5°e diedro de 75°.....102	
Figura 64 - Gráfico de contorno asa original e AoA 6°.....	102
Figura 65 - Gráfico de contorno asa com <i>blended winglet</i> , AoA 6°e diedro de 30°.....103	
Figura 66 - Gráfico de contorno asa com <i>blended winglet</i> , AoA 6°e diedro de 45°.....103	
Figura 67 - Gráfico de contorno asa com <i>blended winglet</i> , AoA 6°e diedro de 60°.....104	
Figura 68 - Gráfico de contorno asa com <i>blended winglet</i> , AoA 6°e diedro de 75°.....104	
Figura 69 - Gráfico de contorno asa com <i>split winglet</i> , AoA 6°e diedro de 30°.....105	
Figura 70 - Gráfico de contorno asa com <i>split winglet</i> , AoA 6°e diedro de 45°.....105	
Figura 71 - Gráfico de contorno asa com <i>split winglet</i> , AoA 6°e diedro de 60°.....106	
Figura 72 - Gráfico de contorno asa com <i>split winglet</i> , AoA 6°e diedro de 75°.....106	
Figura 73 - <i>Blended winglet</i> enflechado com diedro de 45°.....	108
Figura 74 - Gráfico de contorno asa com <i>blended winglet</i> enflechado, AoA 3°e diedro de 30°.....	110

Figura 75 - Gráfico de contorno asa com blended winglet enflechado, AoA 3°e diedro de 45° .	110
Figura 76 - Gráfico de contorno asa com <i>blended</i> winglet enflechado, AoA 4°e diedro de 30° .	111
Figura 77 - Gráfico de contorno asa com <i>blended</i> winglet enflechado, AoA 4°e diedro de 45° .	111
Figura 78 - Gráfico de contorno asa com <i>blended</i> winglet enflechado, AoA 5°e diedro de 30° .	112
Figura 79 - Gráfico de contorno asa com blended winglet enflechado, AoA 5°e diedro de 45° .	112
Figura 80 - Gráfico de contorno asa com blended winglet enflechado, AoA 6°e diedro de 30° .	113
Figura 81 - Gráfico de contorno asa com blended winglet enflechado, AoA 6°e diedro de 45° .	113

LISTA DE GRÁFICOS

Gráfico 1 - Coeficientes de arrasto a 3°	44
Gráfico 2 - Coeficientes de sustentação a 3°	44
Gráfico 3 - Razão de planeio a 3°	45
Gráfico 4 - Coeficientes de arrasto a 4°	46
Gráfico 5 - Coeficientes de sustentação a 4°	46
Gráfico 6 - Razão de planeio a 4°	47
Gráfico 7 - Coeficientes de arrasto a 5°	48
Gráfico 8 - Coeficientes de sustentação a 5°	48
Gráfico 9 - Razão de planeio a 5°	49
Gráfico 10 - Coeficientes de arrasto a 6°	50
Gráfico 11 - Coeficientes de sustentação a 6°	50
Gráfico 12 - Razão de planeio a 6°	51
Gráfico 13 - Coeficientes de arrasto a 3°	61
Gráfico 14 - Coeficientes de sustentação a 3°	62
Gráfico 15 - Razão de planeio a 3°	62
Gráfico 16 - Coeficientes de arrasto a 4°	64
Gráfico 17 - Coeficientes de sustentação a 4°	64
Gráfico 18 - Razão de planeio a 4°	65
Gráfico 19 - Coeficientes de arrasto a 5°	65
Gráfico 20 - Coeficientes de sustentação a 5°	66
Gráfico 21 - Razão de planeio a 5°	66
Gráfico 22 - Coeficientes de arrasto a 6°	67
Gráfico 23 - Coeficientes de sustentação a 6°	68
Gráfico 24 - Razão de planeio a 6°	68

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Coeficientes de arrasto e sustentação das simulações diferentes tamanhos de VC.....	36
Tabela 2 – Classificação dos valores de <i>skewness</i>	39
Tabela 3 - Classificação dos valores de qualidade ortogonal.	39
Tabela 4 - Resultados das simulações da asa original.	42
Tabela 5 - Razão de planeio da asa original.	42
Tabela 6 - Força dos vórtices gerados pelas asas.	55
Tabela 7 - Resultados das simulações da asa com <i>blended winglet</i> enflechado.	60
Tabela 8 - Força dos vórtices gerados pelas asas.	70
Tabela 9 - Resultados das simulações da asa com <i>blended winglet</i>	83
Tabela 10 - Resultados das simulações da asa com <i>split winglet</i>	84
Tabela 11 - Razão de planeio da asa com <i>blended winglet</i>	86
Tabela 12 - Razão de planeio da asa com <i>split winglet</i>	87

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
AoA	<i>Angle of attack</i> (ângulo de ataque)
CAD	<i>Computer Aided Design</i>
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
MIT	<i>Massachusetts Institute of Technology</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
VC	Volume de controle
CC	Condição de contorno

LISTA DE SÍMBOLOS

V	Velocidade
P	Pressão
ρ	Densidade
g	Aceleração da gravidade
z	Altura
cte	Constante
τ_w	Tensão de cisalhamento
θ	Ângulo entre a normal a superfície e a velocidade do escoamento
F_D	Força de arrasto
F_L	Força de sustentação
C_D	Coeficiente de arrasto
C_L	Coeficiente de sustentação
b	Envergadura da asa
c	Comprimento da corda
AR	Alongamento da asa

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	13
2	OBJETIVOS	15
2.1	Objetivo Geral	15
2.2	Objetivos Específicos	15
3	JUSTIFICATIVA.....	16
4	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	17
4.1	Princípio de Bernoulli	17
4.2	Formação de Vórtices	18
4.2.1	Esteira	20
4.3	Forças Aerodinâmicas	20
4.3.1	Arrasto	22
4.3.2	Sustentação	22
4.4	Coeficientes de arrasto e de sustentação	23
4.5	<i>Winglets</i>	23
4.5.1	Geometria e parâmetros do <i>winglet</i>	27
5	METODOLOGIA	29
5.1	Geometria.....	29
5.1.1	Volume de controle e condição de contorno	32
5.2	Malha	37
5.3	Setup e Solução.....	40
6	RESULTADOS.....	42
6.1	Resultados dos coeficientes de sustentação e arrasto	43
6.1.1	Ângulo de ataque de 3°	44
6.1.2	Ângulo de ataque de 4°	46
6.1.3	Ângulo de ataque de 5°	48
6.1.4	Ângulo de ataque de 6°	50
6.2	Resultados de vorticidade.....	51
7	<i>BLENDED WINGLET</i> COM ÂNGULO DE ENFLECHAMENTO.....	58
7.1	Resultados dos coeficientes de arrasto e sustentação e razão de planeio.....	60
7.1.1	Ângulo de ataque de 3°	61
7.1.2	Ângulo de ataque de 4°	64
7.1.3	Ângulo de ataque de 5°	65

7.1.4	Ângulo de ataque de 6°	67
7.2	Resultados de vorticidade	69
8	CONCLUSÃO	72
	REFERÊNCIAS.....	74
	APÊNDICE A – IMAGENS DAS ASAS COM <i>WINGLETS</i>	77
	APÊNDICE B – TABELAS DAS SIMULAÇÕES PARAMÉTRICAS	82
	APÊNDICE C – RAZÃO DE PLANEIO DAS ASAS COM WINGLET....	85
	APÊNDICE D – GRÁFICO DE CONTORNO DOS VÓRTICES	88
	APÊNDICE E – IMAGEM DA ASA COM <i>WINGLET</i> ENFLECHADO....	107
	APÊNDICE D – GRÁFICO DE CONTORNO DOS VÓRTICES DO <i>WINGLET</i> ENFLECHADO	109

1 INTRODUÇÃO

Os *designers* de aviões buscam reduzir o consumo de combustível em aeronaves desde o começo da aviação (DE MATTOS; MACEDO; DA SILVA FILHO, 2003).

A demanda por passageiros cresce, em média, 5% ao ano, no mundo todo, e assuntos como o aquecimento global e diminuição de combustíveis fósseis justificam ainda mais a busca por mais economia de combustível da aeronave (TABATA; YAMAZAKI; YUHARA, 2020).

Um limitante da performance da aeronave é o arrasto induzido (KRISHNAN *et al.*, 2020) proveniente da baixa pressão que se forma na superfície superior da asa e da alta pressão na superfície inferior da asa – explicado pelo princípio de Bernoulli (JAIN; JAIN; BAJPAI, 2016) - que acabam gerando vórtices na ponta das asas (KRISHNAN *et al.*, 2020). De todo o arrasto existente em aeronaves de transporte, cerca de 30 a 40% é arrasto induzido (DE MATTOS; MACEDO; DA SILVA FILHO, 2003).

Um *winglet* é um dispositivo usado nas pontas das asas para melhorar a eficiência através da diminuição do arrasto induzido pelos vórtices. Existem vários tipos de *winglets* e, embora eles tenham suas diferenças, todos tem o mesmo propósito de diminuir a formação de vórtices e, portanto, o arrasto induzido. Esses dispositivos de ponta de asas também melhoraram o controle do avião e assim, aumentam a sua segurança. (REDDY; PATIL; REDDY, 2018).

Os *winglets* têm sido amplamente utilizados em aeronaves comerciais com a finalidade de economizar combustível, como também por questões estéticas (TAKENAKA *et al.*, 2008).

O conceito de *winglets* surgiu em 1897 com um britânico chamado Frederick W. Lancaster, que propôs a ideia de uma superfície vertical na ponta da asa para diminuir os vórtices (JAIN; JAIN; BAJPAI, 2016). Infelizmente essa ideia não foi bem sucedida, pois o aumento no arrasto parasita devido a nova superfície foi maior que o benefício que se buscava (MUNSHI *et al.*, 2018).

No final dos anos de 1970, com mais pesquisas e tecnologia disponíveis, o engenheiro da NASA, Richard T. Whitcomb, mostrou ser possível aumentar em até 9% a razão sustentação/arrasto de qualquer aeronave (JAIN; JAIN; BAJPAI, 2016)

caso o escoamento de ar de baixo para cima da asa fosse controlado por uma superfície vertical devidamente instalada na ponta da asa, diminuindo o arrasto induzido e a energia dos vórtices. Whitcomb e seu time foram fundamentais na melhora da aerodinâmica das asas e, portanto, na redução de combustível e aumento da autonomia do avião (MUNSHI *et al.*, 2018).

2 OBJETIVOS

2.1 Objetivo Geral

O objetivo deste trabalho é modelar parte de uma asa com dois diferentes tipos de *winglets* – uma asa com *blended winglet* e uma asa com *split winglet* – e compará-las entre si. Também será feita uma asa sem *winglet* que servirá de controle para testar a eficiência do *winglet* em si, independente do estilo. A comparação levará em conta as simulações de formação de vórtices, diferenças de pressões e velocidades, além dos coeficientes de arrasto em diferentes ângulos de ataque, que serão feitas no software de CFD, ANSYS Fluent.

2.2 Objetivos Específicos

O objetivo geral foi dividido nos seguintes objetivos específicos:

1. Modelar parte da asa e *winglets* no *software* CAD;
2. Importar os modelos para o ANSYS e gerar a malha;
3. Simular formação de vórtices, pressões, velocidades e coeficientes de arrasto em diferentes ângulos de ataque;
4. Comparar e analisar os resultados obtidos.

3 JUSTIFICATIVA

O conceito inicial do *winglet* foi demonstrado experimentalmente. Túneis de vento e voos de teste foram, outrora, as principais técnicas de validação. Recentemente, com o avanço tecnológico e computacional, temos novas ferramentas de *design* disponíveis como, por exemplo, a fluidodinâmica computacional (TAKENAKA *et al.*, 2008).

Grande parte dos problemas de escoamento externo são muito complicados para poderem ser resolvidos analiticamente, fazendo-nos, conseqüentemente, recorrer a experimentos. Com o advento dos computadores de alta velocidade tornou-se possível resolver uma série desses experimentos rapidamente de maneira numérica - resolvendo as equações que governam tais fenômenos - deixando os testes experimentais caros e demorados para os estágios finais dos projetos (ÇENGEL; CIMBALA, 2015).

O objetivo de se utilizar a fluidodinâmica computacional decorre do fato de que ela promove um estudo eficiente e capacitado sem a necessidade de ensaios de alto custo ou métodos analíticos complexos e limitados (BOTEZELLI, 2018).

4 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

4.1 Princípio de Bernoulli

A equação de *Bernoulli* relaciona pressão, velocidade e altura em um regime permanente de um fluido Newtoniano (que incluir a atmosfera como gás ideal). Sua forma mais simples é

$$\frac{V^2}{2} + \frac{P}{\rho} + gz = cte \quad (1)$$

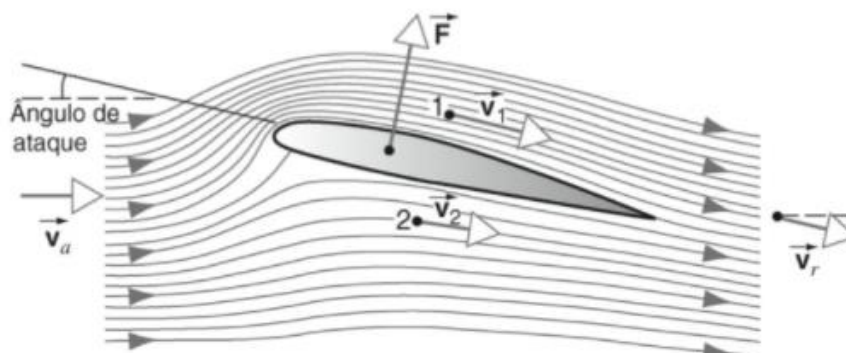
onde V é a velocidade, P é a pressão, ρ é a densidade, g é a aceleração da gravidade e z é a altura acima de um nível de referência arbitrário (UNIVERSITY OF DENVER, [s. d.]).

A equação de *Bernoulli* é aplicada ao longo de uma linha de corrente de um escoamento estacionário, incompressível e invíscido. Se o escoamento for também irrotacional, o valor da constante (*cte*) é o mesmo para todas as linhas de corrente do fluido, logo, pode ser aplicada a quaisquer dois pontos do escoamento (HALLIDAY; RESNICK; KRANE, 2003).

O escoamento em torno de um avião é não-permanente em relação ao solo, porém, se consideramos o sistema de referência no próprio avião, o escoamento é permanente (HALLIDAY; RESNICK; KRANE, 2003).

Consideremos, então, os dois pontos mostrados na Figura 1, sendo que o ponto 1 se encontra próximo a superfície superior da asa e o ponto 2 a superfície inferior.

Figura 1 - Linhas de corrente em torno de um aerofólio.



Fonte: (HALLIDAY; RESNICK; KRANE, 2003).

É possível notar que as linhas de corrente na superfície superior da asa estão mais próximas que as da superfície inferior. Conclui-se que a velocidade do ar em cima é maior (HALLIDAY; RESNICK; KRANE, 2003).

Se considerarmos estes dois pontos na equação de *Bernoulli* temos

$$\frac{V_1^2}{2} + \frac{P_1}{\rho} + gz_1 = \frac{V_2^2}{2} + \frac{P_2}{\rho} + gz_2 \quad (2)$$

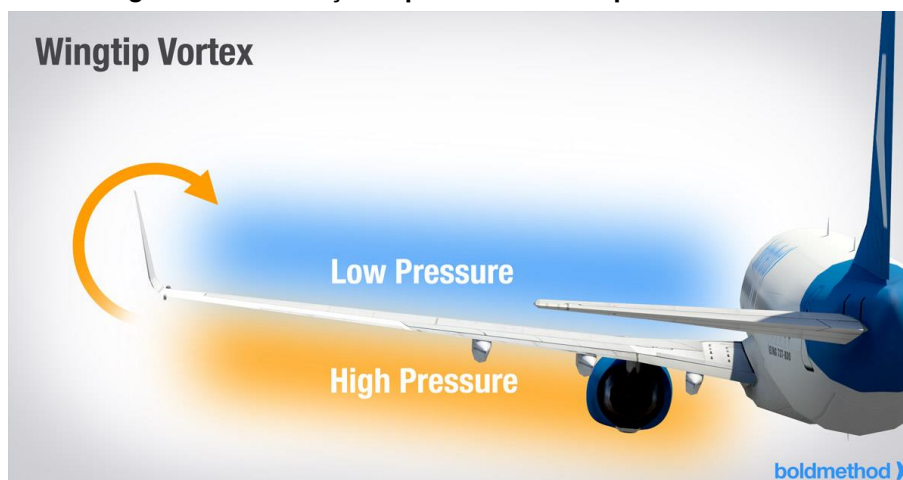
Logo, sendo a velocidade e a pressão as variáveis em questão, é fácil verificar que se a velocidade aumentar, a pressão deve diminuir para manter a igualdade.

Essa diferença de pressões influenciada pela diferença nas velocidades das superfícies superior e inferior da asa que contribui para a sustentação (HALLIDAY; RESNICK; KRANE, 2003) e geração de vórtices, como será visto na seção a seguir.

4.2 Formação de Vórtices

A asa de um avião é desenhada para criar uma pressão manométrica negativa na sua superfície inferior e outra positiva na superfície superior conforme a aeronave se move. Essa diferença de pressões gera a sustentação necessária para fazer o avião decolar e voar (NASA - NASA Dryden Technology Facts - WingletsNASA, [s. d.]). A Figura 2 ilustra esse efeito.

Figura 2 – Diferença de pressões nas superfícies da asa.

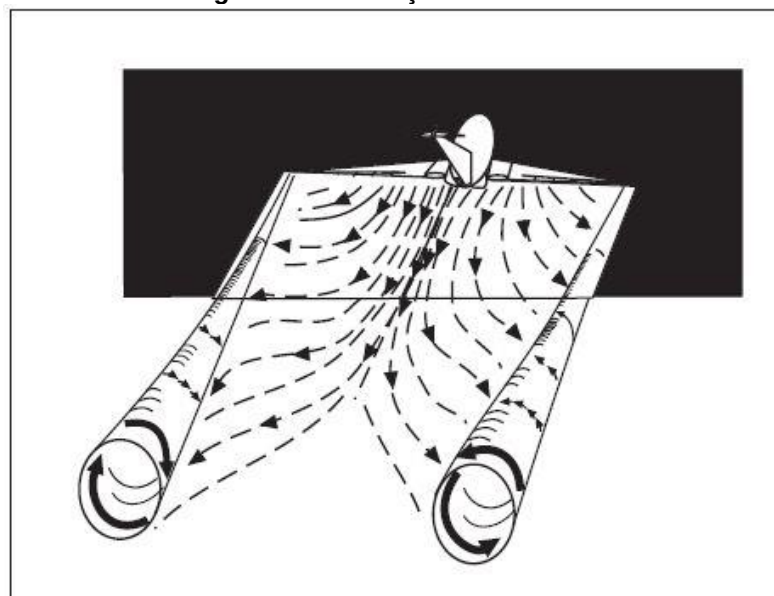


Fonte: (BOLDMETHOD, [s. d.]).

No entanto, isso faz o ar escoar da superfície inferior para a superior, ao redor da ponta da asa, criando os chamados vórtices de ponta de asas (Figura 3).

Os efeitos dos vórtices são o aumento do arrasto induzido e a redução na sustentação, que resultam em um voo menos eficiente e com maior consumo de combustível (NASA - NASA Dryden Technology Facts - WingletsNASA, [s. d.]).

Figura 3 – Formação de vórtices.



Fonte: (FAA, [s. d.]).

Esses redemoinhos representam uma perda de energia e podem ser fortes o suficiente para causar turbulência em outros aviões que passam por eles (REDDY; PATIL; REDDY, 2018). Essa região com escoamento irregular situado a jusante do

avião é denominada de esteira, e o pedido para se diminuir a distância de separação entre uma aeronave e outra em rotas muito movimentadas está diretamente ligada aos impactos e perigos que ela pode causar (DE MATTOS; MACEDO; DA SILVA FILHO, 2003).

4.2.1 Esteira

A esteira ocorre a jusante de toda aeronave, incluindo helicópteros, quando se descolam para frente no ar. São bastante perigosas para aviões que tem a envergadura da asa menor, principalmente durante a decolagem, subida, aproximação e pouso.

Os fatores que determinam a força da esteira são peso bruto, envergadura das asas, configuração de velocidade e altitude. Quanto maior a aeronave, mais intensa é a esteira causada (ANAC, [s. d.]).

Deve-se considerar, ainda, que as vibrações geradas pelos vórtices podem fazer o corpo entrar em ressonância, atingindo níveis perigosos de vibração caso a frequência dos vórtices esteja próxima da frequência natural do corpo (ÇENGEL; CIMBALA, 2015).

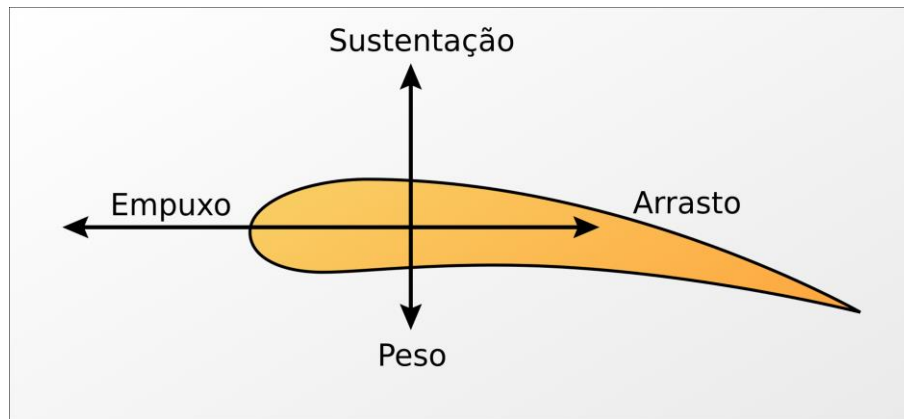
4.3 Forças Aerodinâmicas

Um avião só supera a força da gravidade, decolando e voando, devido ao balanço de quatro forças: arrasto, sustentação, peso e empuxo (Figura 4). Para voar, a sustentação gerada pela asa deve ser maior que o peso da aeronave e o empuxo gerado pelos motores deve superar o arrasto (THEORY OF FLIGHT, [s. d.]).

Nesse trabalho focaremos somente nas forças de arrasto e sustentação, pois são as forças que influenciam na escolha do *winglet*.

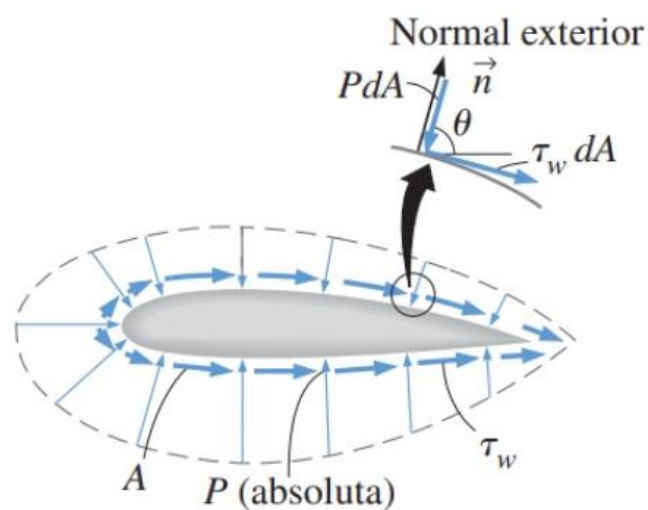
Segundo Çengel e Cimbala (2015), quando um fluido se move sobre um corpo sólido, ele exerce forças de pressão e de cisalhamento, respectivamente, normais e tangenciais à superfície do corpo – sendo que estas últimas são devidas à condição de não-eskorregamento somado aos efeitos viscosos.

Figura 4 - Forças em um aerofólio.



Fonte: (WIKIMEDIA COMMONS, [s. d.])

Figura 5 - Composição das forças em um aerofólio.



Fonte: (ÇENGEL; CIMBALA, 2015)

A força de arrasto nada mais é que a combinação das componentes das forças de pressão e de cisalhamento na direção do escoamento e a força de sustentação, é a combinação das componentes da pressão e do cisalhamento na direção normal ao escoamento. A Figura 5 ilustra a composição das forças de pressão e cisalhamento em um aerofólio.

As asas de aviões são posicionadas e modeladas de maneira específica para gerar sustentação com o mínimo de arrasto (ÇENGEL; CIMBALA, 2015).

4.3.1 Arrasto

Arrasto é a força aerodinâmica que se opõe ao movimento da aeronave conforme ela se desloca pelo ar (What is Drag?NASA, [s. d.]) e, assim como as demais forças de atrito, é um efeito indesejado na maioria dos casos (ÇENGEL; CIMBALA, 2015).

Ele é gerado pela diferença de velocidades entre o corpo e o fluido, logo, se o fluido está parado ou se não existe um fluido onde o corpo está se movendo, não existe arrasto (What is Drag?NASA, [s. d.]).

A equação utilizada em simulações CFD para determinar o arrasto total na superfície de um corpo é

$$F_D = \int_A dF_D = \int_A (-P \cos \theta + \tau_w \sin \theta) dA \quad (3)$$

onde P e τ_w são, respectivamente, a pressão e a tensão de cisalhamento, e θ é o ângulo que a normal a superfície faz com a direção da velocidade do escoamento (Figura 5).

4.3.2 Sustentação

Como já citado na Seção 4.1, a diferença de pressão nas superfícies superior e inferior da asa contribui para a sustentação. No entanto, existe outro fator que contribui na força de sustentação e que, aliado a equação de Bernoulli sem os termos de altura, faz com que o avião voe.

De acordo com Halliday, Resnick e Krane (2003), a asa é projetada de maneira que o escoamento sofra uma deflexão para baixo e a sustentação seria, na realidade, a força reativa à força do ar direcionado para baixo – com base na terceira lei de Newton.

A equação utilizada em simulações CFD para determinar a sustentação total em um corpo é análoga a Equação (3) do arrasto, e é definida por

$$F_L = \int_A dF_L = \int_A (-P \sin \theta + \tau_w \cos \theta) dA \quad (4)$$

4.4 Coeficientes de arrasto e de sustentação

Arrasto e sustentação são forças dependentes da densidade e da velocidade do fluido, da geometria do corpo – como tamanho, forma e orientação - além de outros fatores. Por isso, ao invés de se considerar tantos parâmetros individualmente, utiliza-se de análise dimensional para reduzi-los aos coeficientes adimensionais que representam as características de arrasto e sustentação do corpo (ÇENGEL; CIMBALA, 2015):

$$\begin{array}{ll} \text{Coeficiente de} & C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \\ \text{arrasto:} & \end{array} \quad (5)$$

$$\begin{array}{ll} \text{Coeficiente de} & C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \\ \text{sustentação:} & \end{array} \quad (6)$$

onde A é a área planiforme que, segundo Çengel e Cimbala (2015), é “a área vista por uma pessoa que está olhando para o corpo a partir de cima em uma direção normal ao corpo”. Ela é representada por

$$A = bc \quad (7)$$

onde b é a envergadura da asa, e c é o comprimento da corda - que é a distância entre os bordos de ataque e de fuga. A Figura 6 ilustra o que seria a área planiforme.

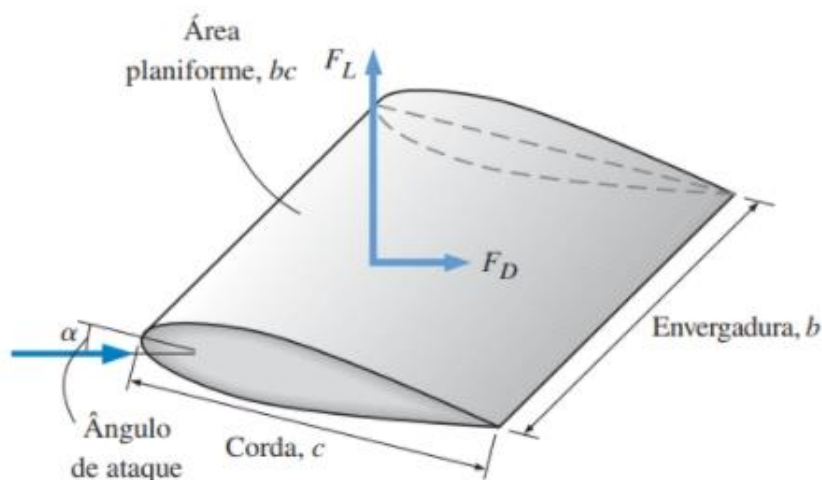
Os coeficientes de arrasto e sustentação são principalmente funções da forma do corpo, mas eles também dependem do número de Reynolds e da rugosidade da superfície (ÇENGEL; CIMBALA, 2015).

4.5 Winglets

Dispositivos de ponta de asa se tornaram uma técnica popular para aumentar a performance aerodinâmica das asas (KRISHNAN *et al.*, 2020).

A ponta de uma asa pode ser considerada uma zona morta, em relação a eficiência aerodinâmica, pelo fato de gerar muito arrasto e pouca sustentação (DE MATTOS; MACEDO; DA SILVA FILHO, 2003).

Figura 6 - Área planiforme.



Fonte: (ÇENGEL; CIMBALA, 2015)

Existem vários tipos de *winglets* e, embora eles tenham suas diferenças, todos tem o mesmo propósito de diminuir o arrasto induzido e a formação de vórtices (REDDY; PATIL; REDDY, 2018). A Figura 7 exemplifica alguns dos tipos de *winglets* existentes.

Figura 7 - Tipos de *winglets*.



Fonte: (AEROSPACE ENGINEERING — FACEBOOK, [s. d.])

O uso de *winglets* é um dos métodos conhecidos para se reduzir o arrasto induzido com o melhor custo-benefício amplamente utilizado em aeronaves comerciais por ser pequeno e capaz de reduzir o arrasto induzido para até 5% do arrasto total (TABATA; YAMAZAKI; YUHARA, 2020).

O objetivo do *winglet* é diminuir a força dos vórtices formados (KRISHNAN *et al.*, 2020) que geram uma componente para baixo na velocidade e diminuem o ângulo de ataque (efeito *downwash*). Por conta desse efeito, o vetor força resultante é inclinado, aumentando a componente de arrasto e diminuindo a de sustentação (MUNSHI *et al.*, 2018).

A geometria do *winglet* é curvada e torcida para que no momento que o ar escoar da superfície inferior da asa para a superior, ele gere sustentação (REDDY; PATIL; REDDY, 2018) - pela aceleração do ar na ponta da asa (DE MATTOS; MACEDO; DA SILVA FILHO, 2003) - com um vetor resultante para frente. Assim, parte da parte da energia que seria perdida nos vórtices é mantida (REDDY; PATIL; REDDY, 2018).

A Figura 8 ilustra a diferença na formação de vórtices em asas com e sem *winglets*.

Os dispositivos de ponta de asa têm uma característica vantajosa de aumentar o alongamento da asa sem, de fato, aumentar a envergadura da asa, uma vez que um aumento da envergadura faria com que o arrasto parasita aumentasse (REDDY; PATIL; REDDY, 2018).

Eles também possibilitam à aeronave voar a um ângulo de ataque um pouco menor com o mesmo coeficiente de sustentação (DE MATTOS; MACEDO; DA SILVA FILHO, 2003).

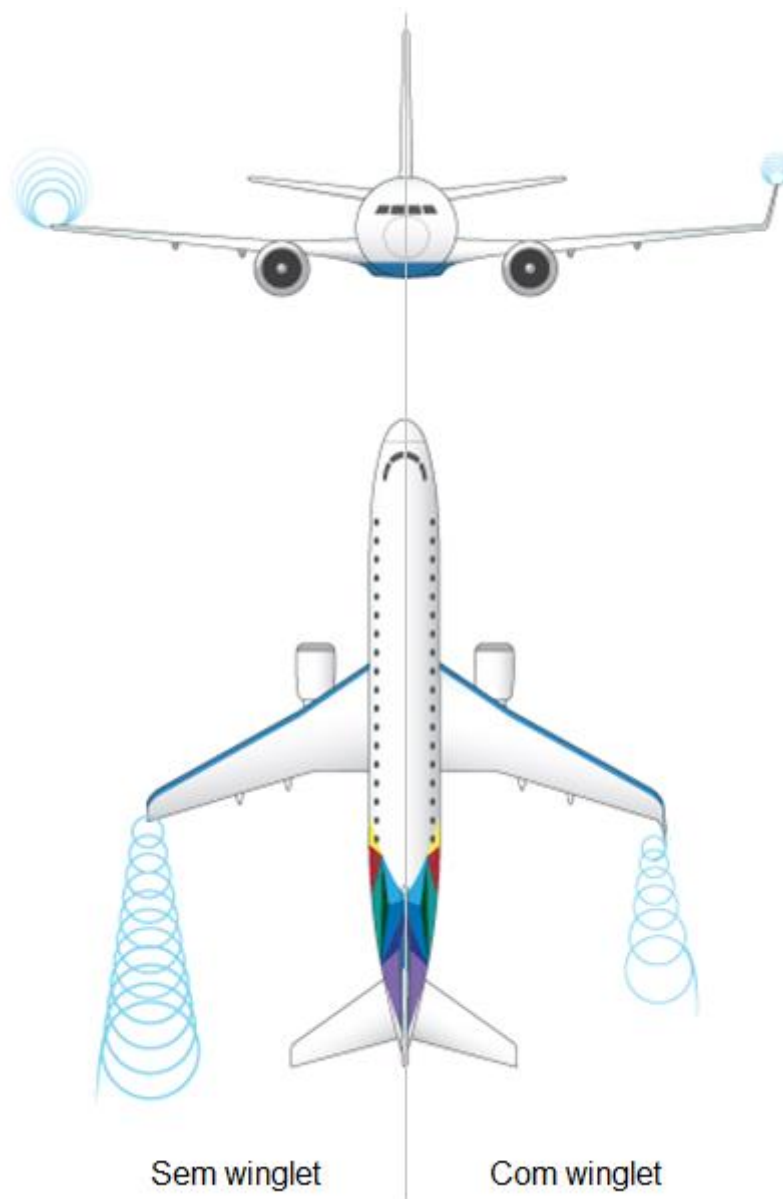
Esse aumento no alongamento sem aumentar a envergadura se deve a contabilização da área e da altura do *winglet* no alongamento da asa (ENG-TIPS, [s. d.]). É possível perceber essa relação ao analisarmos a equação do alongamento de uma asa (AR).

$$AR = \frac{b^2}{A} \quad (8)$$

Logo, uma asa longa e fina tem um alongamento maior que um asa mais curta e ampla (WIKIPEDIA, [s. d.]). Quanto maior o alongamento, mais longe os vórtices estão do resto da asa e menor o efeitos aerodinâmicos induzidos (ANDERSON, 2016).

A adição de *winglets* tem a desvantagem de aumentar o momento fletor da asa (TABATA; YAMAZAKI; YUHARA, 2020) – pois há um aumento no braço do momento (WHITCOMB, 1976).

Figura 8 – Formação de vórtices nas pontas das asas, com e sem *winglets*.



Fonte: (AVIATION BENEFITS, [s. d.]).

O momento fletor na raiz da asa aumenta linearmente com a diminuição do arrasto, mostrando uma relação entre performance aerodinâmica e peso, nesse caso, o peso adicional do *winglet* (TAKENAKA *et al.*, 2008).

Porém, quando comparado a um aumento do momento devido a um aumento na envergadura da asa e consideramos, ainda, o aumento na performance do avião, esse ponto negativo é relevado (DE MATTOS; MACEDO; DA SILVA FILHO, 2003).

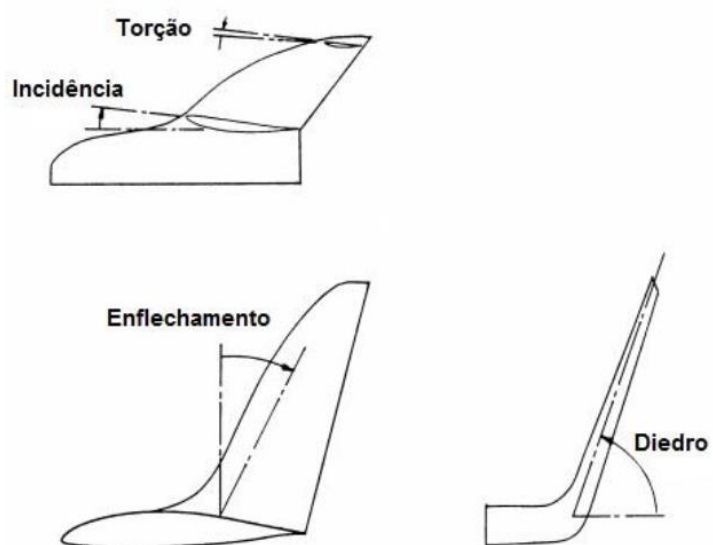
4.5.1 Geometria e parâmetros do *winglet*

Whitcomb (1976) definiu parâmetros para a construção de um *winglet*.

1. Altura: estudos de Weber (1956) indicam que o arrasto induzido se reduz quase linearmente, conforme a altura aumenta. No entanto, a teoria também indica um aumento nas forças de carregamento normal na asa. Conclui-se então que, a altura ótima depende da aerodinâmica e do peso estrutural.
2. Seção do aerofólio: o aerofólio do *winglet* deve proporcionar os coeficientes de força normal desejados na direção interior da asa e sua forma deve atrasar a separação da camada limite fazendo com que ela ocorra ainda na asa (WHITCOMB, 1976).
3. Ângulo de incidência: é o ângulo do *winglet* em relação ao escoamento do ar (GIUBERTI, 2013).
4. 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).
5. Diedro: “a configuração ótima dos *winglets* deve ter um pequeno ângulo para fora entre o *winglet* a vertical, ou seja, deve ter um elevado ângulo de diedro em relação à asa. Este ângulo ajuda a reduzir a interferência no escoamento na raiz do *winglet* entre a ponta da asa, diminuindo assim o arrasto por interferência” (GIUBERTI, 2013).
6. Ângulo de enflechamento: reduz o arrasto gerado pelo *winglet* (GIUBERTI, 2013) e deve ser próximo ao ângulo de enflechamento da asa (WHITCOMB, 1976).

A Figura 9 demonstra os parâmetros citados em um esboço de *winglet*.

Figura 9 - Parâmetros *winglets*.



Fonte: (GIUBERTI, 2013)

5 METODOLOGIA

O presente trabalho consiste em duas partes essenciais, a modelagem das asas com *winglets* no *software* de CAD e a simulação CFD.

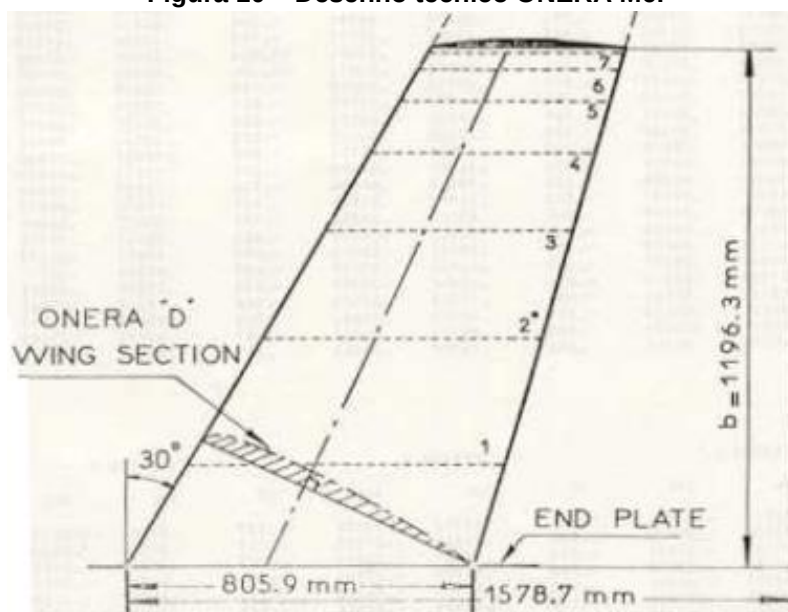
A metodologia será dividida em quatro etapas: geometria, malha, *setup* e solução, e resultados.

5.1 Geometria

A etapa da geometria corresponde à modelagem da asa no *SolidWorks* e a montagem do volume de controle (VC) no ANSYS.

A asa escolhida para ser modelada foi a ONERA M6 por ser amplamente utilizada em simulações de escoamento externo (ONERA M6 WING, [s. d.]), além do fácil acesso ao desenho técnico e perfil aerodinâmico para a modelagem da asa com *winglet*.

Figura 10 – Desenho técnico ONERA M6.



Fonte: (ONERA M6 WING, [s. d.]).

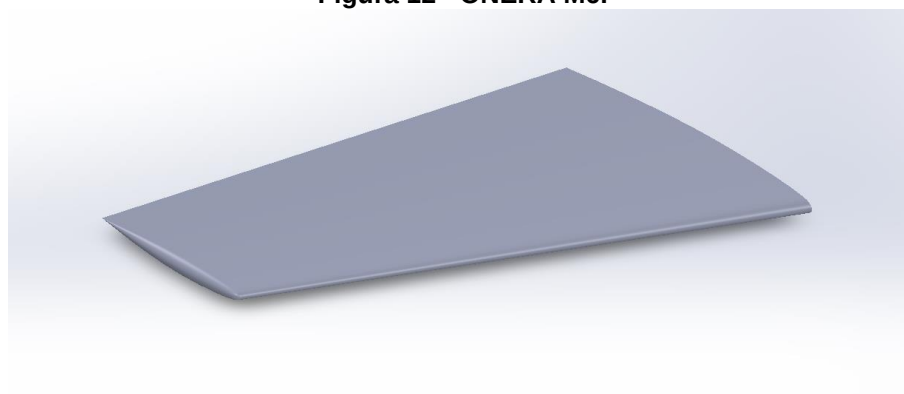
Figura 11 - Perfil aerodinâmico ONERA M6.



Fonte: (ONERA M6 WING, [s. d.]).

O modelo da asa original também foi de fácil acesso, portanto a modelagem da asa sem *winglet* não precisou ser feita.

Figura 12 - ONERA M6.



Fonte: (3D ONERA M6 WING VALIDATION FOR TURBULENCE MODEL NUMERICAL ANALYSIS, [s. d.]).

A asas com *winglets* foram feitas com base no desenho técnico e os *winglets* em si foram modelados considerando somente a altura e o diedro em sua geometria, sendo o último definido com um parâmetro da simulação. Quando discutirmos a Simulação e o Setup comentaremos mais sobre a simulação paramétrica.

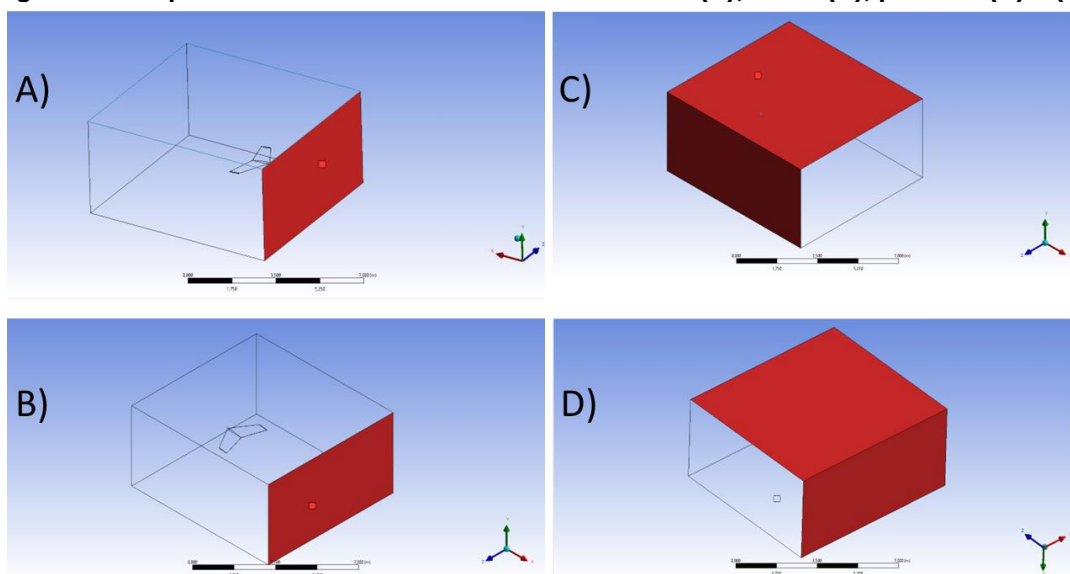
Também foi levado em conta o fato citado no Tópico 4.5 sobre os dispositivos de ponta de asa não aumentarem a envergadura da asa. As imagens das asas com *winglets* encontram-se no

Apêndice A – Imagens das asas com *winglets*.

Terminadas as asas, elas foram importadas para o ANSYS onde foi feito o volume de controle.

O volume de controle foi feito usando a ferramenta *Enclosure* do *DesignModeler* e possui seis superfícies nomeadas – uma entrada, uma saída e quatro paredes laterais. A Figura 13 a seguir ilustra as superfícies nomeadas do volume de controle.

Figura 13 - Superfícies do Volume de Controle. Entrada (A), saída (B), paredes (C) e (D).



Fonte: Autoria própria (2022).

As dimensões do VC podem ser vistas na Figura 14.

Figura 14 - Dimensões do VC.

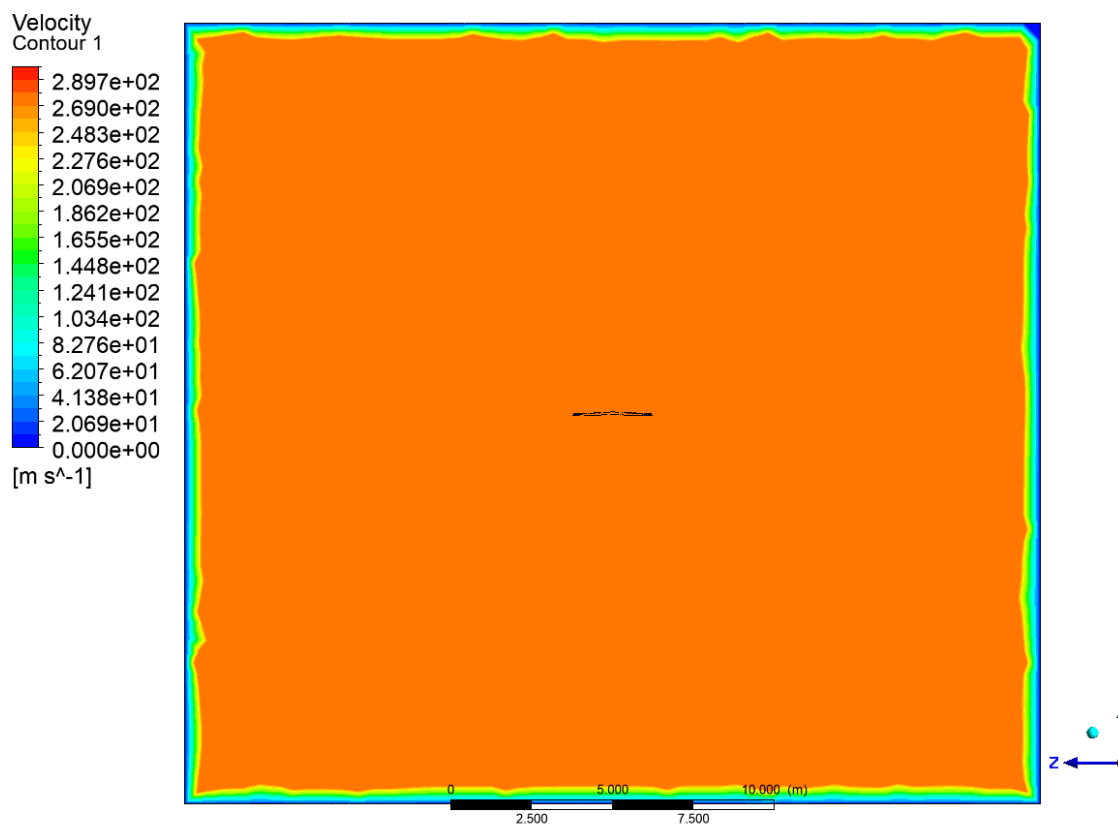
Details of Enclosure1	
Enclosure	Enclosure1
Shape	Box
Number of Planes	0
Cushion	Non-Uniform
☐ FD1, Cushion +X value (>0)	5 m
☐ FD2, Cushion +Y value (>0)	2 m
☐ FD3, Cushion +Z value (>0)	2,5 m
☐ FD4, Cushion -X value (>0)	2 m
☐ FD5, Cushion -Y value (>0)	2 m
☐ FD6, Cushion -Z value (>0)	2,5 m
Target Bodies	All Bodies
Export Enclosure	Yes

Fonte: Autoria própria (2022).

5.1.1 Volume de controle e condição de contorno

O volume de controle recomendado para simulações de protótipos reais é de 15 a 20 vezes o comprimento da corda por causa dos efeitos viscosos – condição de não escorregamento e forças cisalhantes entre as camadas do fluido. Em geral, esse é o tamanho do volume de controle utilizados nas simulações numéricas, pois é simulado um túnel de vento real no *software*, com paredes com condição de não escorregamento. A Figura 15 mostra o contorno de velocidades na entrada do volume de controle recomendado pela literatura e com a condição de contorno (CC) de não escorregamento.

Figura 15 - Contornos de velocidade na entrada do VC recomendado com paredes com condição de não escorregamento.

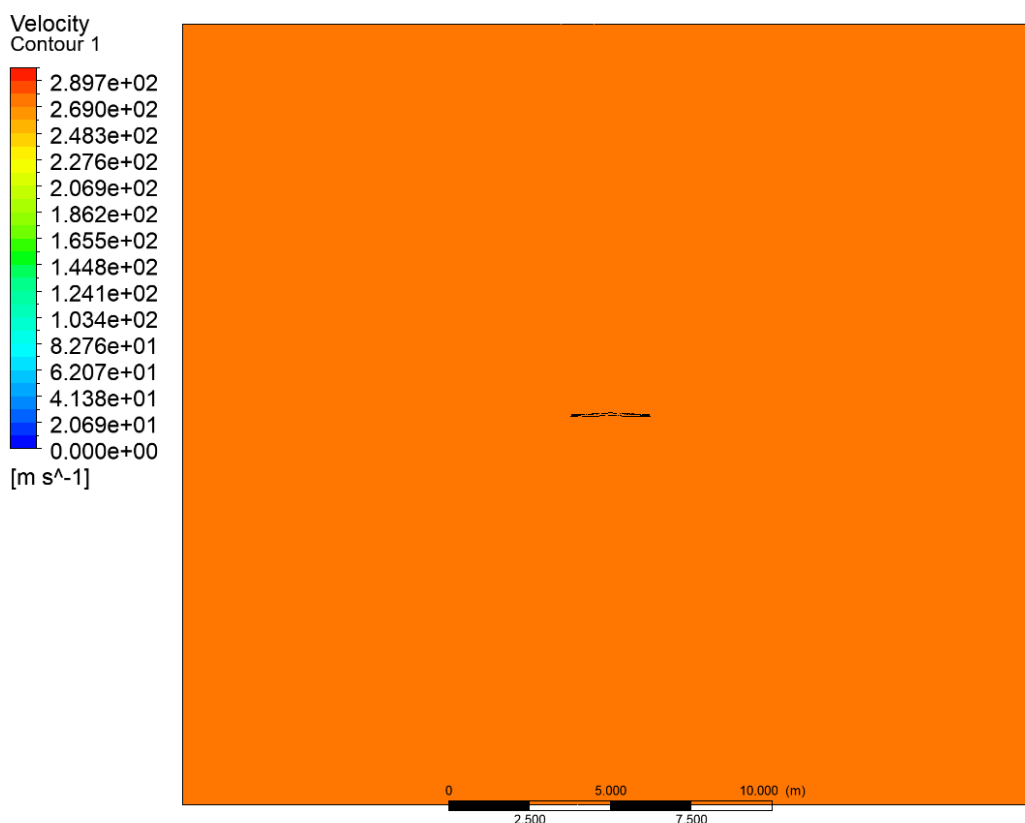


Fonte: Autoria própria (2022).

Observa-se que a velocidade do fluido é zero nas paredes do VC, e conforme se distancia da parede a velocidade aumenta – tendendo à velocidade definida no *setup* (que será apresentada em um Tópico posterior). A região em laranja compreende a maior parte do VC justamente para se certificar de que a asa está longe o suficiente das paredes e os efeitos viscosos decorrentes da condição de não-eskorregamento já foram dissipados.

Um volume de controle maior, exige um maior poder de processamento do computador e, portanto, essa área extra que existe para se assegurar que a velocidade do fluido não está sendo influenciada pela parede pode ser vista como processamento desnecessário.

Figura 16 - Contorno de velocidades na entrada do VC recomendado com paredes com condição de “não cisalhamento”.



Fonte: Autoria própria (2022).

Tendo isso em vista e considerando o fato de ser possível criar no programa uma parede sem atrito, resolveu-se testar outra condição de contorno a fim de se

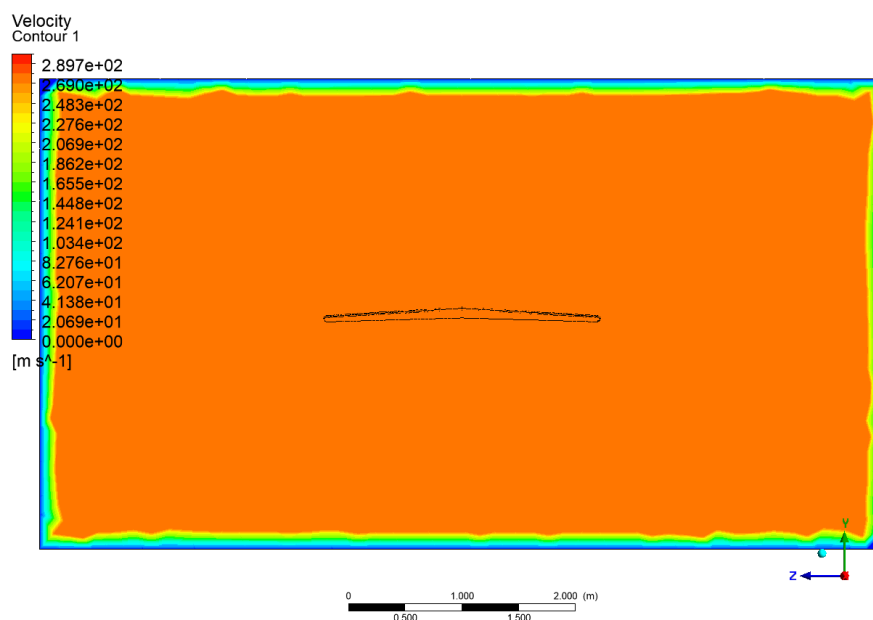
eliminar os efeitos viscosos nas paredes e, então, poder criar um volume de controle menor para a simulação. Essa possibilidade de se ter um volume de controle menor para a simulação computacional é vista como uma vantagem muito grande na questão de processamento.

A Figura 16 apresenta a mesma simulação feita anteriormente na Figura 15, porém agora com a nova condição de contorno de “não cisalhamento” nas paredes do VC.

Nota-se que o efeito viscoso causado pela condição de não escorregamento da simulação anterior desapareceu. A velocidade nas paredes que antes era zero, agora é a mesma para todo VC.

A partir destes resultados, fez-se duas novas simulações com essas duas condições de contorno, mas dessa vez com um volume de controle menor – de duas a cinco vezes o comprimento da corda da asa – e avaliou-se os contornos de velocidade, como mostrados na Figura 17 e na Figura 18.

Figura 17 - Contorno de velocidades na entrada do VC menor com paredes com condição de não escorregamento.

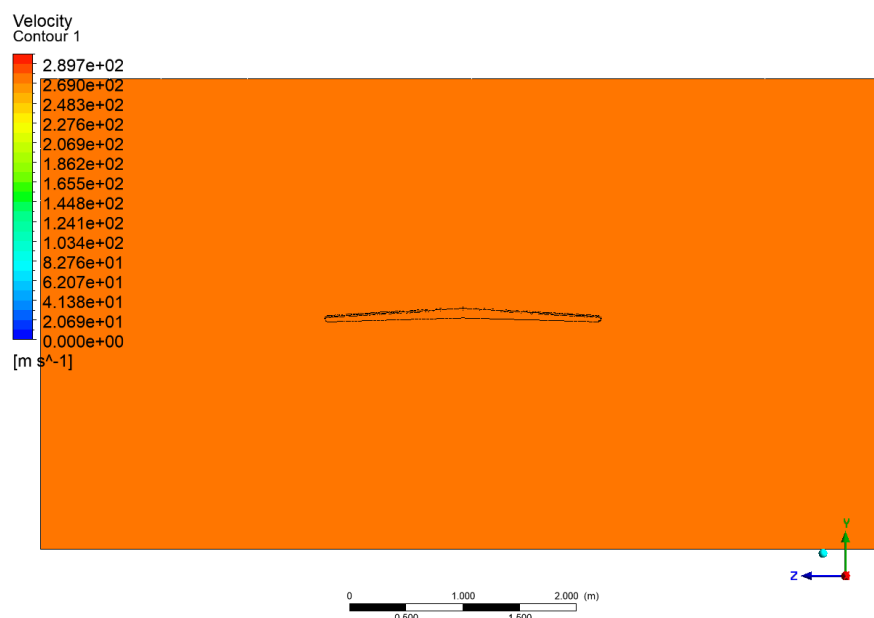


Fonte: Autoria própria (2022).

É possível notar que, com relação aos contornos de velocidades, as condições de contorno se comportaram de maneira semelhante independente do VC.

É possível notar que, com relação aos contornos de velocidades, as condições de contorno se comportaram de maneira semelhante independente do VC.

Figura 18 - Contorno de velocidades na entrada do VC menor com paredes com condição de “não cisalhamento”.



Fonte: Autoria própria (2022).

Analisando-se os coeficientes de arrasto e sustentação gerados em cada uma das simulações, pode-se chegar a mais conclusões. A Tabela 1 contém os coeficientes obtidos nas simulações.

Tabela 1 - Coeficientes de arrasto e sustentação das simulações diferentes tamanhos de VC.

VC	CC	Coef. Arrasto	Coef. Sustentação
15 a 20x	Não escorregamento	0,019607	0,28206
15 a 20x	Não cisalhamento	0,019011	0,28509
2 a 5x	Não escorregamento	0,019118	0,29045
2 a 5x	Não cisalhamento	0,019048	0,28995

Fonte: Autoria própria (2022).

Considerando somente o VC maior, tem-se um aumento de 1% no coeficiente de sustentação e uma diminuição 3% no coeficiente de arrasto da asa com a troca da CC. Pode-se supor então que mesmo com o VC recomendado, com paredes com condição de não escorregamento bem distantes da asa, ainda se observa efeitos viscosos.

Comparando as condições de não cisalhamento entre o VC maior e o menor, nota-se uma diferença ínfima no valor do coeficiente de arrasto e um aumento de

cerca de 2% no coeficiente de sustentação. Logo, pelo fato dessa diminuição de 512 vezes no volume ter implicado em apenas 2% de diferença no resultado de um coeficiente, foi escolhido o VC menor, até mesmo para otimizar o tempo da geração da malha e da simulação computacional.

5.2 Malha

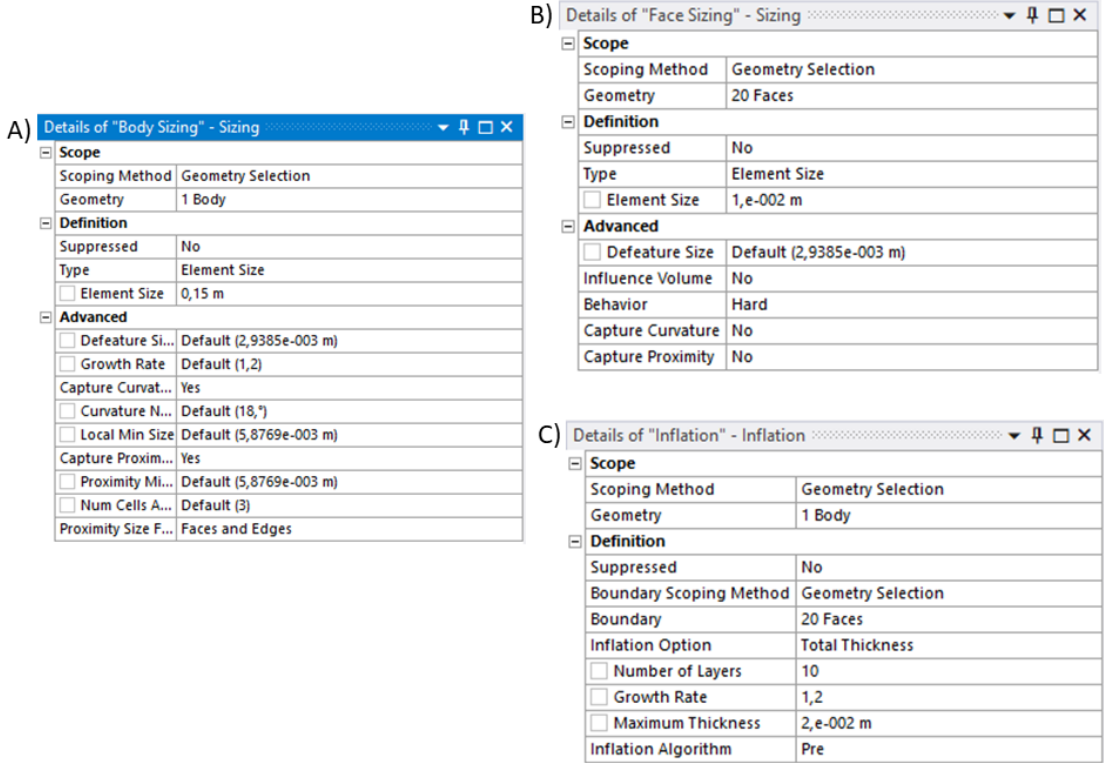
Na parte da malha já é definida qual tipo de simulação será feita, *Mechanical* ou CFD, para o programa fornecer os métodos de malha. Nesse caso, foi escolhido CFD e o método foi uma malha não estruturada de tetraedros. Pensou-se em uma discretização de 0,15 metro para as regiões mais externas do VC que vão diminuindo até chegar à superfície da asa com um tamanho de 0,01 metro. As demais informações sobre a malha se encontram Figura 19 .

A malha de todas as simulações foi definida com esses valores para se ter um padrão. A única diferença é que na simulação das asas com *winglets* no parâmetro de *face sizing* (Figura 19 (B)) as opções *capture curvature* e *capture proximity* foram habilitadas por conta da geometria mais complexa da asa, em relação a asa sem *winglet*.

A malha é apresentada na Figura 20 .

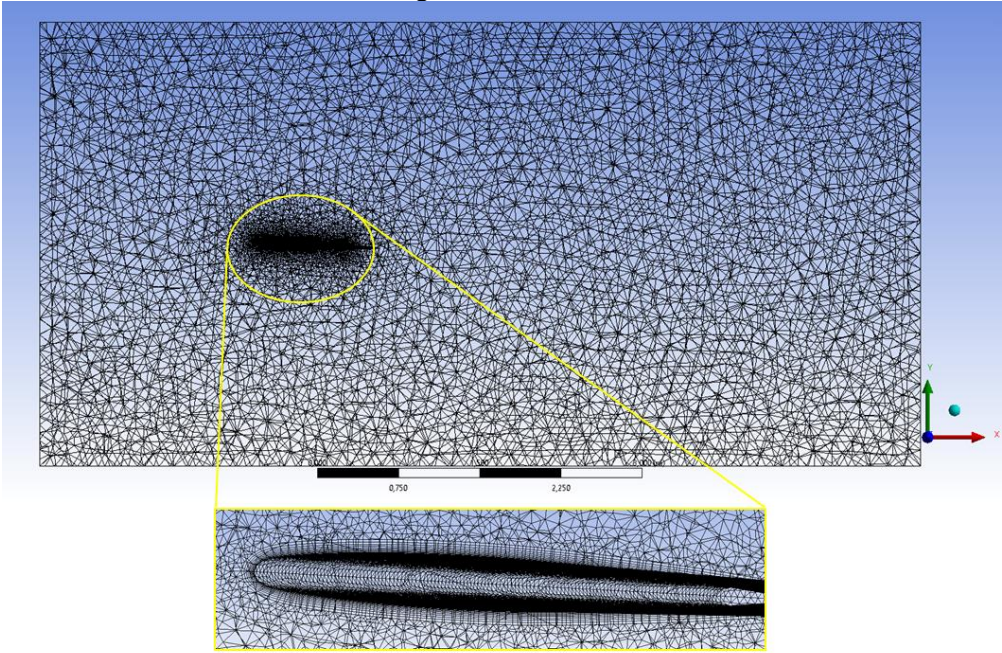
Com relação a qualidade da malha, temos duas métricas usadas para avaliá-la: qualidade ortogonal e *skewness*. Ambos são escalares que vão de 0 a 1. A Figura 21 mostra os valores para a malha da asa.

Figura 19 - Parâmetros da malha. Body sizing (A), face sizing (B), inflation (C).



Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 20 - Malha.



Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 21 – Skewness (A) e qualidade ortogonal (B) da malha.

A) Quality	
Check Mesh Quality	Yes, Errors
☐ Target Skewness	Default (0.900000)
Smoothing	Medium
Mesh Metric	Skewness
☐ Min	1,3979e-004
☐ Max	0,97996
☐ Average	0,22576
☐ Standard Deviation	0,12506

B) Quality	
Check Mesh Quality	Yes, Errors
☐ Target Skewness	Default (0.900000)
Smoothing	Medium
Mesh Metric	Orthogonal Quality
☐ Min	1,0821e-002
☐ Max	0,99884
☐ Average	0,77354
☐ Standard Deviation	0,12435

Fonte: Autoria própria (2022).

Skewness mede o quão deformado o elemento da malha está – sendo 0 o melhor valor e 1 o pior. Já qualidade ortogonal mede a relação entre um elemento e seus adjacentes, representa quão bem organizados estão os elementos um em relação ao outro, e ela é medida de maneira contrária ao *skewness*, pois nesse caso o melhor valor é o 1 e o pior é o 0. Nas tabelas Tabela 2 e Tabela 3 temos as classificações de cada um dos valores para cada métrica.

Tabela 2 – Classificação dos valores de *skewness*.

	Excelente	Muito bom	Bom	Aceitável	Ruim	Inaceitável
Skewness	0 – 0,25	0,25 – 0,50	0,50 – 0,80	0,80 – 0,94	0,95 – 0,97	0,98 – 1,00

Fonte: Autoria própria (2022).

Tabela 3 - Classificação dos valores de qualidade ortogonal.

	Inaceitável	Ruim	Aceitável	Bom	Muito bom	Excelente
Qualidade Ortogonal	0 – 0,001	0,001 – 0,14	0,15 – 0,20	0,20 – 0,69	0,70 – 0,95	0,95 – 1,00

Fonte: Autoria própria (2022).

Como é possível observar na Figura 21, temos um *skewness* médio de aproximadamente 0,22 e uma qualidade ortogonal em torno de 0,77. Comparando

esses valores com os intervalos das tabelas acima, temos um valor excelente de *skewness* e um valor muito bom de qualidade ortogonal. Logo a malha gerada para o cálculo numérico não é insuficiente.

5.3 Setup e Solução

No setup e solução são definidos os parâmetros e condições da simulação. Como o tipo da simulação já foi definido na parte da malha, agora a primeira coisa a ser escolhida é o fluido. O ANSYS já tem diversos fluidos pré configurados e o escolhido foi o ar.

Após isso, foram determinadas as condições de contorno. As condições de contorno das paredes do VC foram discutidas no Tópico 5.1.1, em que foram feitas paredes “sem cisalhamento”.

As condições de contorno da entrada e saída são de *inlet* e *outlet*, respectivamente, e a superfície da asa foi definida como uma parede com condição de não escorregamento.

A condição de contorno da saída foi alterada somente uma configuração para o valor mostrado na Figura 22.

Para a entrada, o parâmetro que se precisa ter é a velocidade do ar. Foi utilizada a mesma velocidade de 268,911 m/s do experimento feito pela NASA usando essa asa, a ONERA M6.

A princípio, a ideia era a de se ter uma asa posicionada no centro do VC a 0° e fazer o fluido entrar a diferentes ângulos para compor o ângulo de ataque (AoA). Logo, nesse caso, além da magnitude, seria preciso também da direção do fluido como parâmetro da CC.

Porém, logo após essa simulação – que foi uma das primeiras feitas, ainda testando certas funções – percebeu-se algo que parecia um descolamento da camada limite que poderia vir a gerar recirculação.

Figura 22 - Condição de contorno da saída.

Pressure Outlet

Zone Name
outlet

Momentum Thermal Radiation Species DPM Multiphase Potential Structure UDS

Backflow Reference Frame Absolute

Gauge Pressure [Pa] 0

Pressure Profile Multiplier 1

Backflow Direction Specification Method From Neighboring Cell

Backflow Pressure Specification Total Pressure

☐ Prevent Reverse Flow

☐ Radial Equilibrium Pressure Distribution

☐ Average Pressure Specification

☐ Target Mass Flow Rate

Turbulence

Specification Method Intensity and Viscosity Ratio

Backflow Turbulent Intensity [%] 5

Backflow Turbulent Viscosity Ratio 10

Apply Close Help

Fonte: Autoria própria (2022).

Por conta disso, optou-se por mudar para evitar futuros problemas. O fluido agora passaria a entrar na direção normal a superfície de entrada e a asa estaria posicionada no ângulo de ataque. Essa mudança otimizou muito as simulações, pois agora o AoA pode ser definido como um parâmetro na etapa de Geometria junto com o diedro do *winglet*.

A simulação paramétrica permite alterar os valores definidos como parâmetros e rodar as outras situações da simulação em segundo plano, sem ter que fazer uma simulação para cada nova entrada de dados.

Neste caso, o parâmetro do ângulo de ataque varia de 3° a 6° sendo que os valores de diedro testados são 30°, 45°, 60° e 75°.

Depois de terminadas, basta exportar os resultados de cada parâmetro para se ter acesso aos arquivos individuais. A Tabela 4 contém os resultados das simulações paramétricas da asa original (sem *winglet*) e o

Apêndice B – TABELAS das simulações paramétricas contém os resultados das asas com *winglet*.

Tabela 4 - Resultados das simulações da asa original.

AoA	Coef. de Arrasto	Coef. de Sustentação
3°	0,010545	0,14586
4°	0,012594	0,194390
5°	0,015366	0,24285
6°	0,01901	0,29015

Fonte: Autoria própria (2022).

Após obtidos os valores dos coeficientes das asas, foi calculado a razão de planeio de cada uma.

A razão de planeio é simplesmente a razão entre o coeficiente de sustentação pelo coeficiente de arrasto e indica a eficiência aerodinâmica. Na Tabela 5 a seguir consta os valores da razão de planeio da asa *sem winglet*.

Tabela 5 - Razão de planeio da asa original.

AoA	Razão de Planeio
3°	13,83214794
4°	15,43512784
5°	15,80437329
6°	15,26301946

Fonte: Autoria própria (2022).

Os valores da razão de planeio das outras asas se encontram no

Apêndice C – razão de planeio das asas com *winglet*.

6 RESULTADOS

Os resultados foram divididos em duas partes, sendo elas os resultados dos coeficientes de sustentação e de arrasto, e os resultados de vorticidade.

6.1 Resultados dos coeficientes de sustentação e arrasto

Analisou-se os resultados dos coeficientes com base no ângulo de ataque da asa, ou seja, considerando o mesmo ângulo de ataque para as três asas, verificou-se qual asa e diedro teve o melhor desempenho com base na razão de planeio.

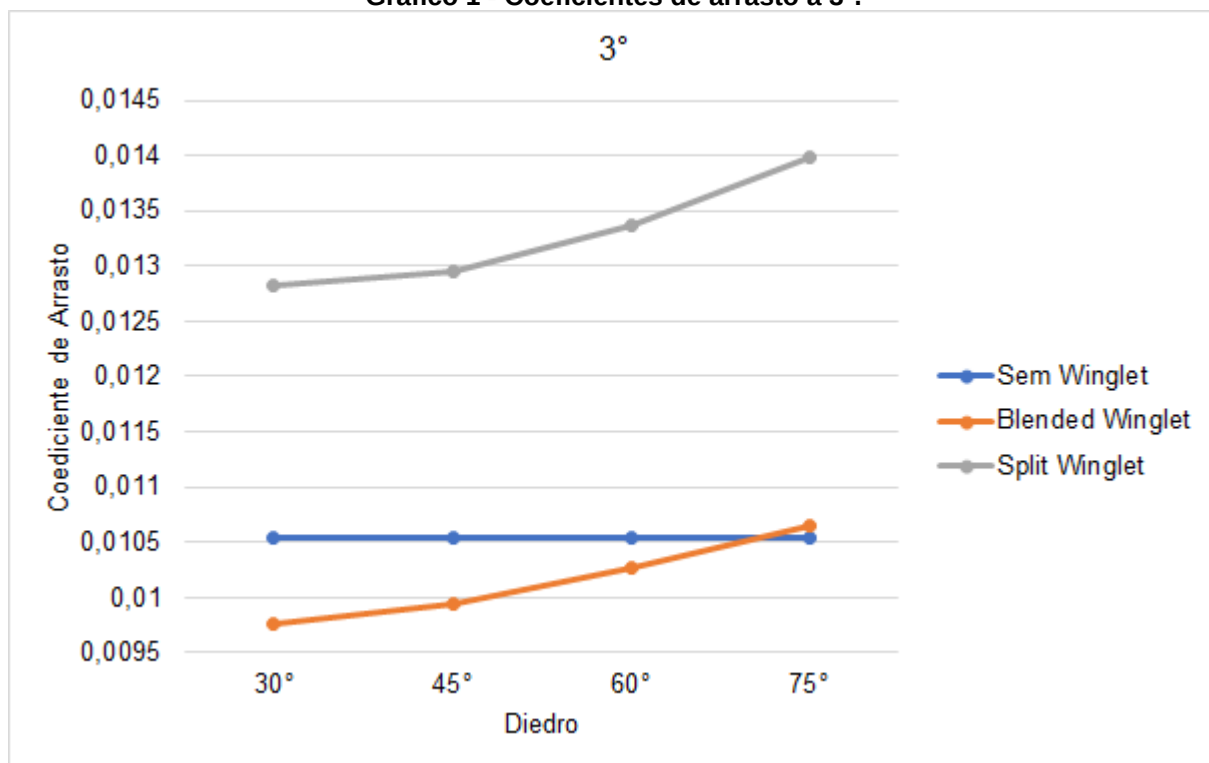
Nos gráficos de linha que serão apresentados a seguir, existem três linhas referentes as asas estudadas, e a linha da asa sem *winglet* (linha azul) aparece como uma linha reta constante em todos eles, pois ela não possui diedro. Logo a linha azul divide o gráfico em dois, deixando a análise bem intuitiva.

Para o gráfico de sustentação, quando algum ponto de uma das linhas – laranja ou cinza – fica acima da linha azul pode-se dizer que teve um melhor desempenho, pois a sustentação aumentou em relação a asa original. A mesma interpretação vale para o gráfico de razão de planeio.

Quando se analisa o gráfico de coeficiente de arrasto, a interpretação é inversa: quando algum ponto de uma das linhas – laranja ou cinza – fica abaixo da linha azul podemos dizer que teve um melhor desempenho, pois teve uma redução no arrasto em relação a asa original.

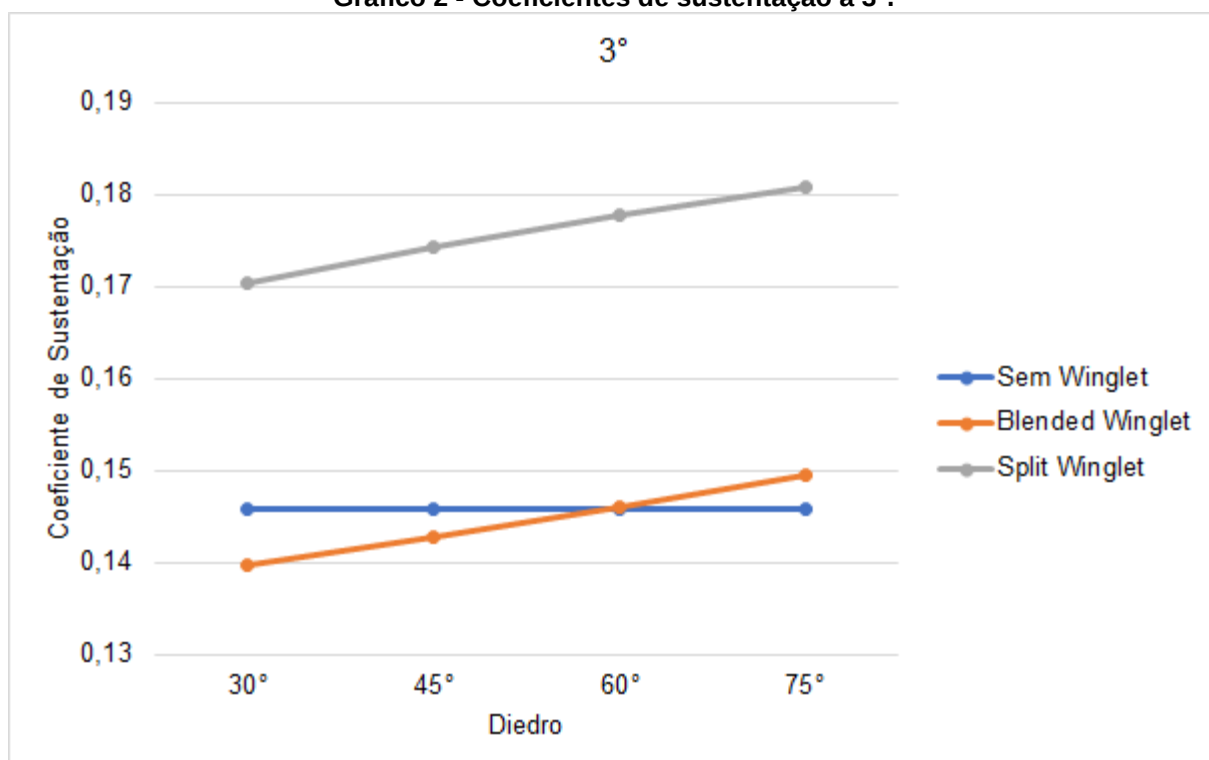
6.1.1 Ângulo de ataque de 3°

Gráfico 1 - Coeficientes de arrasto a 3°.

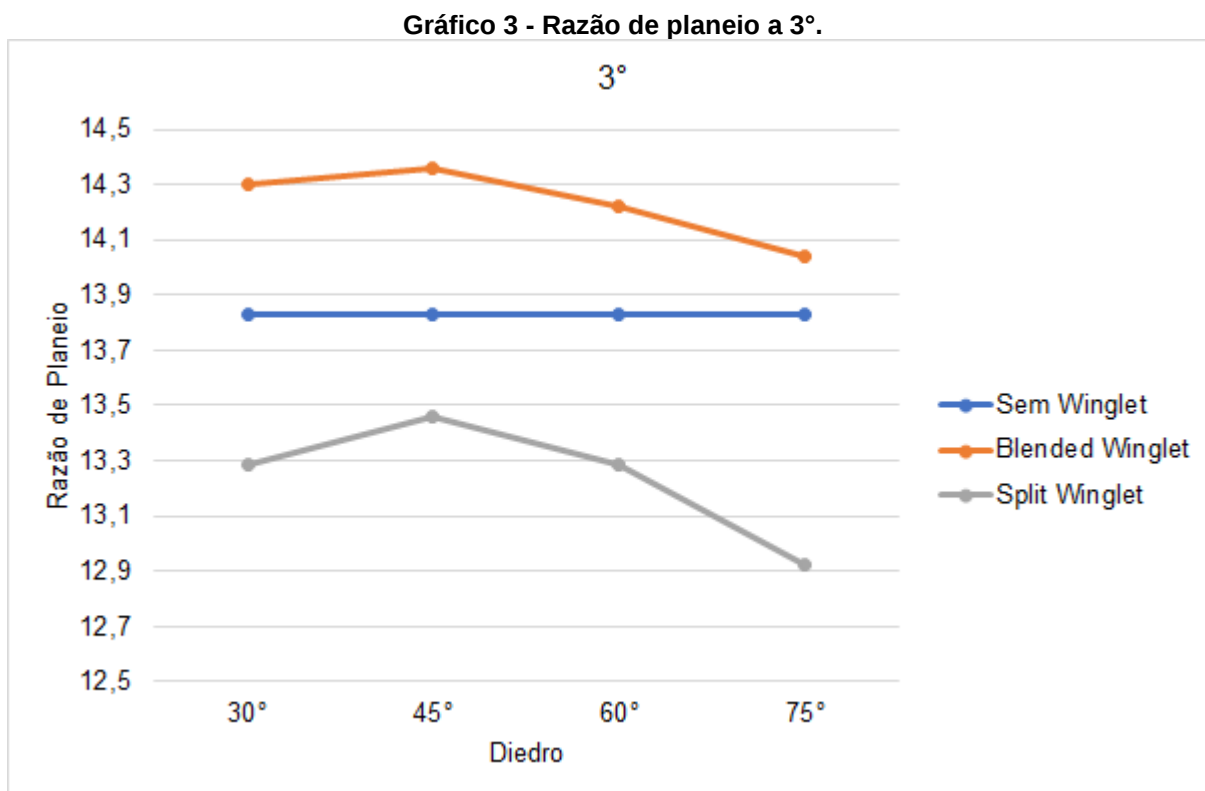


Fonte: Autoria própria (2022).

Gráfico 2 - Coeficientes de sustentação a 3°.



Fonte: Autoria própria (2022).



Fonte: Autoria própria (2022).

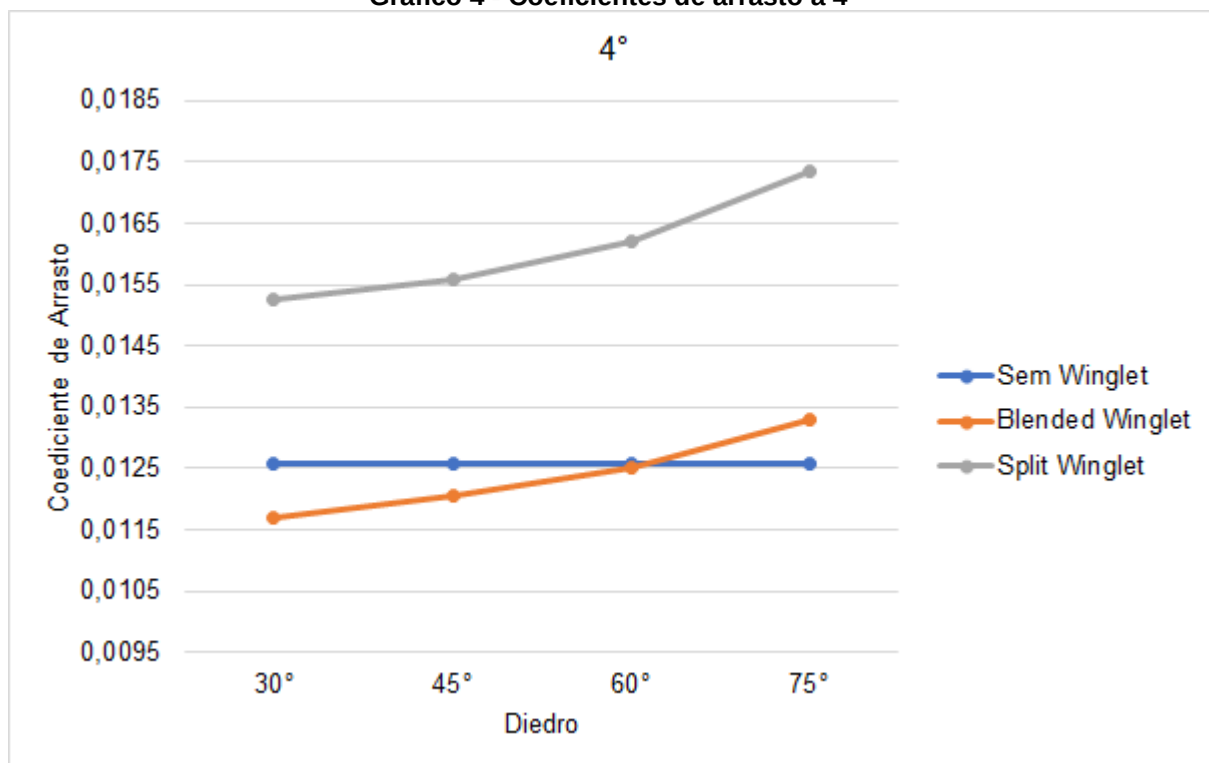
Olhando para a linha laranja (*blended winglet*) nos gráficos de sustentação e arrasto (Gráficos Gráfico 1 e Gráfico 2), pode-se ter a falsa impressão de que o diedro de 60° seja o mais eficiente, pois ele mantém a sustentação da asa padrão com menos arrasto, ou ainda o diedro de 75°, por ter um aumento da sustentação mantendo-se, quase, o mesmo arrasto.

Porém, observando o Gráfico 3 - Razão de planeio a 3°, percebe-se que o melhor diedro é de 45° com a maior eficiência aerodinâmica. Já o *split winglet* também teve o seu melhor desempenho com o diedro de 45°, porém abaixo do desempenho da asa original, pelo fato de que o aumento no arrasto foi maior que o ganho na sustentação.

Tendo os valores da razão de planeio a um ângulo de ataque de 3° – disponíveis nas Tabela 5, Tabela 11 e Tabela 12 – com o diedro de 45°, que foi o melhor, nesse caso, para as duas asas, tem-se que o *blended winglet* foi 4% mais eficiente que a asa original e 6% mais eficiente que o *split winglet*. O *split winglet* teve uma eficiência de 97% da eficiência da asa original.

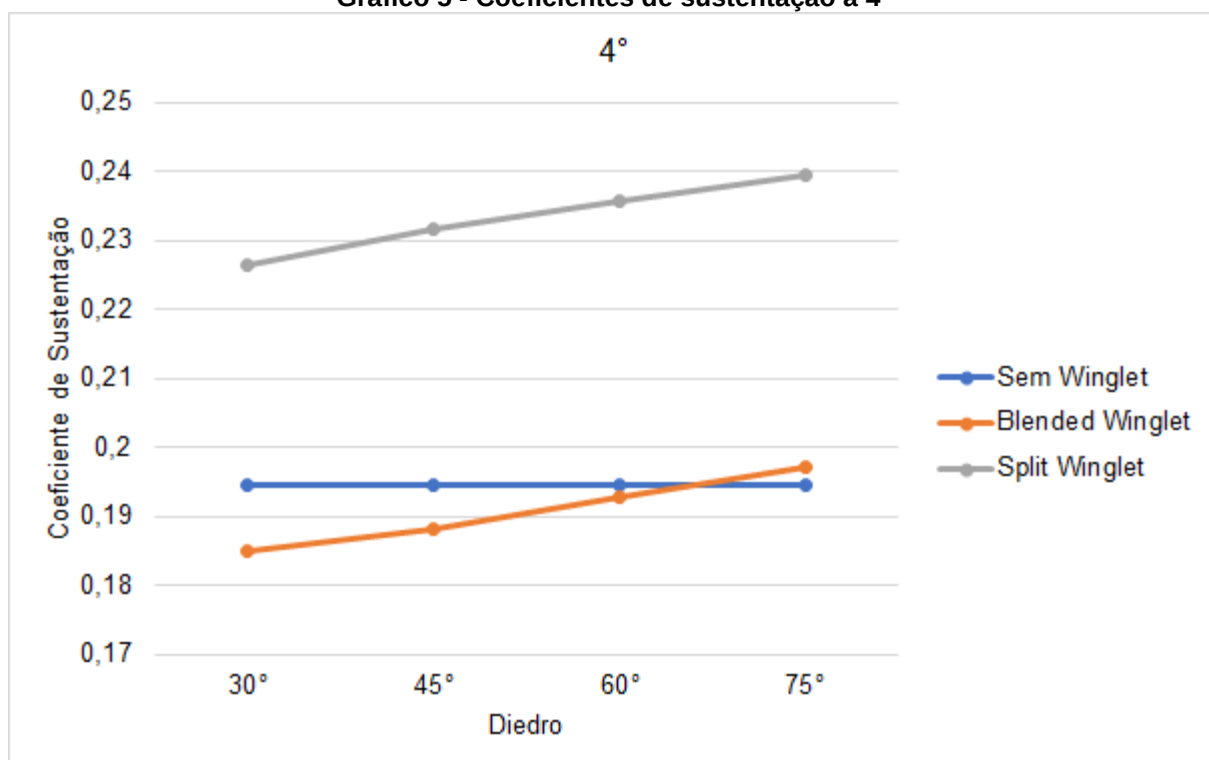
6.1.2 Ângulo de ataque de 4°

Gráfico 4 - Coeficientes de arrasto a 4°

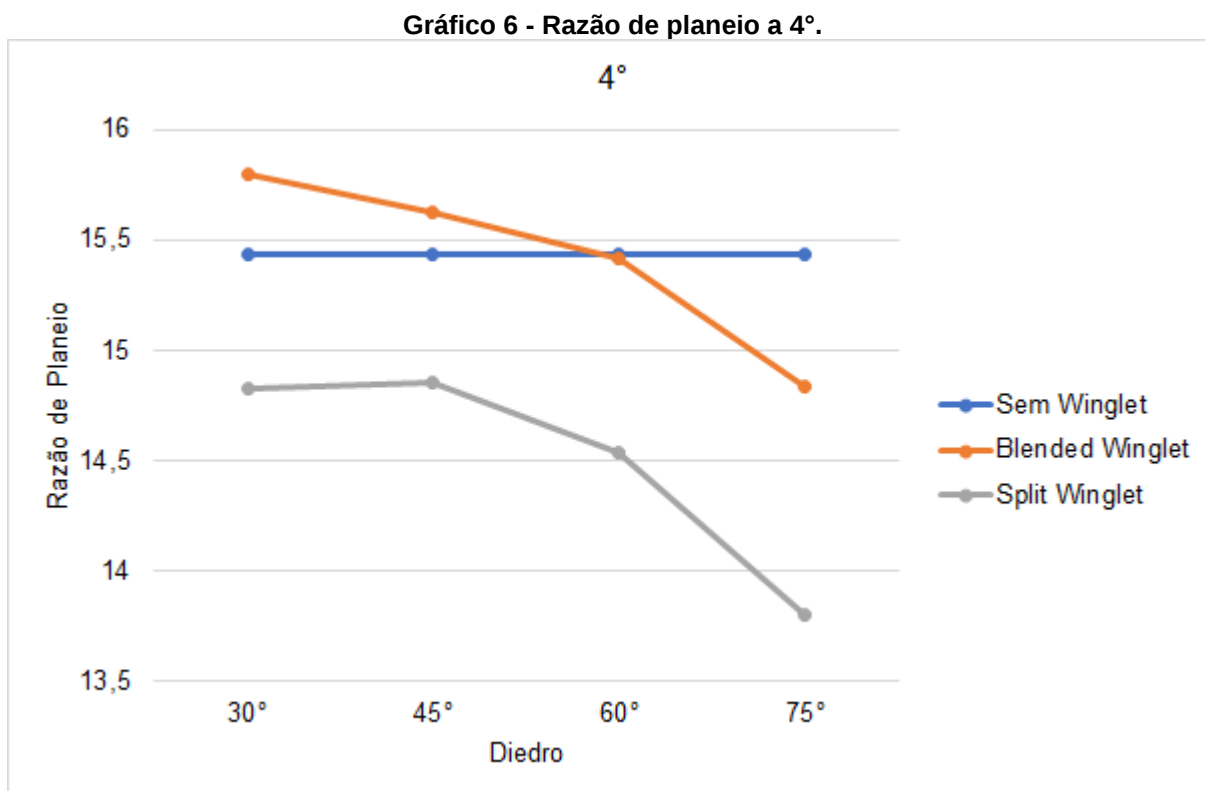


Fonte: Autoria própria (2022).

Gráfico 5 - Coeficientes de sustentação a 4°



Fonte: Autoria própria (2022).



Fonte: Autoria própria (2022).

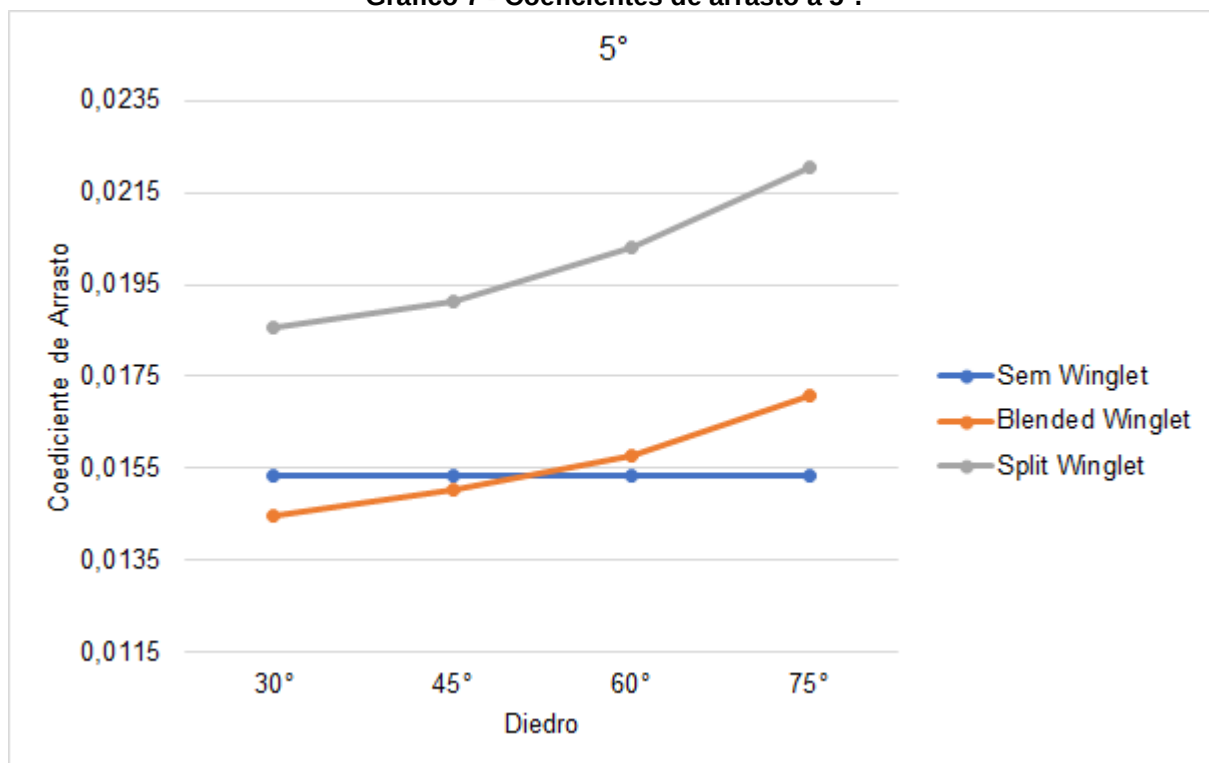
Conforme aumenta-se o ângulo de ataque, também se aumenta os coeficientes, tanto de sustentação, quanto o de arrasto. Como os coeficientes aumentam, a razão de planeio também aumenta.

Apesar do comportamento das duas asas terem se mantido – o desenho formado nos Gráfico 4 e Gráfico 5 é o mesmo que o formado com AoA de 3° – percebe-se que a eficiência da asa com *blended winglet* diminuiu, uma vez que agora a linha laranja cruzou a linha azul no Gráfico 6. Ela ainda é a mais eficiente, porém agora para o diedro de 30°. Observa-se nesse ponto que ambos os coeficientes diminuíram em relação a asa original, mas quando se analisa a razão de planeio nota-se uma melhora de 2% no voo.

A asa com *split winglet* no seu melhor diedro, que foi 45°, teve uma eficiência de 96% da asa original e de 95% quando comparada com a *blended*.

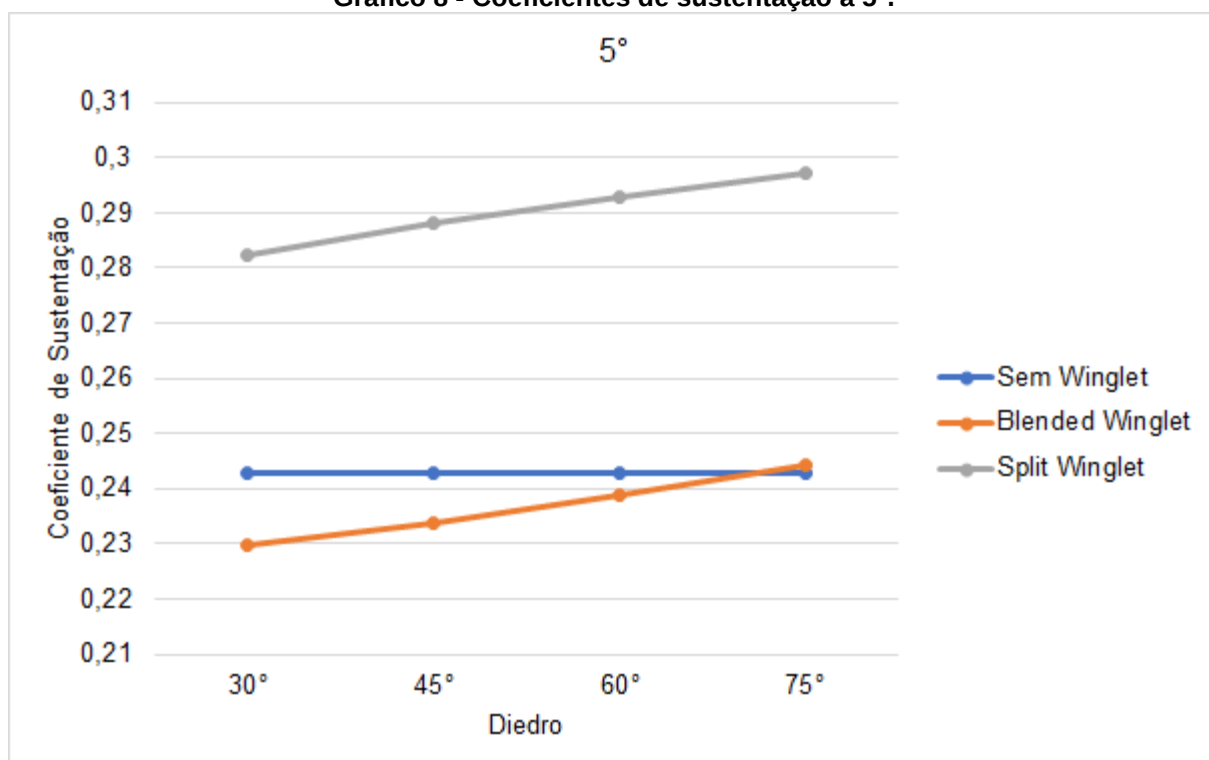
6.1.3 Ângulo de ataque de 5°

Gráfico 7 - Coeficientes de arrasto a 5°.

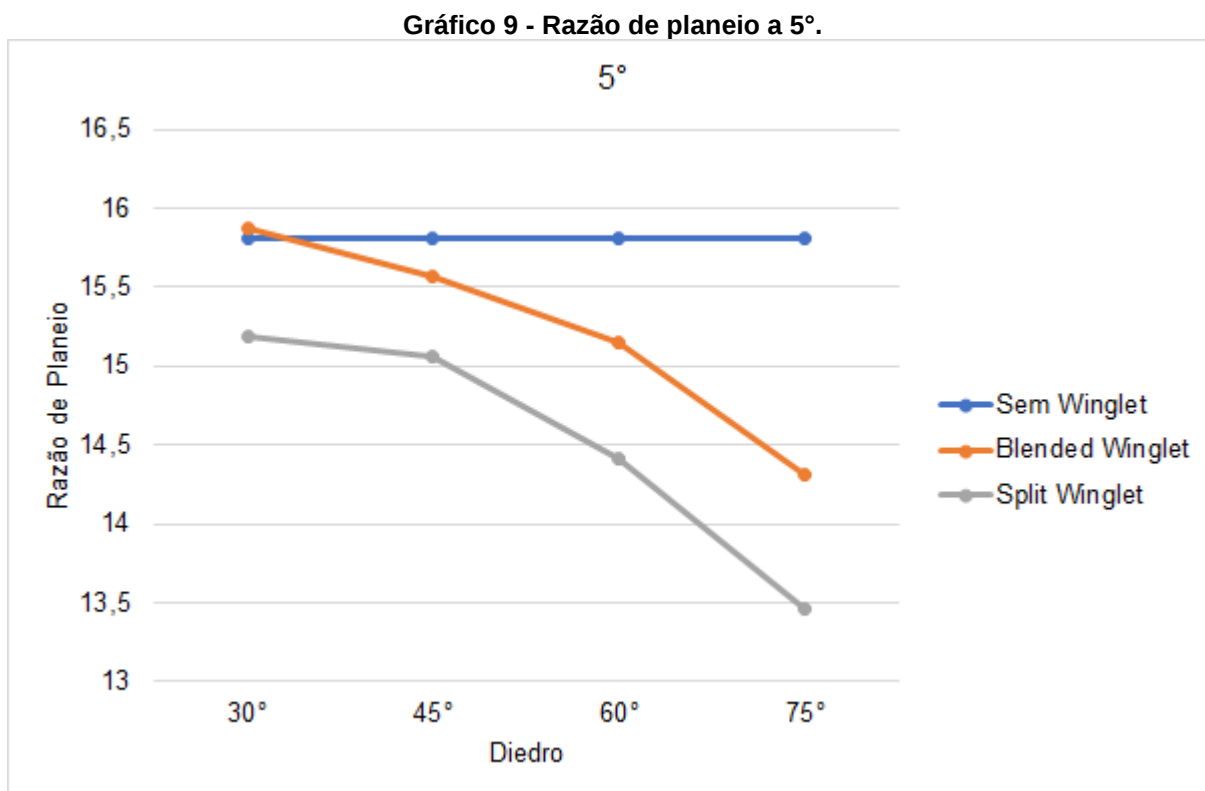


Fonte: Autoria própria (2022).

Gráfico 8 - Coeficientes de sustentação a 5°.



Fonte: Autoria própria (2022).



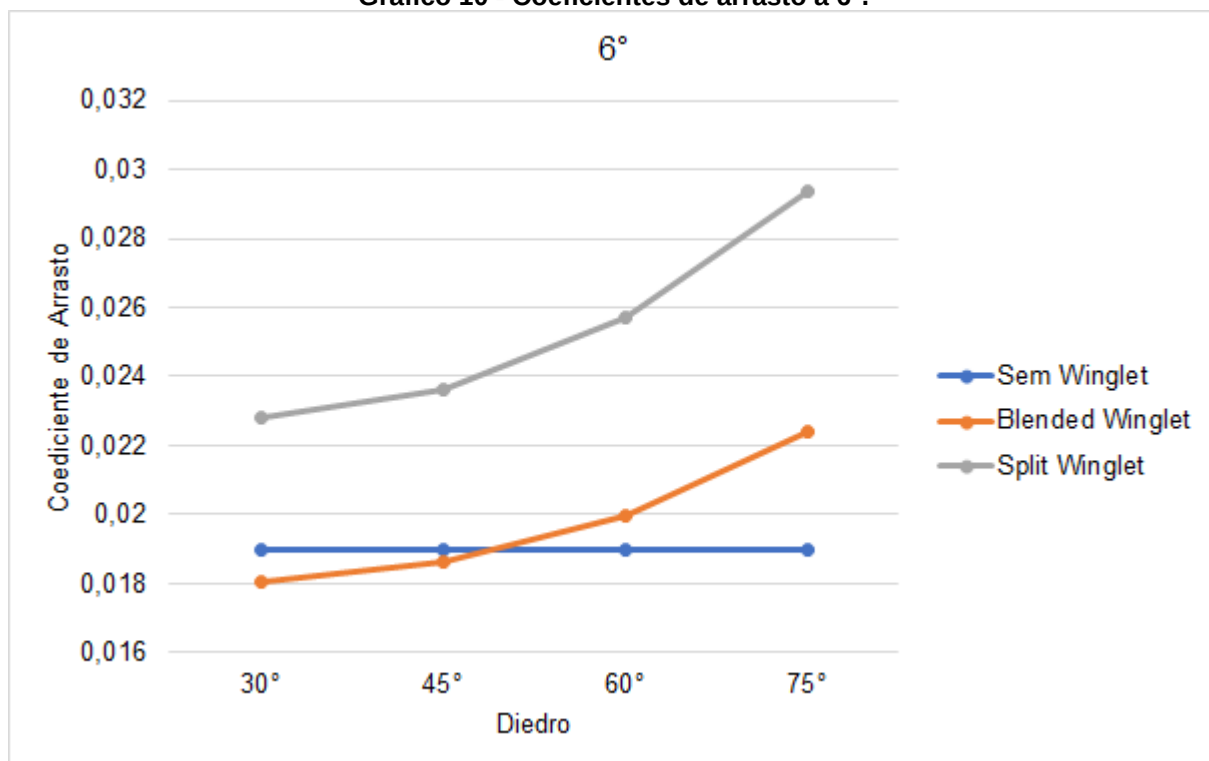
Fonte: Autoria própria (2022).

A partir do ângulo de ataque de 5°, a eficiência do *blended winglet* cai bastante (Gráfico 9), comparado a asa original. Agora tem-se somente o primeiro diedro (30°) acima da linha azul com um aumento de apenas 0,4% na razão de planeio.

Por outro lado, é interessante notar que a eficiência entre o *blended* e o *split* se aproximaram. Nos ângulos de ataque analisados anteriormente, a distância entre as linhas cinza e laranja no gráfico de razão de planeio chegaram a 8%, agora é de, aproximadamente, 3% para o diedro de 45°.

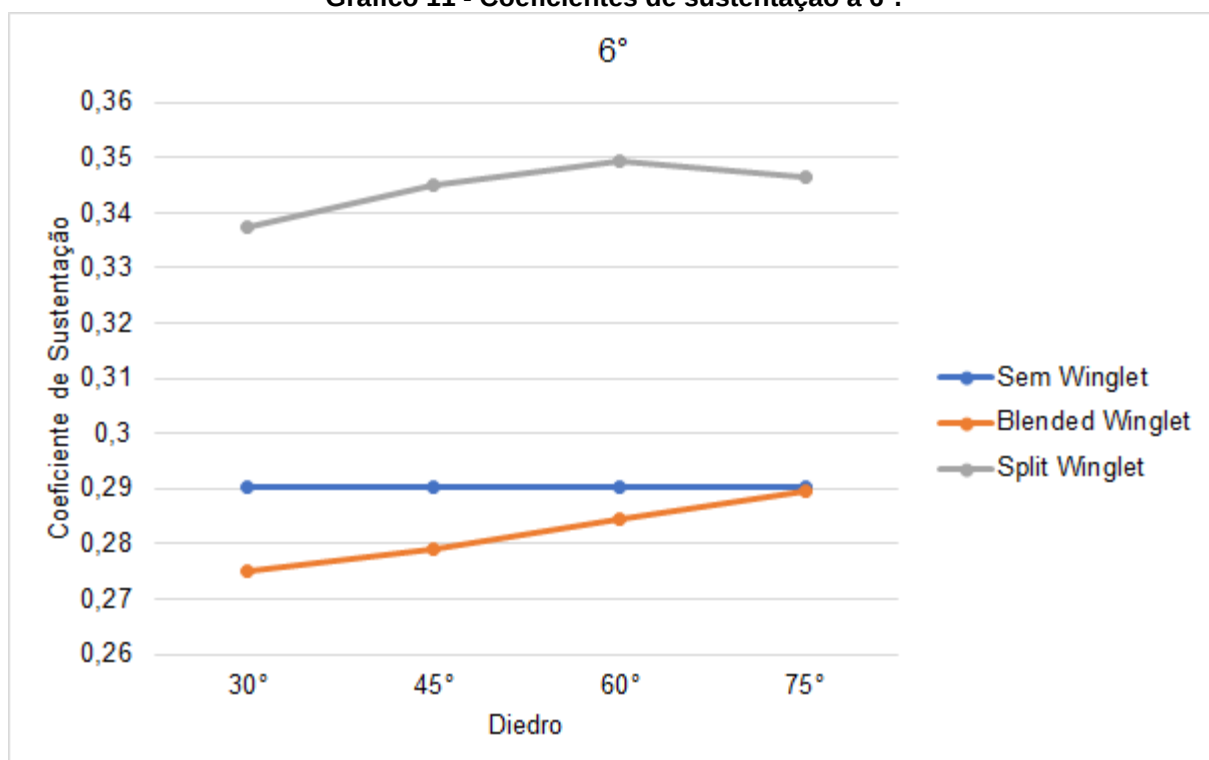
6.1.4 Ângulo de ataque de 6°

Gráfico 10 - Coeficientes de arrasto a 6°.



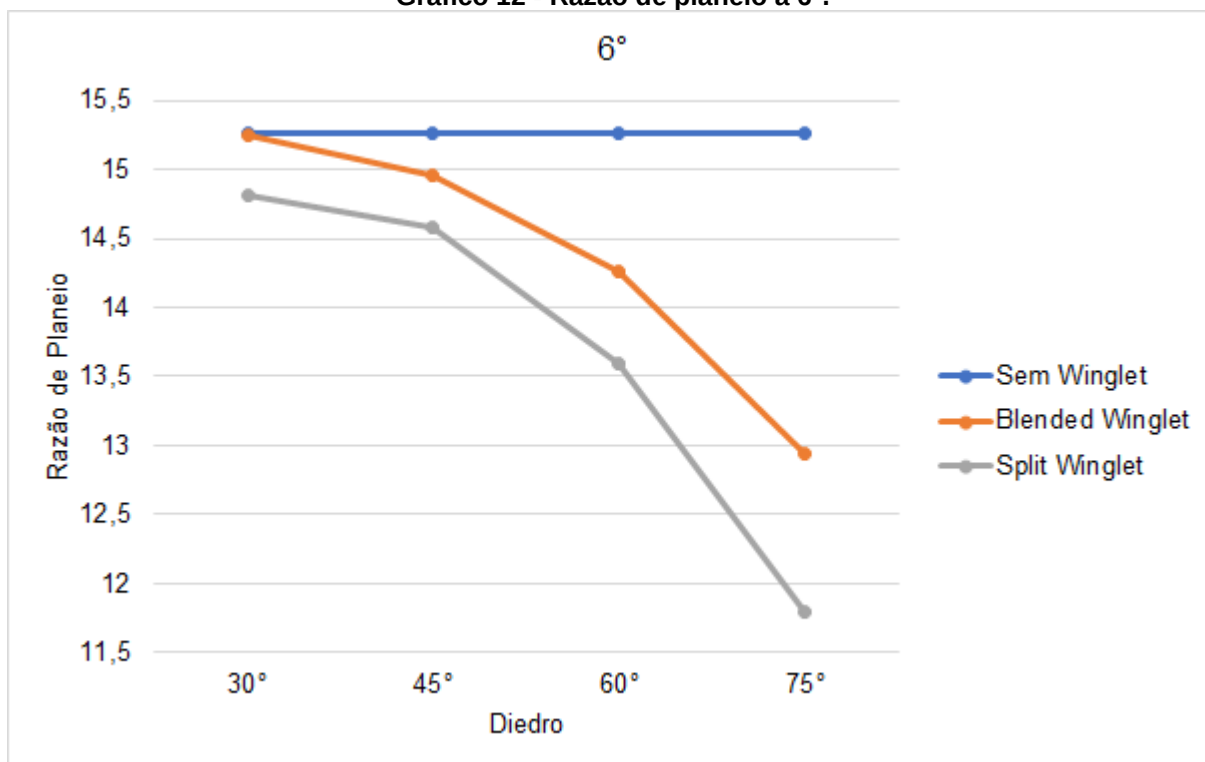
Fonte: Autoria própria (2022).

Gráfico 11 - Coeficientes de sustentação a 6°.



Fonte: Autoria própria (2022).

Gráfico 12 - Razão de planeio a 6°.



Fonte: Autoria própria (2022).

Aqui, a tendência de queda da razão de planeio continua (Gráfico 12). Nenhuma das asas performou melhor que a asa original. O diedro de 30°, tem um rendimento 99% da razão de planeio da asa original para *blended winglet* e um rendimento de 97% da razão de planeio da asa original para *split winglet*.

A diferença de razão de planeio entre o *blended* e o *split* no diedro de 45° caiu para 2%.

Pode-se concluir que os *winglets* não se comportaram da maneira esperada – diminuir o arrasto – e que em todos os ângulos de ataque analisados, os diedros de 60° e 75° tiveram o pior desempenho.

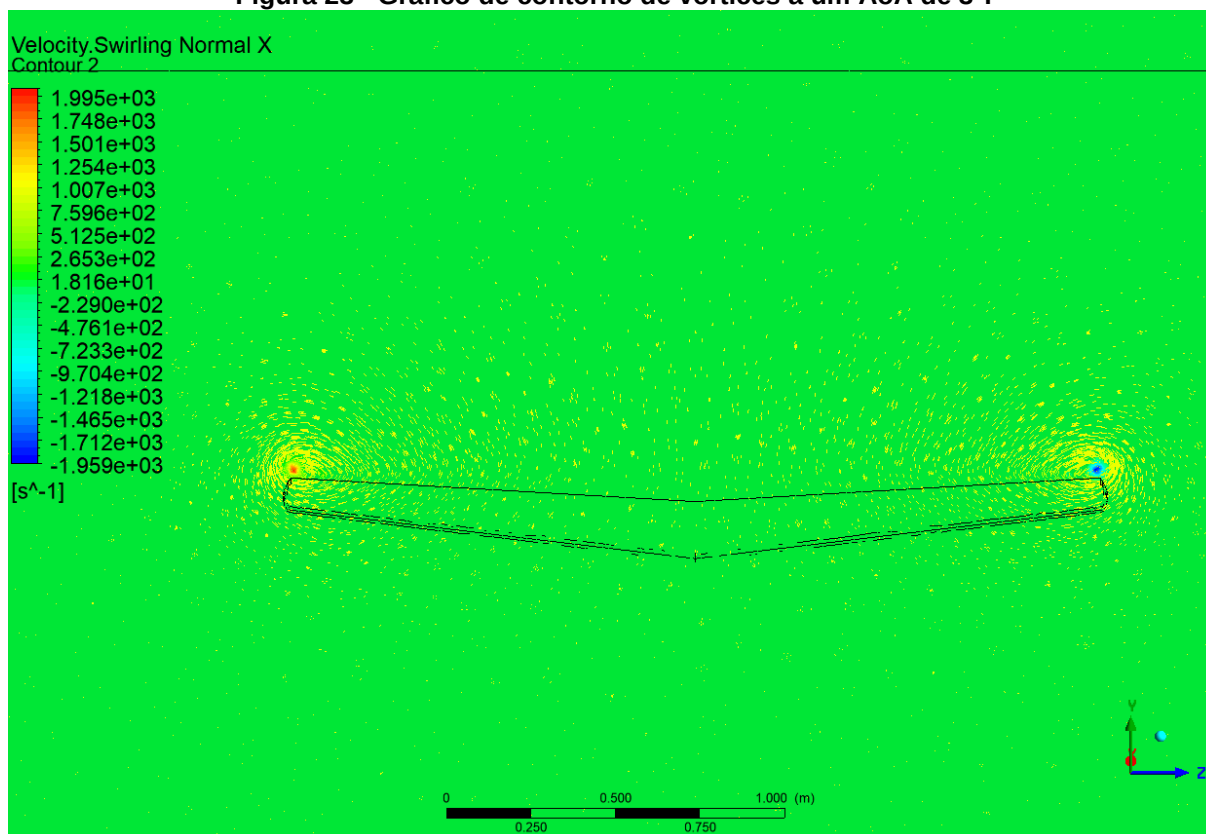
6.2 Resultados de vorticidade

Junto com os coeficientes, calculou-se também a força dos vórtices gerados por cada *winglet*, pois ele, além de impactar no arrasto, também influencia na geração de vórtices. Portanto, a expectativa é que os *winglets* diminuam esse valor.

Com o intuito de facilitar a comparação dos vórtices das asas, decidiu-se extrair os valores dos gráficos de contorno dos vórtices para uma tabela. A Figura 23 exibe o mapa de contorno de vórtices da asa original para um AoA de 3° . O restante dos gráficos está disponível para visualização no

Apêndice D – Gráfico de contorno dos vórtices.

Figura 23 - Gráfico de contorno de vórtices a um AoA de 3° .



Fonte: Autoria própria (2022).

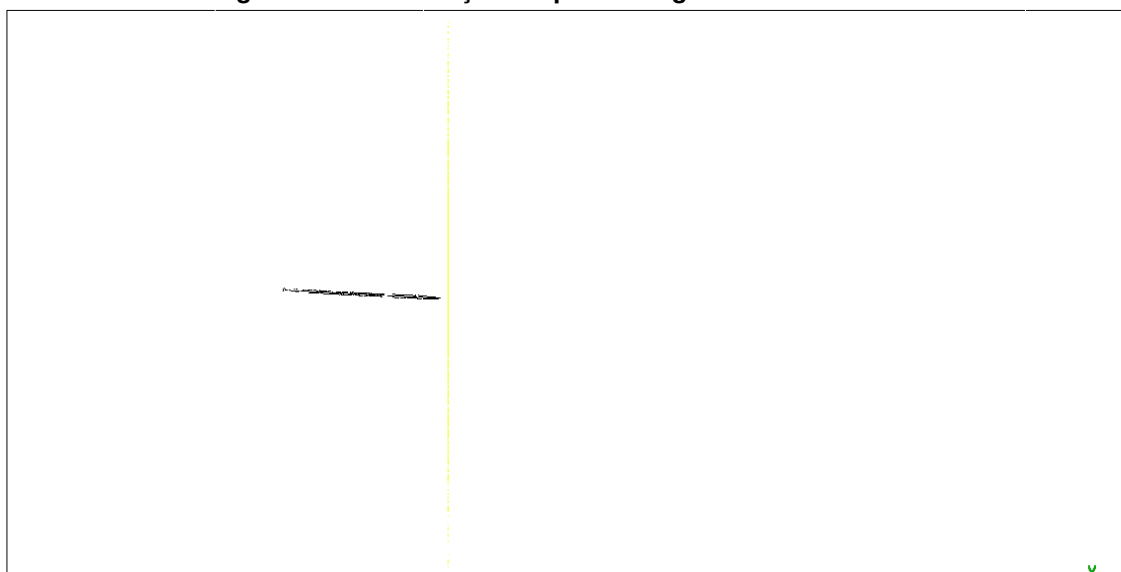
Os contornos vermelho e azul tem valores diferentes, porém próximos. Optou-se, então, exibir o maior valor em módulo da escala do mapa, uma vez que o sinal é simplesmente a orientação do vetor que indica para que sentido o vórtice está girando,

podendo ser confirmado com a “Regra da mão direita” ao usar como referência o eixo X da modelagem, que é positivo “para dentro da tela”.

Os valores do gráfico de contorno podem ser interpretados como a força do vórtice saindo da asa.

Como a esteira pode permanecer por quilômetros, optou-se por medir a força dos vórtices logo após o bordo de fuga da asa. A linha amarela na Figura 24 mostra a localização do plano onde é feito o gráfico de contorno.

Figura 24 - Localização do plano do gráfico de contorno.



Fonte: Autoria própria (2022).

A

Tabela 6 contém os valores da força dos vórtices das três asas: sem *winglet*, *blended winglet* e *split winglet*.

É perceptível na tabela abaixo que em todos os casos, ambos os *winglets* cumpriram sua função de diminuir a força dos vórtices. O *split winglet* gerou vórtices mais fracos e apresenta uma tendência decrescente na força dos vórtices conforme o diedro aumenta, que no caso do *blended winglet* não fica tão evidente.

Embora o *split winglet* tenha uma vorticidade menor, como já visto no Tópico 6.1, a eficiência aerodinâmica dele também é baixa. Portanto, quando considerado os pontos que o *winglet* visa melhorar, o *blended winglet* teve o melhor desempenho nesse trabalho.

Tabela 6 - Força dos vórtices gerados pelas asas.

Ângulo de ataque	Sem <i>winglet</i>	Diedro	<i>Blended winglet</i>	<i>Split winglet</i>
3°	1995	30°	1789	1747
3°	1995	45°	1779	1398
3°	1995	60°	1518	1153
3°	1995	75°	1521	1319
4°	2456	30°	2093	1965
4°	2456	45°	2117	1750
4°	2456	60°	1939	1509
4°	2456	75°	1884	1366
5°	2838	30°	2534	2125
5°	2838	45°	2365	1918
5°	2838	60°	2069	1736
5°	2838	75°	1927	1532
6°	3428	30°	2798	2468
6°	3428	45°	2840	2239
6°	3428	60°	2344	1911
6°	3428	75°	1956	1802

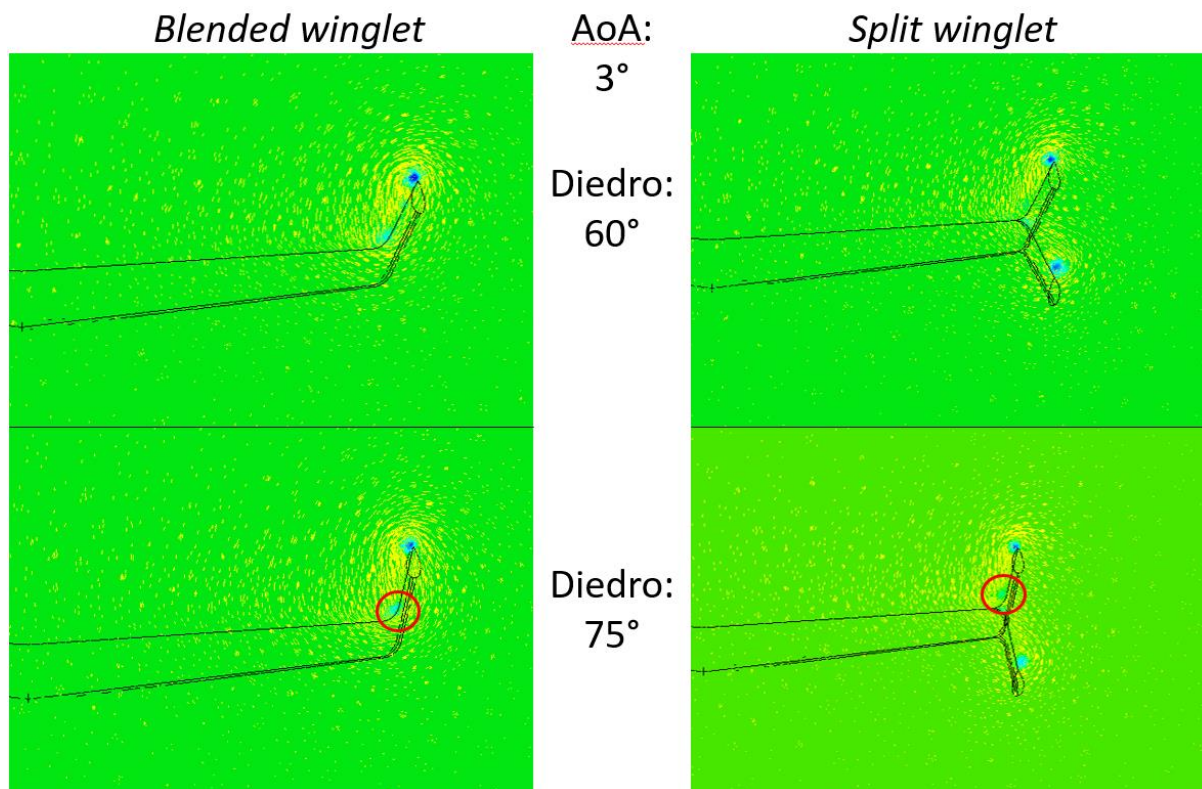
Fonte: Autoria própria (2022).

Ainda, mesmo a parte dos Resultados dos coeficientes de sustentação e arrasto não terem sido o esperado, os Resultados de vorticidade, apesar de tudo, atenderam a expectativa.

Um ponto que chama atenção para uma análise mais aprofundando é a mudança do diedro de 60° para 75° no ângulo de ataque de 3°. Nos dois tipos de *winglet* ele teve um aumento na força. Olhando para cada gráfico de contorno dessas asas observa-se que a partir do diedro de 60° começa se formar um leve e pequeno vórtice que passa a ser mais evidente no diedro de 75°. A Figura 25 exemplifica essa situação.

Por conta disso, resolveu-se verificar os outros ângulos de ataque com diedro de 75° e foi observada a mesma formação. A Figura 26 mostra as mesmas ocorrências de vórtices se formando na transição entre a asa e *winglet*.

Figura 25 - Formação de um novo vórtice no diedro de 75° a um ângulo de ataque de 3°.



Fonte: Autoria própria (2022).

Por mais que nesse diedro a força do vórtice seja menor – chegando a ser somente 57% e 53% da força da asa original no ângulo de ataque de 6° para o *blended* e o *split*, respectivamente – a formação de um novo vórtice não é um bom sinal visto que eles representam uma perda de energia.

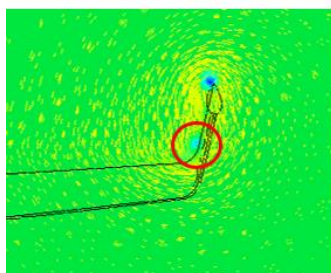
Unindo isso ao fato de que todos os coeficientes para o esse mesmo diedro não tiveram uma boa eficiência, o diedro de 75° pode ser considerado o pior dentre eles.

Figura 26 - Formação de um novo vórtice nos diedros de 75°.

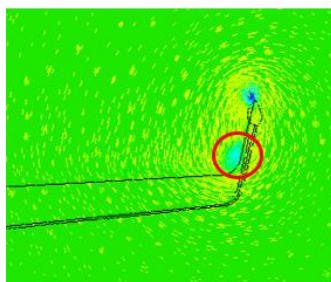
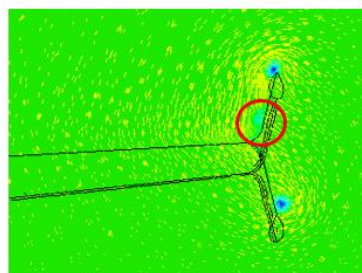
Blended winglet

Diedro: 75°

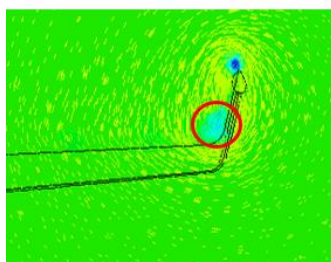
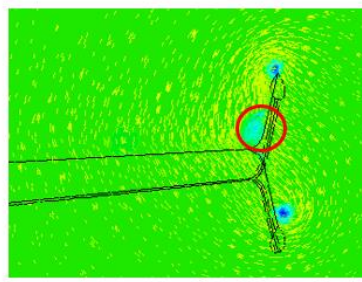
Split winglet



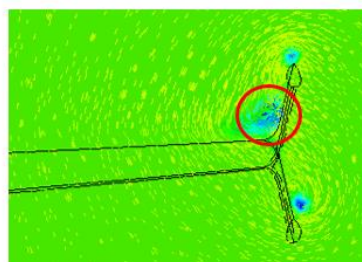
AoA:
4°



AoA:
5°



AoA:
6°



Fonte: Autoria própria (2022).

7 BLENDED WINGLET COM ÂNGULO DE ENFLECHAMENTO

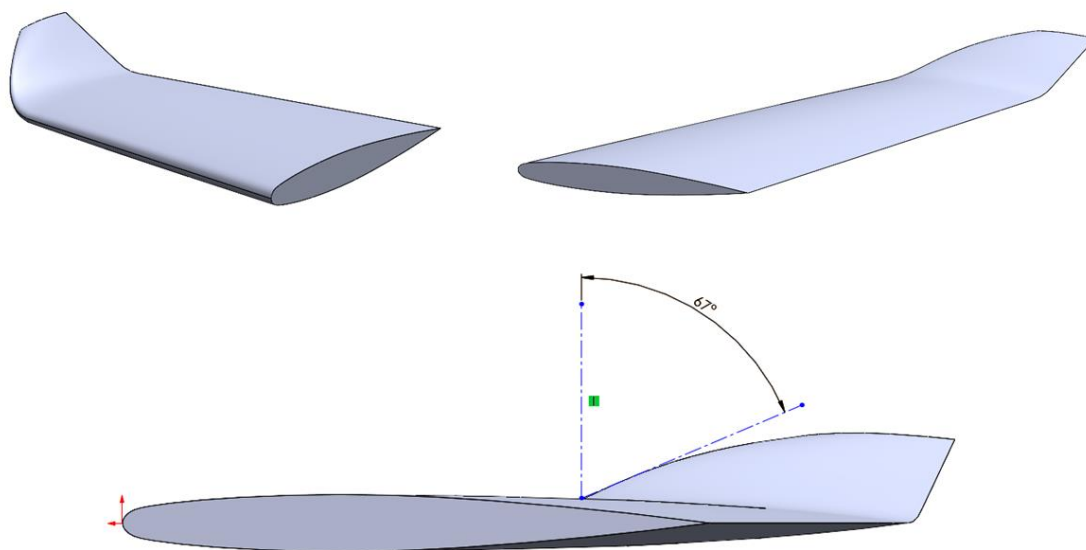
Como os resultados dos coeficientes dos *winglets* não se comportaram da maneira desejada, decidiu-se por se fazer uma simulação adicional considerando outras partes da geometria do *winglet* que não foram consideradas, a fim de verificar se a consideração de mais ângulos na geometria impactaria nos resultados obtidos até agora.

Nesse caso, foi incluído o ângulo de enflechamento ao *blended winglet* já modelado. Essa decisão foi tomada tendo em vista que o ângulo de enflechamento diminuiria um pouco a área molhada da asa – que é a área em contato com o fluido – e então haveria uma diminuição no coeficiente de arrasto.

O ângulo de enflechamento foi feito pensando mais na harmonia da asa, portanto não havia um valor pré estabelecido para a construção. Ainda, só foi possível construir os diedros de 30° e 45°. Apesar desse fato dificultar a identificação de uma tendência, a comparação contra as outras asas não será afetada visto que, em todos os ângulos de ataque (exceto o primeiro), os diedros de 60° e 75° tiveram resultados menores que o da asa original.

A Figura 27 mostra o resultado da modelagem da nova asa e o ângulo de enflechamento formado.

Figura 27 - *Blended winglet* enflechado com diedro de 30°.



Fonte: Autoria própria (2022).

A figura do *winglet* enflechado com diedro de 45° está no

Apêndice E – *Imagem* da asa com *winglet* enflechado.

Os resultados da nova simulação são mostrados na Tabela 7.

Tabela 7 - Resultados das simulações da asa com *blended winglet* enflechado.

AoA	Diedro	Drag Coef	Lift Coef
3°	30°	0,009148001	0,13807963
3°	45°	0,009405138	0,13969221
4°	30°	0,011158802	0,18351441
4°	45°	0,011431615	0,18514195
5°	30°	0,013806345	0,22896841
5°	45°	0,014056061	0,23057911

Fonte: Autoria própria (2022).

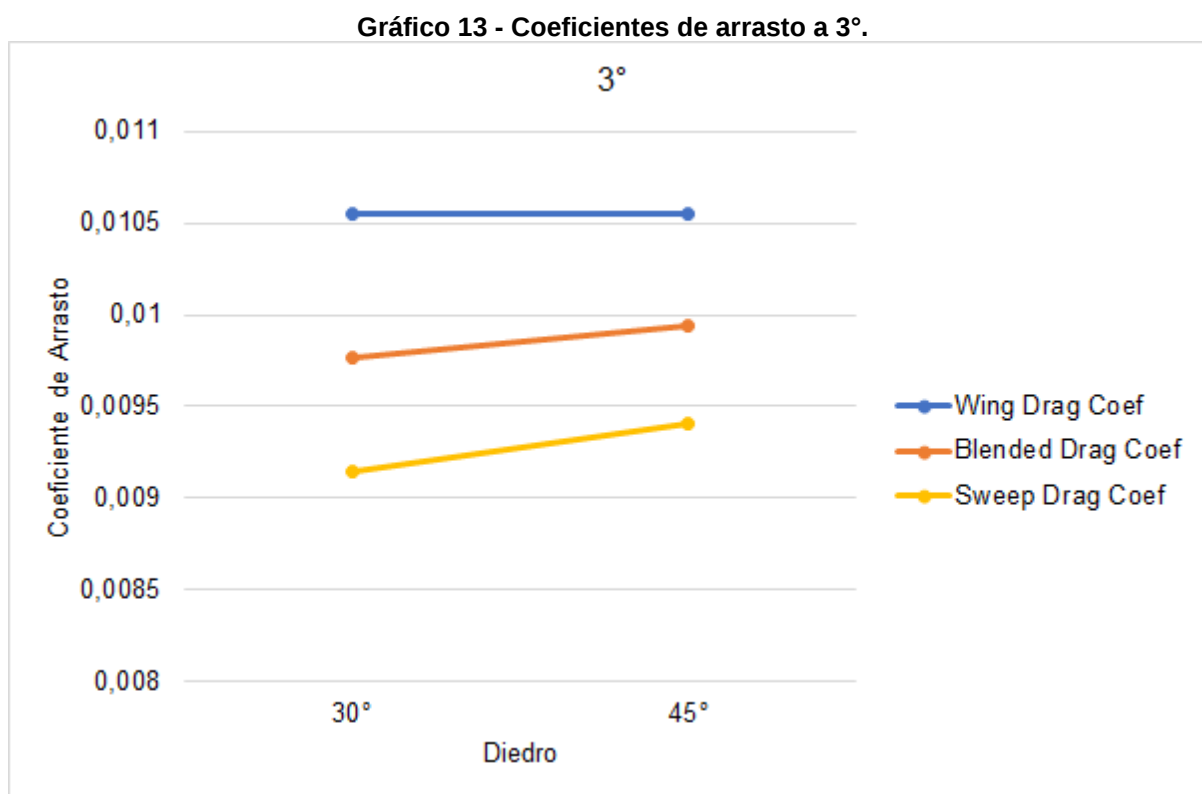
Esses resultados são comparados com os resultados da asa original e com o da primeira asa com *blended winglet* da mesma maneira feita na Seção 6.1 - Resultados dos coeficientes de sustentação e arrasto.

7.1 Resultados dos coeficientes de arrasto e sustentação e razão de planeio

Novamente, tem-se os mesmos gráficos de linhas, mantendo-se a cor azul para a asa original e a cor laranja para a asa com *blended winglet*. A asa com o *blended winglet* enflechado é representada pela linha de cor amarela.

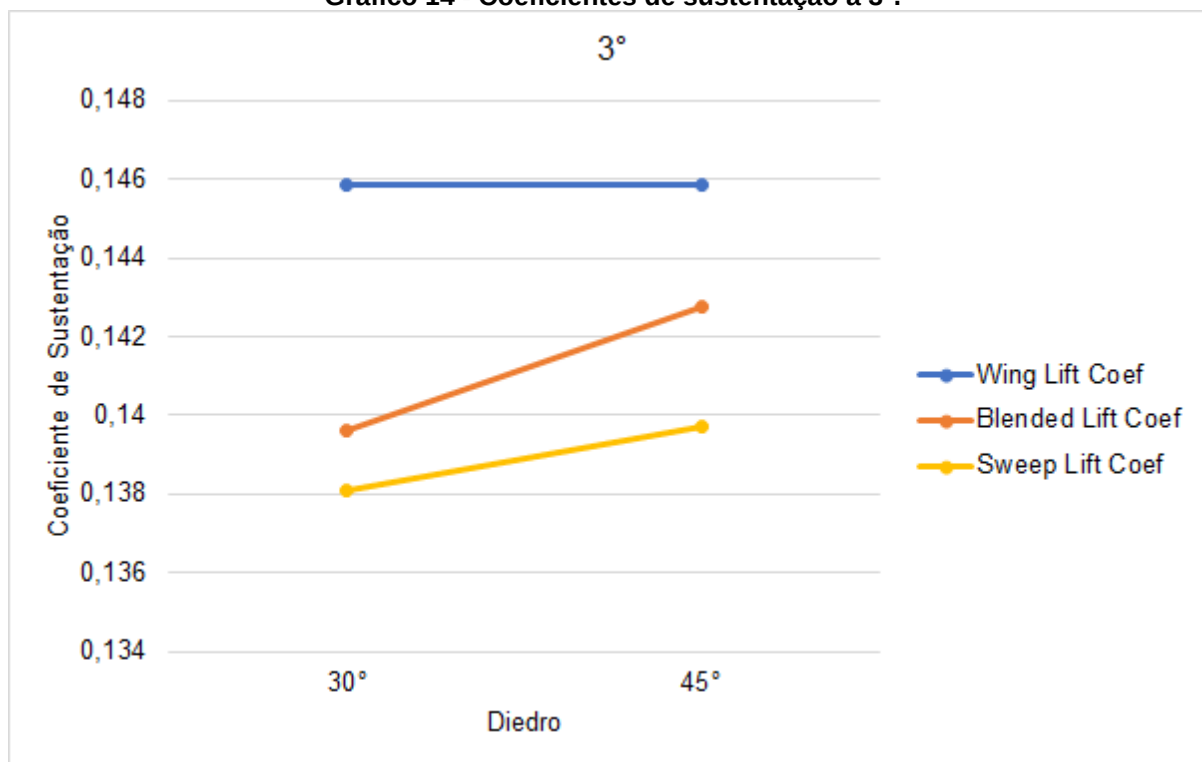
A análise dos gráficos e interpretação das linhas segue a mesma já feita anteriormente.

7.1.1 Ângulo de ataque de 3°



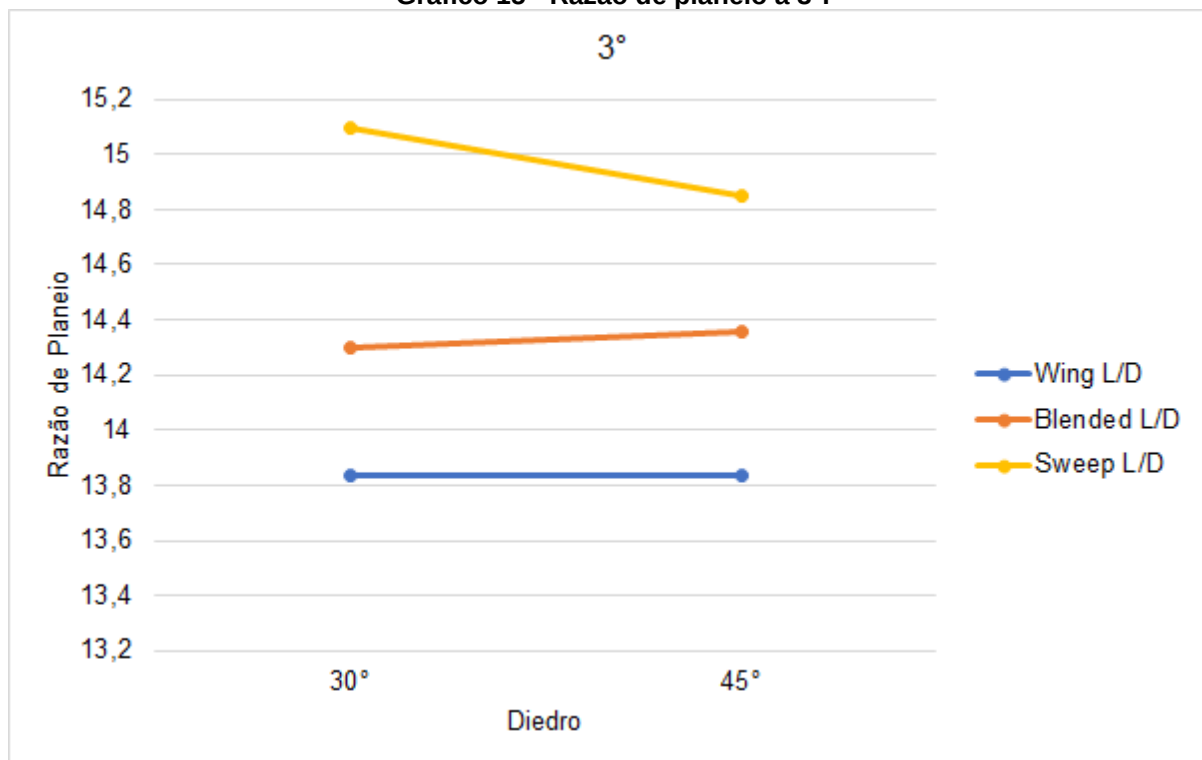
Fonte: Autoria própria (2022).

Gráfico 14 - Coeficientes de sustentação a 3°.



Fonte: Autoria própria (2022).

Gráfico 15 - Razão de planeio a 3°.



Fonte: Autoria própria (2022).

É curioso notar que o *winglet* enflechado obteve os menores coeficientes de sustentação (Gráfico 14) e, de imediato, se fosse o único ponto a ser analisado, a conclusão seria de que o enflechamento piorou mais ainda o resultado dos *winglets*. Porém, ele também teve os menores coeficientes de arrasto (Gráfico 13).

Proporcionalmente, a diminuição do arrasto foi maior que a diminuição da sustentação, e isso resultou em uma razão de planeio maior (Gráfico 15).

Na prática, a razão de planeio do *winglet* enflechado foi maior do que os de todas as asas. Considerando o diedro de 30° , que foi o mais eficiente, mesmo o coeficiente de sustentação sendo em torno de 1% menor que a sustentação do *blended winglet*, a diferença entre os respectivos coeficientes de arrasto foi aproximadamente 6%. Consequentemente, a razão de planeio foi melhor, com uma eficiência 5,5% maior.

Já em relação a asa sem *winglet*, o coeficiente de arrasto foi 13,2% menor e a razão de planeio 9,1% maior.

O comportamento do *winglet* enflechado com ângulo de ataque de 4° foi semelhante ao ângulo de ataque anterior. A diferença dessa vez é que ambas as linhas (amarela e laranja) do Gráfico 18 agora apontam para a mesma direção.

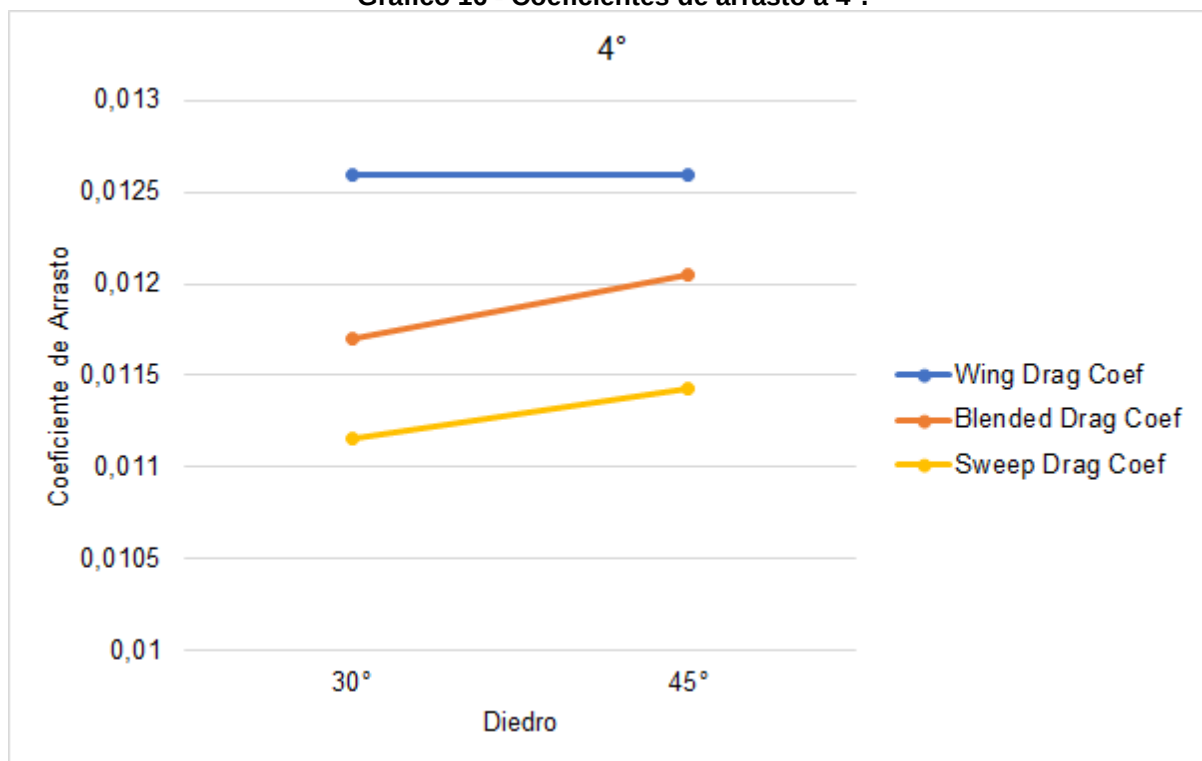
A razão de planeio do *winglet* enflechado com diedro de 30° foi 4,1% maior que do a do *blended winglet* e 6,5% maior do que a da asa sem *winglet*.

O arrasto (Gráfico 16) do *winglet* enflechado em 30° de diedro é 4,7% menor que o arrasto do *blended winglet* e 11,4% menor que o arrasto da asa original. Para o diedro de 45° tem-se uma diferença de 9,2% e 5,1%, respectivamente.

Este é o ângulo de ataque para o qual o *blended winglet* piorou bastante. A linha laranja cruza quase que por inteira a linha azul no gráfico de razão de planeio (Gráfico 21), enquanto a linha amarela está bem acima delas. A partir desse ângulo de ataque, formamos a convicção de que, de fato, o enflechamento faz diferença na asa.

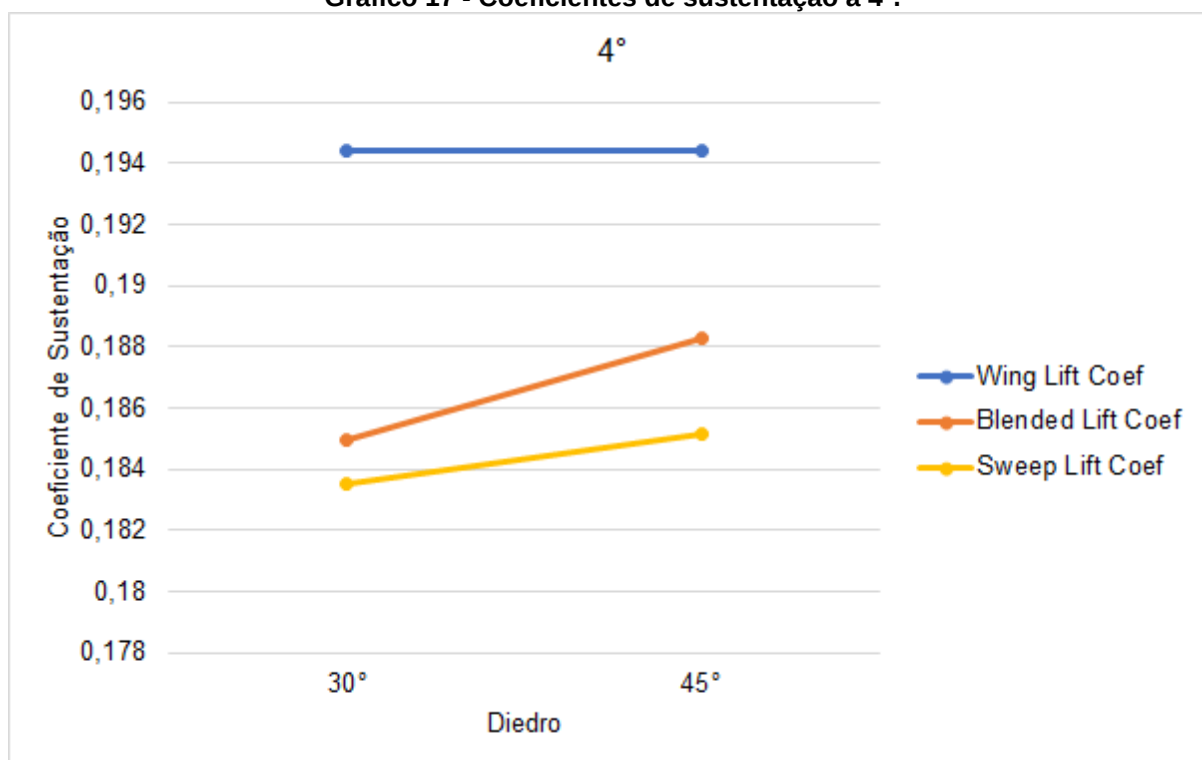
7.1.2 Ângulo de ataque de 4°

Gráfico 16 - Coeficientes de arrasto a 4°.



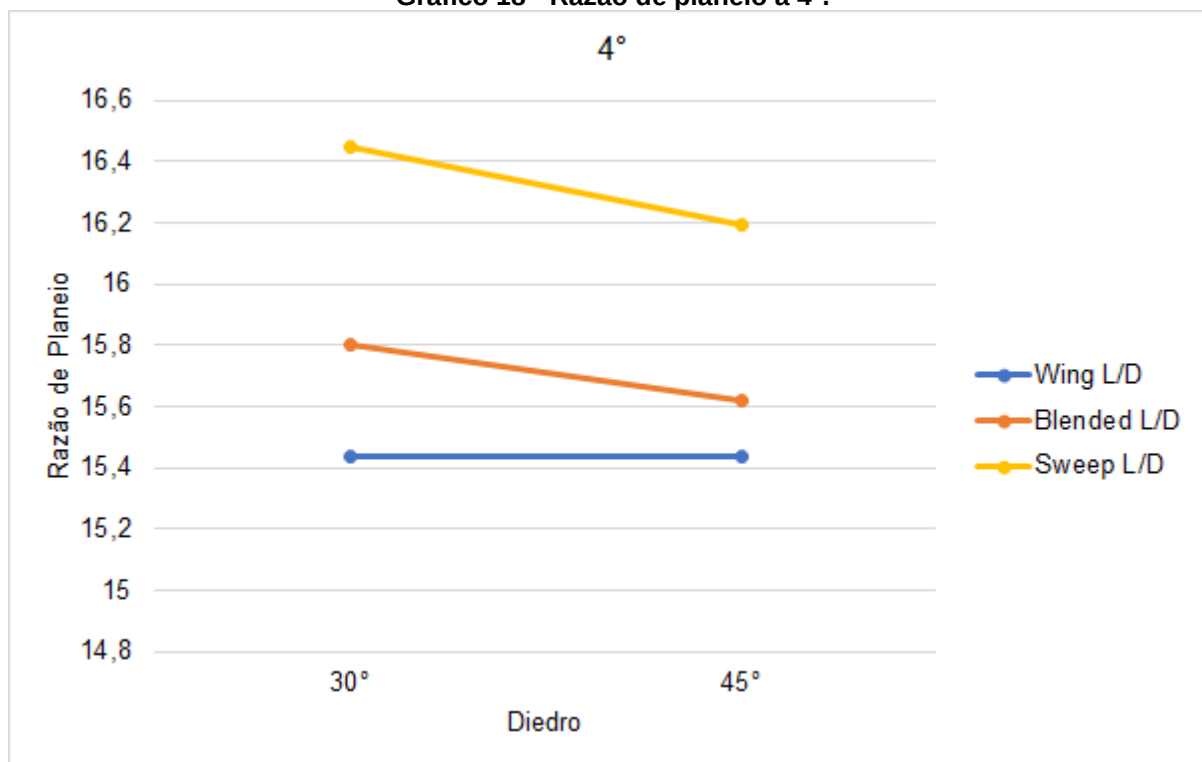
Fonte: Autoria própria (2022).

Gráfico 17 - Coeficientes de sustentação a 4°.



Fonte: Autoria própria (2022).

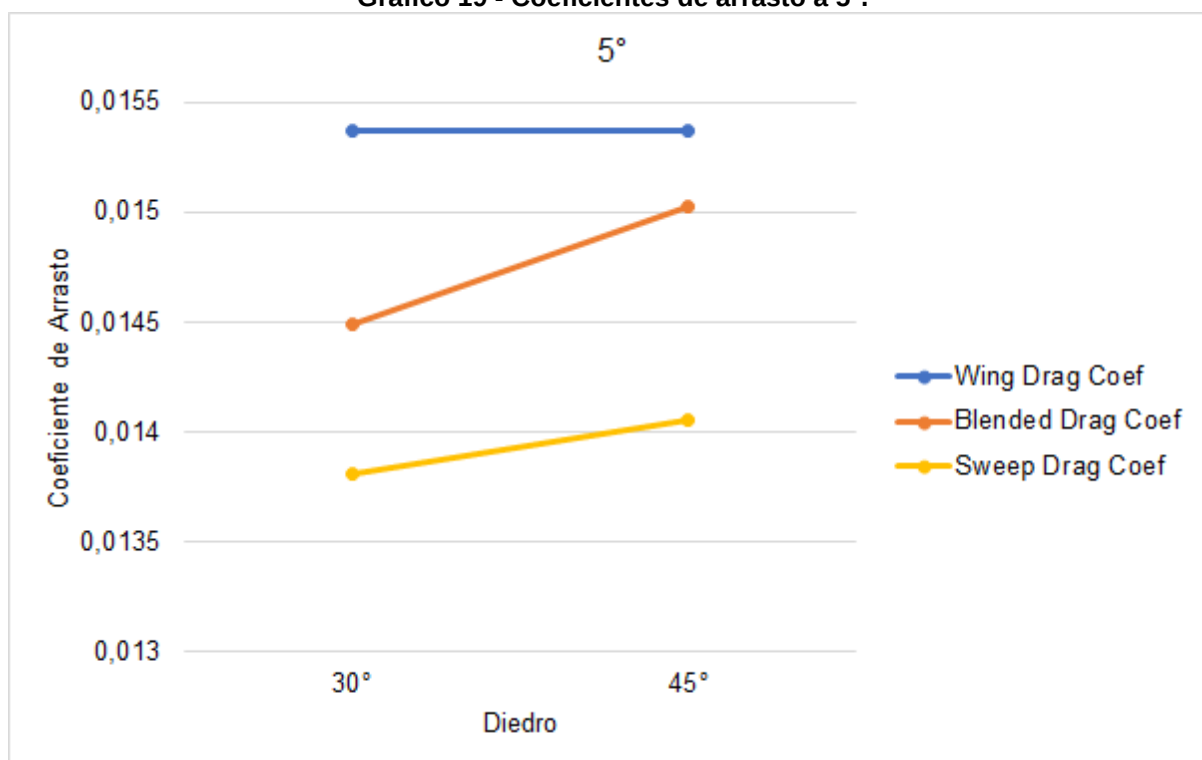
Gráfico 18 - Razão de planeio a 4°.



Fonte: Autoria própria (2022).

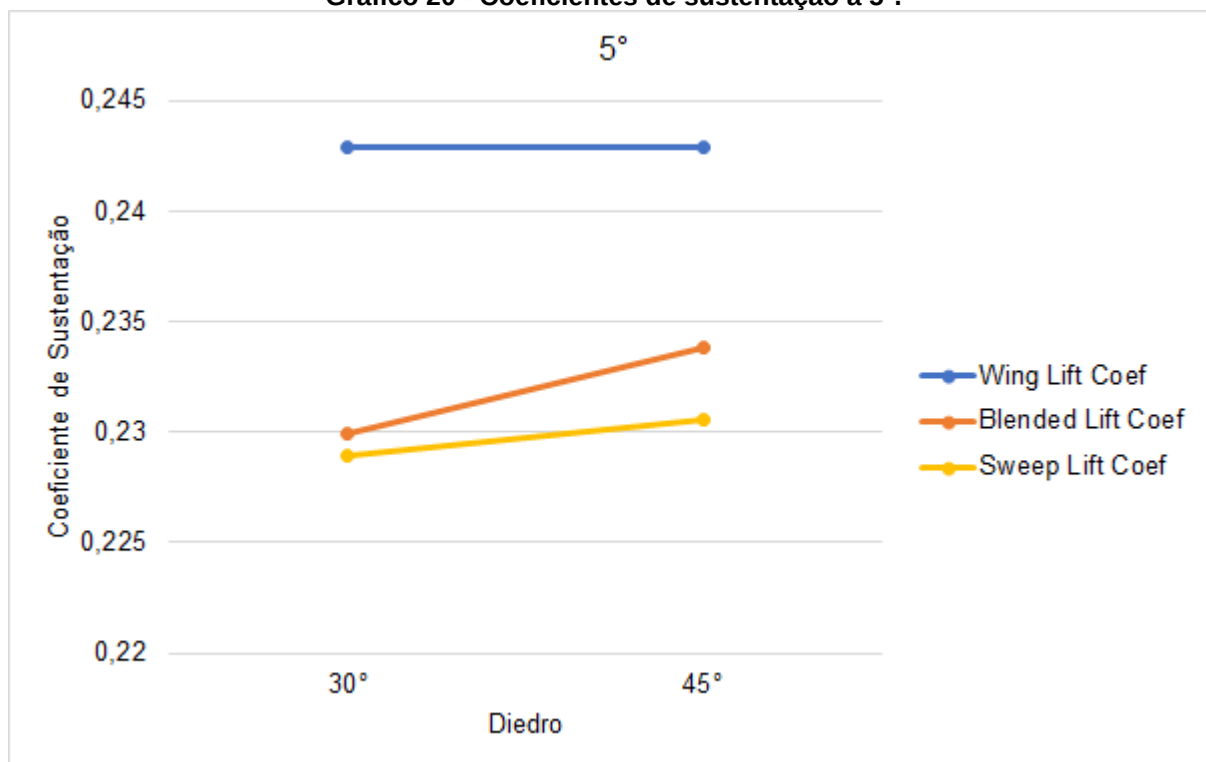
7.1.3 Ângulo de ataque de 5°

Gráfico 19 - Coeficientes de arrasto a 5°.



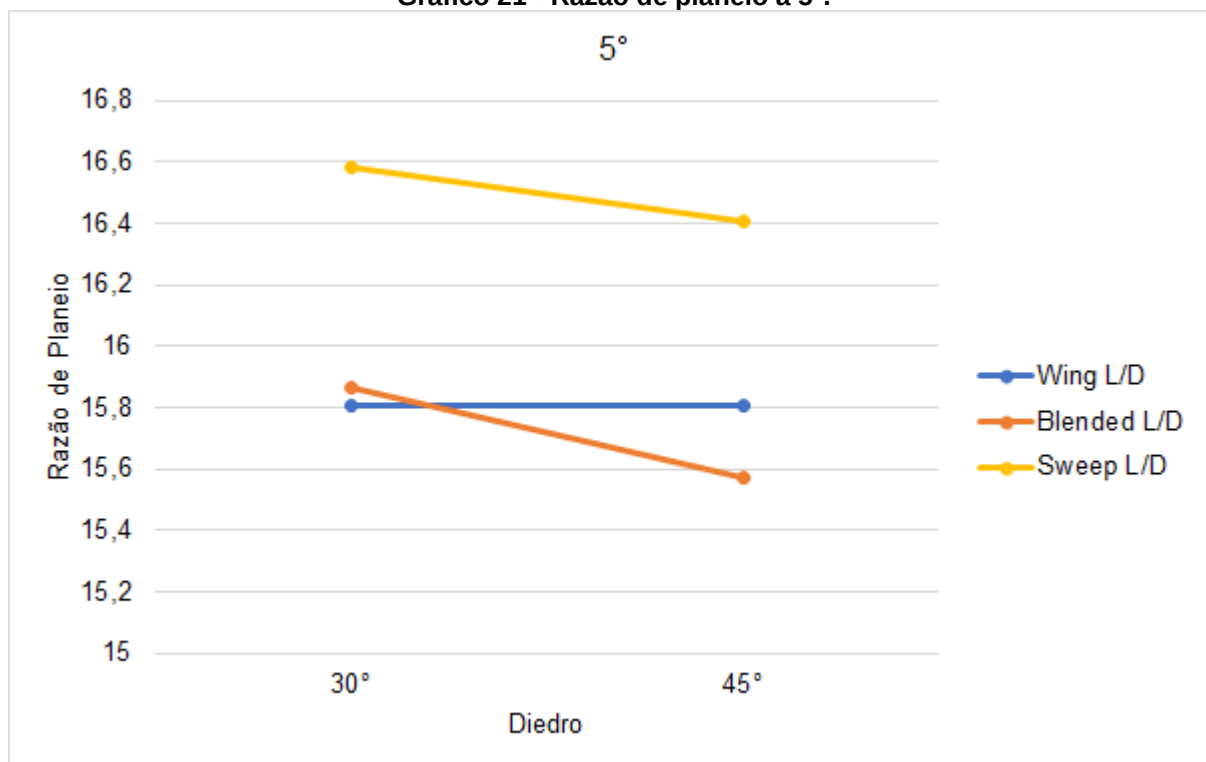
Fonte: Autoria própria (2022).

Gráfico 20 - Coeficientes de sustentação a 5°.



Fonte: Autoria própria (2022).

Gráfico 21 - Razão de planeio a 5°.



Fonte: Autoria própria (2022).

A diminuição do arrasto que ele oferece em relação as outras é tanta (vide Gráfico 19) que agora pode-se dizer que o *winglet* cumpre sua função de diminuir o arrasto e, por consequência, aumentar a eficiência do voo.

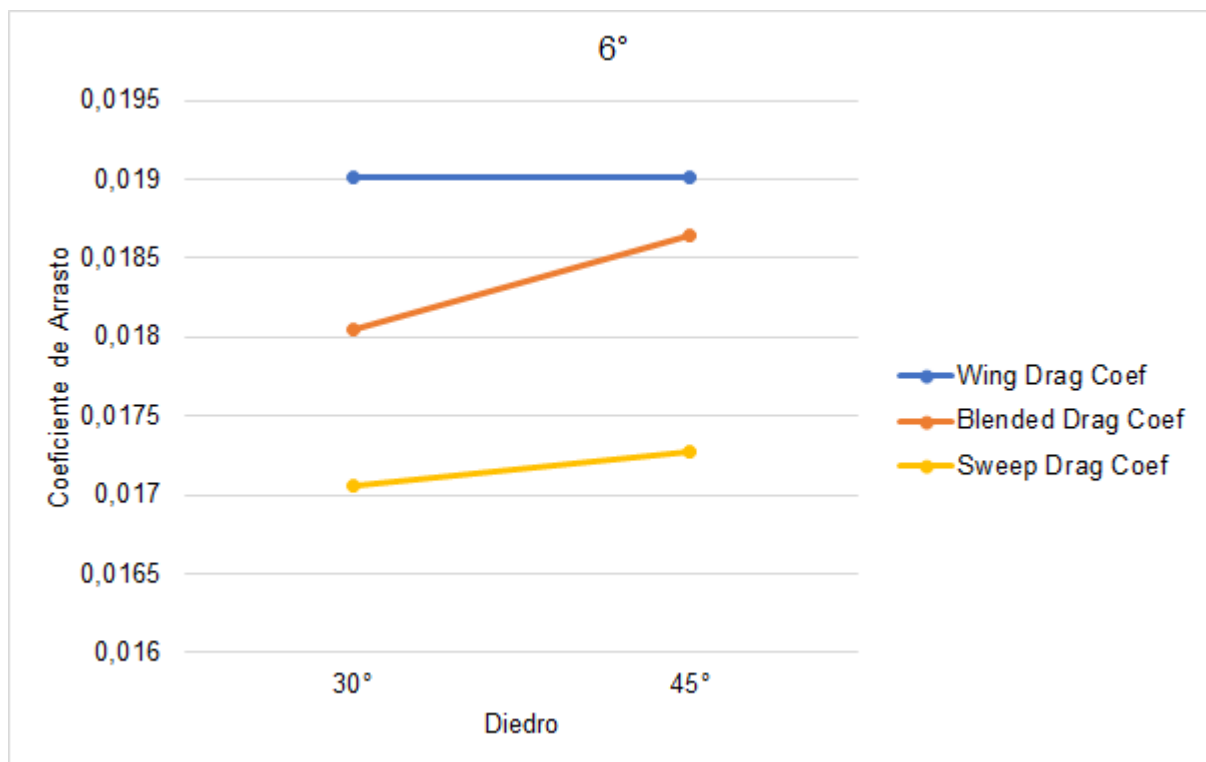
O maior valor de razão de planeio do *winglet* enflechado foi para o diedro de 30°, porém a maior diferença entre os valores do *winglet* enflechado com o *blended winglet* foi no diedro de 45° com 5,4%.

O mesmo acontece com o coeficiente de arrasto do *winglet* com enflechamento, que tem seu menor valor no diedro de 30°, mas com diferença máxima, em relação ao *blended winglet* de 6,4%. Quando comparado com a asa sem *winglet* a diferença chega a 10%.

Um detalhe interessante em relação ao coeficiente de sustentação (Gráfico 20) é que os pontos laranja e amarelo referentes ao diedro de 30° estão bem próximos, com apenas 0,4% de diferença um do outro.

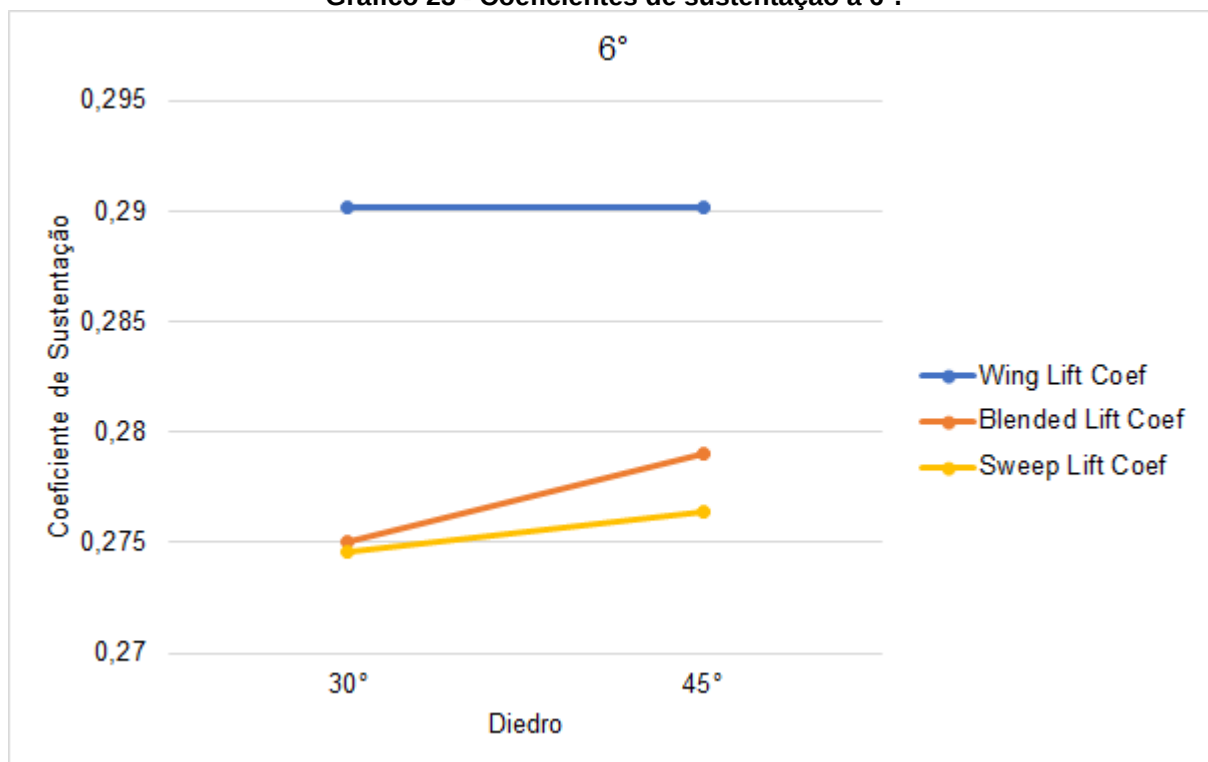
7.1.4 Ângulo de ataque de 6°

Gráfico 22 - Coeficientes de arrasto a 6°.



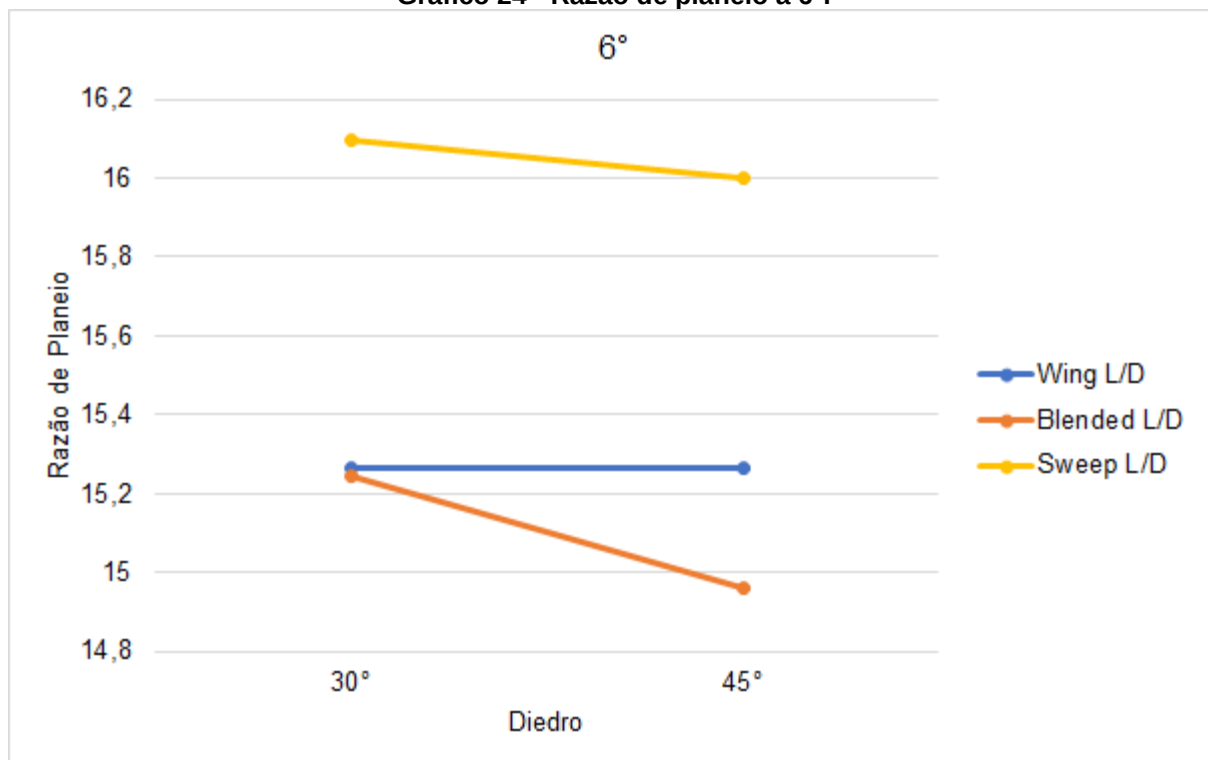
Fonte: Autoria própria (2022).

Gráfico 23 - Coeficientes de sustentação a 6°.



Fonte: Autoria própria (2022).

Gráfico 24 - Razão de planeio a 6°.



Fonte: Autoria própria (2022).

Como era esperado, os pontos laranja e amarelo referentes ao diedro de 30° no Gráfico 23 se encostaram. A sustentação gerada pelo *winglet* enflechado é praticamente a mesma que a gerada pelo *blended winglet*.

Os coeficientes de arrasto da asa (Gráfico 22) com *winglet* com ângulo de enflechamento seguem menores que os das outras duas asas, com diferenças máximas de 10,3% e 7,4% com relação a original e com a *blended winglet*, respectivamente.

A razão de planeio (Gráfico 24) do *winglet* com enflechamento se manteve maior do que as de ambas as asas para ambos os diedros, porém seu valor reduziu. A 5° de AoA o valor máximo é próximo de 16,6 e agora é de aproximadamente 16,2.

Isso, provavelmente, se deve pela sustentação ter aumentado proporcionalmente mais. Se fossem testados ângulos de ataques maiores, a expectativa é a de que a linha amarela cruzasse a linha laranja, pois até agora viu-se a linha amarela se aproximando cada vez mais da linha laranja e, caso a tendência do coeficiente de arrasto se mantivessem, possivelmente, se teria uma aproximação das linhas amarela e azul no gráfico de razão de planeio.

7.2 Resultados de vorticidade

Aqui, segue o mesmo método adotado na Seção 6.2, com a diferença que só temos os dois primeiros diedros – 30° e 45° . Portanto, não é possível verificar se há a formação de um novo vórtice no diedro de 75° .

A análise será análoga a da Seção 7.1, comparando-se a asa original com a asa com *blended winglet*, e com asa com *blended winglet* enflechado.

Tabela 8 - Força dos vórtices gerados pelas asas.

Ângulo de ataque	Sem <i>winglet</i>	Diedro	<i>Blended winglet</i>	<i>Blended winglet enflechado</i>
3°	1995	30°	1789	2062
3°	1995	45°	1779	1874
4°	2456	30°	2093	2644
4°	2456	45°	2117	2482
5°	2838	30°	2534	3520
5°	2838	45°	2365	2833
6°	3428	30°	2798	3386
6°	3428	45°	2840	3562

Fonte: Autoria própria (2022).

Observa-se na Tabela 9 um comportamento inesperado do *blended winglet*, pois os coeficientes dele se comportaram da maneira esperada, porém os vórtices são mais fortes até do que a asa original.

Com exceção do AoA de 3° e diedro de 45° - que teve força menor do que o da asa original - os valores chegam a ser 124% do valor da asa sem *winglet*, no ângulo de ataque de 5° e diedro de 30°.

Quando comparado os mapas de contorno dos *winglets* lado a lado (Figura 28) não é possível notar nada tão extraordinário que explique essas forças altas.

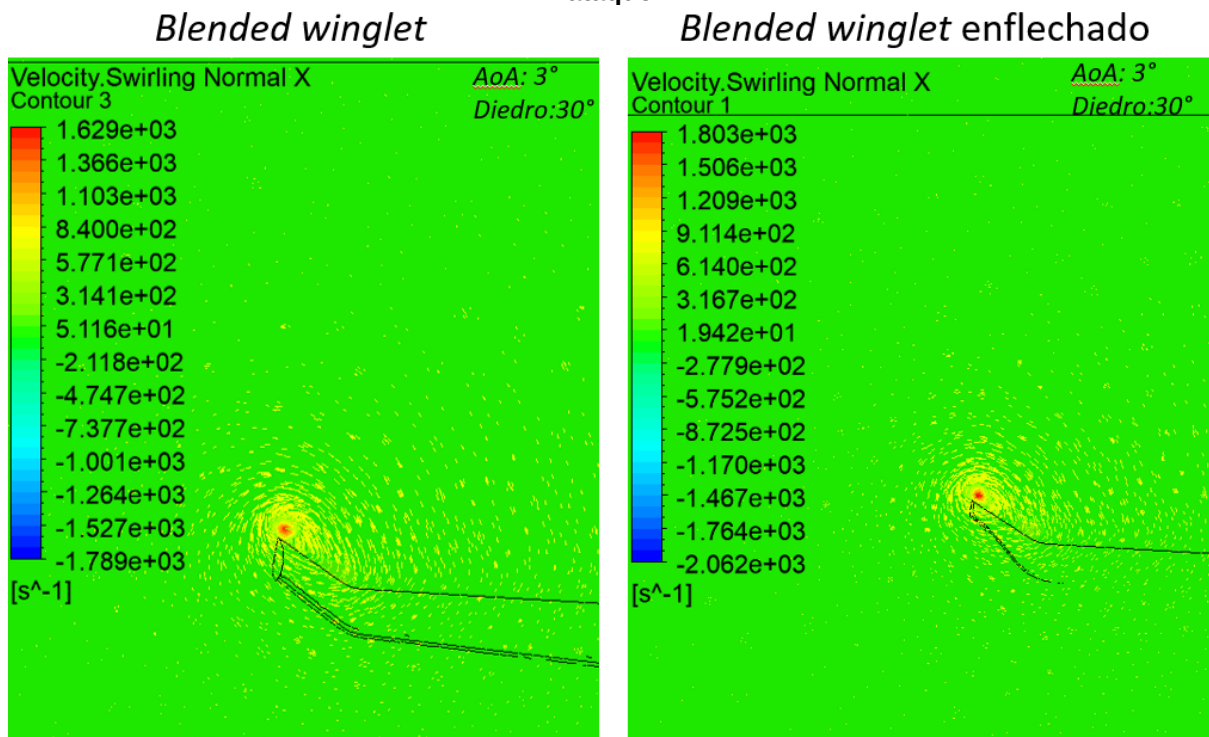
Assim, dizer qual desses dois *winglets* é o mais eficiente quando visto os dois resultados – coeficientes e vórtices – é discutível, pois o *blended winglet* não é tão eficiente quanto o *winglet* enflechado, mas tem vórtices mais fracos.

Acredita-se que a consideração dos demais ângulos da geometria do *winglet* deva ajustar esse comportamento inesperado dos vórtices e eles passem a ser mais fracos que os da asa original.

Os demais gráficos e os próprios gráficos da Figura 36 por completo estão presentes no

Apêndice D – gráfico de contorno dos vórtices do *winglet* enflechado.

Figura 28 - Gráfico de contorno dos *blended winglets* com diedro de 30° a 3° de ângulo de ataque.



Fonte: Autoria própria (2022).

8 CONCLUSÃO

Os *winglets* são dispositivos de ponta de asa que tem o objetivo de aumentar a performance aerodinâmica das asas (KRISHNAN *et al.*, 2020) reduzindo o arrasto induzido e, por consequência, aumentando a eficiência aerodinâmica (REDDY; PATIL; REDDY, 2018).

Em um primeiro momento, se tratando dos coeficientes, os *winglets* não se comportaram dessa maneira. Eles funcionaram basicamente como uma placa vertical na ponta da asa, igual a primeira ideia de *winglet*: uma superfície vertical na ponta da asa. O aumento no arrasto parasita devido a superfície foi maior que o benefício que se buscava (MUNSHI *et al.*, 2018).

Porém, após a adição do ângulo de enflechamento ao *blended winglet*, esse resultado foi observado. Nesse caso, obteve-se um aumento de até 9% na eficiência e uma diminuição no coeficiente de arrasto que passa de 13%.

Os *winglets* também tem o objetivo de diminuir a força dos vórtices formados (KRISHNAN *et al.*, 2020). Aqui, tem-se a situação inversa da citada acima. Desde a primeira simulação, tanto o *blended winglet* quanto o *split winglet*, geraram vórtices mais fracos que os da asa sem *winglet*.

Após a adição do ângulo de enflechamento ao *blended winglet*, era de se esperar que a nova simulação gerasse vórtices mais fracos ou de força igual ao do *blended winglet*, visto que é a mesma asa, porém com um *upgrade* na geometria. Inclusive, o resultado de seus coeficientes foi melhor que de todas as outras asas. Porém a força dos vórtices gerados foi maior até do que a da asa original.

O único ponto em que o vórtice teve força menor do que o da asa original ocorreu com AoA de 3° e diedro de 45°. Nele houve uma redução de 6,1% na força dos vórtices e um aumento de 7,4% na eficiência aerodinâmica. Essas porcentagens representam um aumento de 1,02 no valor na eficiência e uma redução de 121 na força do vórtice, em relação a asa original.

Esse mesmo conjunto de AoA e diedro foi o de melhor desempenho do *blended winglet*. Nesse caso, o aumento da eficiência aerodinâmica foi 3,8% com uma redução de 10,8% na força dos vórtices, em relação a asa sem *winglet*. Em valores absolutos, isso equivale a um aumento de 0,53 na eficiência e uma redução de 216 na força dos vórtices.

Por fim, como o aumento da eficiência aerodinâmica é o principal objetivo dos dispositivos de ponta de asa, e o aumento na eficiência *winglet* enflechado foi quase o dobro do aumento do *blended*, conclui-se que o melhor *winglet* é o *winglet* enflechado a 3° de ângulo de ataque e diedro de 45° .

REFERÊNCIAS

3D ONERA M6 WING VALIDATION FOR TURBULENCE MODEL NUMERICAL ANALYSIS. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: https://turbmodels.larc.nasa.gov/onerawingnumerics_val.html. Acesso em: 10 maio 2022.

AEROFORCES - FILE:AEROFORCES.SVG - WIKIMEDIA COMMONS. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Aeroforces.svg#/media/File:Aeroforces.svg>. Acesso em: 11 nov. 2021.

AEROSPACE ENGINEERING — FACEBOOK. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: https://www.facebook.com/aerospaceengineering.official/posts/10159207787552208?comment_id=10159209063952208. Acesso em: 16 nov. 2021.

ANAC. Agência Nacional de Aviação Civil. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: https://www2.anac.gov.br/anacpedia/ing_por/tr3726.htm. Acesso em: 8 nov. 2021.

ANDERSON, John D. Introduction to Flight: 8th Edition. [S. l.: s. n.], 2016.

ASPECT RATIO (AERONAUTICS) - WIKIPEDIA. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: [https://en.wikipedia.org/wiki/Aspect_ratio_\(aeronautics\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Aspect_ratio_(aeronautics)). Acesso em: 18 nov. 2021.

AVIATION BENEFITS. Those things on the wings. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: <https://aviationbenefits.org/case-studies/those-things-on-the-wings/>. Acesso em: 7 nov. 2021.

BOLDMETHOD. This Is How Winglets Work | Boldmethod. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aerodynamics/how-winglets-work-to-reduce-drag-and-how-wingtip-vortices-form/>. Acesso em: 7 nov. 2021.

BOTEZELLI, DANIEL. Desenvolvimento de um Novo Perfil Aerodinâmico a Partir de Simulações Numéricas de Escoamento em Torno dos Perfis Naca 4412 e Naca 23021. 2018. 1–26 f. - Universidade Tecnológica Federal Do Paraná, Guarapuava, 2018.

ÇENGEL, Y A; CIMBALA, J M. Mecânica dos fluidos - 3.ed. [S. l.]: AMGH Editora, 2015. E-book. Disponível em: <https://integrada.minhabiblioteca.com.br/#/books/9788580554915/>.

CFD COMPUTATIONAL DOMAIN - IDEALSIMULATIONS. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: <https://www.idealsimulations.com/resources/cfd-computational-domain/>. Acesso em: 9 maio 2022.

DE MATTOS, Bento S.; MACEDO, Antonini P; DA SILVA FILHO, Durval H. Considerations about winglet design. In: , 2003. 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference. [S. l.: s. n.], 2003.

FAA. Wake Turbulence. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: https://www.faa.gov/air_traffic/publications/atpubs/aim_html/chap7_section_4.html. Acesso em: 7 nov. 2021.

FACC AG. Flying better: Winglets make aircraft quieter and more efficient. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: <https://www.facc.com/en/BEyond-Blog/Flying-better-Winglets-make-aircraft-quieter-and-more-efficient>. Acesso em: 7 nov. 2021.

GIUBERTI, RÔMULO COSTALONGA. Avaliação De Winglets Para Aerodesign – Análise Da Redução do Arrasto Induzido Utilizando DFC. 2013. [s. l.], 2013.

HALLIDAY, D; RESNICK, R; KRANE, K S. Física: vol. 2. 5. ed. [S. l.]: Grupo Gen - LTC, 2003. E-book. Disponível em: <https://integrada.minhabiblioteca.com.br/#/books/978-85-216-1946-8/>.

JAIN, Rohit; JAIN, Sandeep; BAJPAI, Lokesh. Aerodynamics of Winglet: A Computational Fluid Dynamics Study Using Fluent. [s. l.], v. 03, n. 06, p. 250–254, 2016.

KRISHNAN, Sivaraj Gopal et al. Investigation of aerodynamic characteristics of a wing model with RGV winglet. Journal of Aerospace Technology and Management, [s. l.], v. 12, n. 1, p. 1–18, 2020.

MUNSHI, Adnan et al. 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, [s. l.], v. 45, n. 1, p. 44–54, 2018.

NASA. NASA - NASA Dryden Technology Facts - Winglets. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: <https://www.nasa.gov/centers/dryden/about/Organizations/Technology/Facts/TF-2004-15-DFRC.html>. Acesso em: 6 nov. 2021.

NASA. What is Drag?. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/drag1.html>. Acesso em: 13 nov. 2021.

ONERA M6 WING. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/www/wind/valid/m6wing/m6wing.html>. Acesso em: 10 maio 2022.

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.

TABATA, Soichiro; YAMAZAKI, Wataru; YUHARA, Tatsunori. Drag/weight reduction using split-tip winglet for TRA2012a model. [S. l.: s. n.], 2020.

TAKENAKA, Keizo et al. Multidisciplinary design exploration for a winglet. Journal of Aircraft, [s. l.], v. 45, n. 5, p. 1601–1611, 2008.

THEORY OF FLIGHT. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: <https://web.mit.edu/16.00/www/aec/flight.html>. Acesso em: 12 nov. 2021.

UNIVERSITY OF DENVER. Bernoulli's Equation. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: <http://mysite.du.edu/~jcalvert/tech/fluids/bernoul.htm>. Acesso em: 8 nov. 2021.

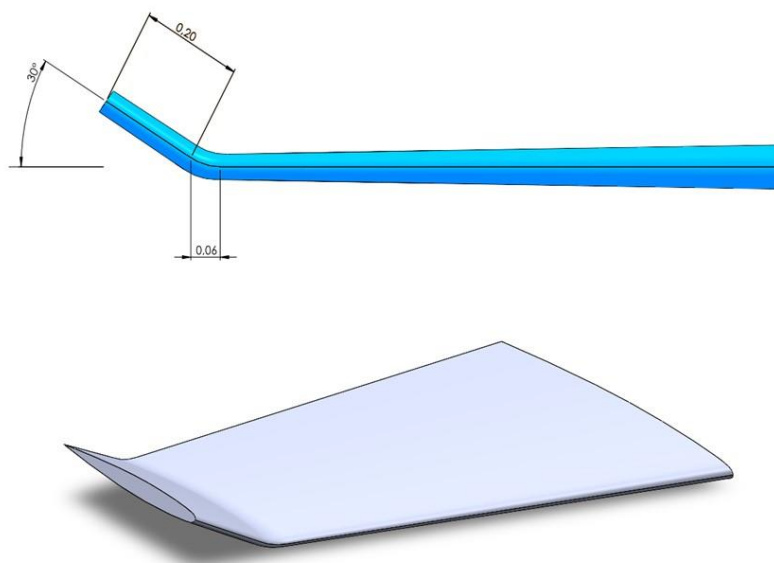
WEBER, J. Theoretical Load Distribution on a Wing With Vertical Plates. R. & M. No. 2960, A.R.C. Technical Report, [s. l.], 1956.

WHITCOMB, Richard T. A DESIGN APPROACH AND SELECTED WIND-TUNNEL RESULTS AT HIGH SUBSONIC MOUNTED SPEEDS FOR WINGLETS. [S. l.: s. n.], 1976.

WINGLETS VS. ASPECT RATIO - AIRCRAFT ENGINEERING - ENG-TIPS. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: <https://www.eng-tips.com/viewthread.cfm?qid=87793>. Acesso em: 18 nov. 2021.

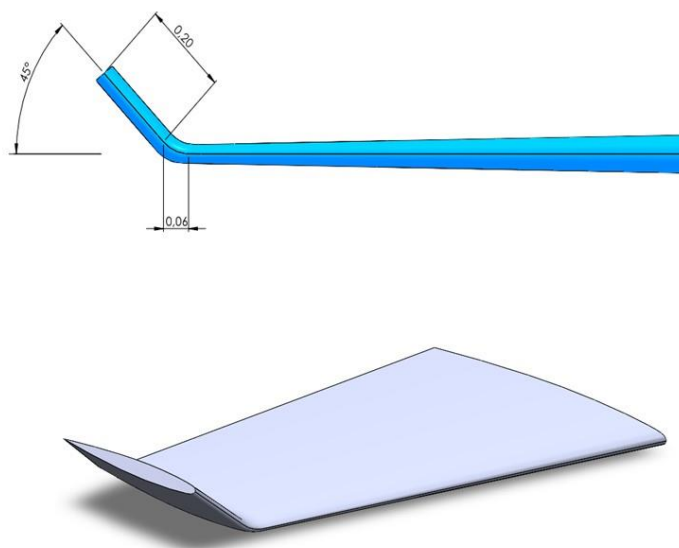
APÊNDICE A – IMAGENS DAS ASAS COM *WINGLETS*

Figura 29 - *Blended winglet* com diedro de 30°.



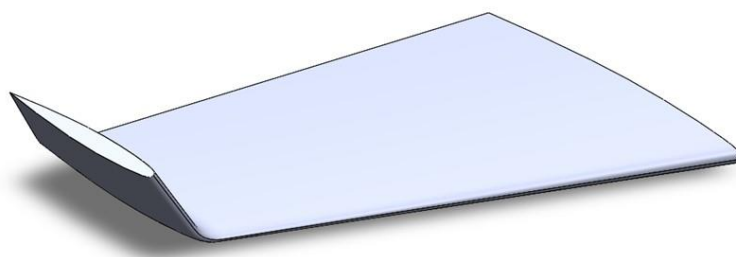
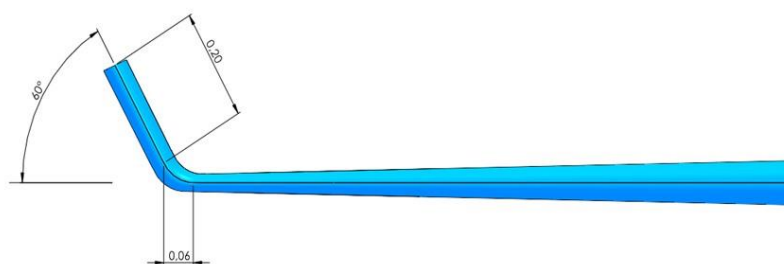
Fonte: Autoria própria, 2022.

Figura 30 - *Blended winglet* com diedro de 45°.



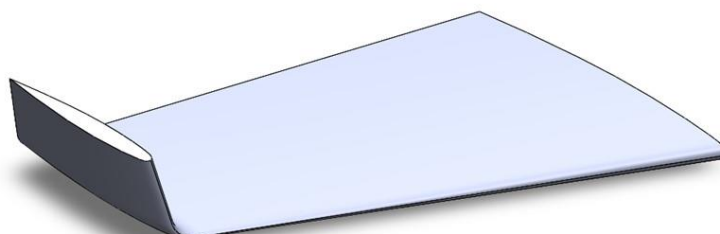
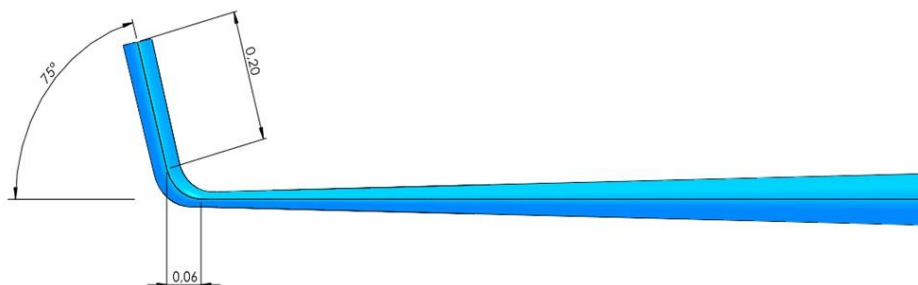
Fonte: Autoria própria, 2022.

Figura 31 - *Blended winglet* com diedro de 60°.



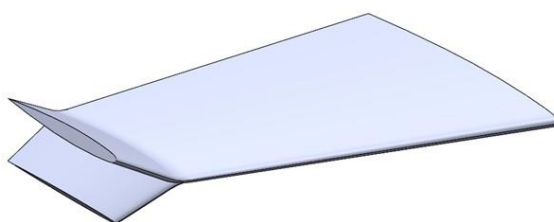
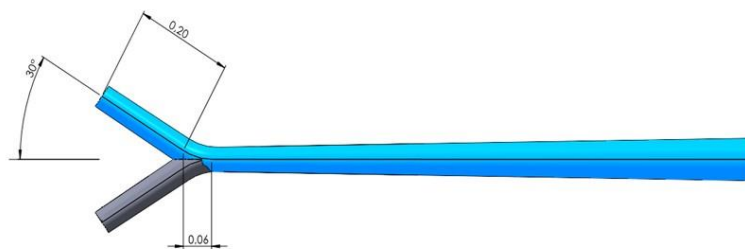
Fonte: Autoria própria, 2022.

Figura 32 - *Blended winglet* com diedro de 75°.



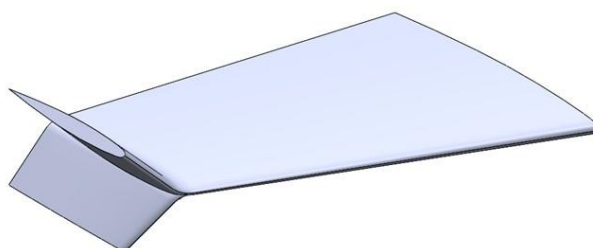
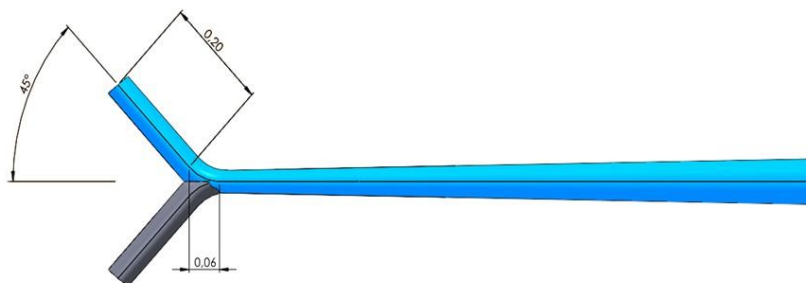
Fonte: Autoria própria, 2022.

Figura 33 - *Split winglet* com diedro de 30°.



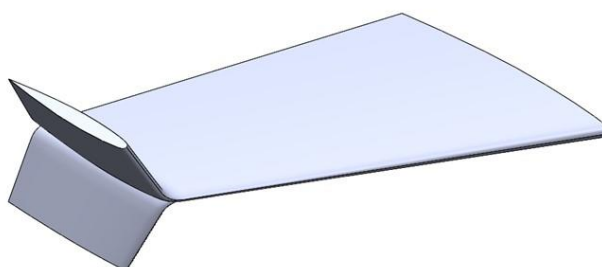
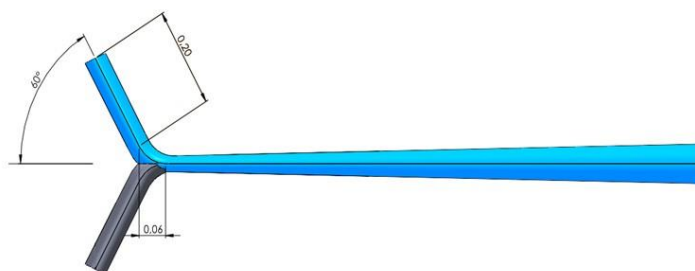
Fonte: Autoria própria, 2022.

Figura 34 - *Split winglet* com diedro de 45°.



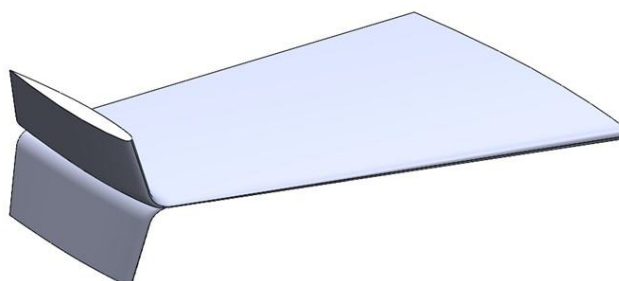
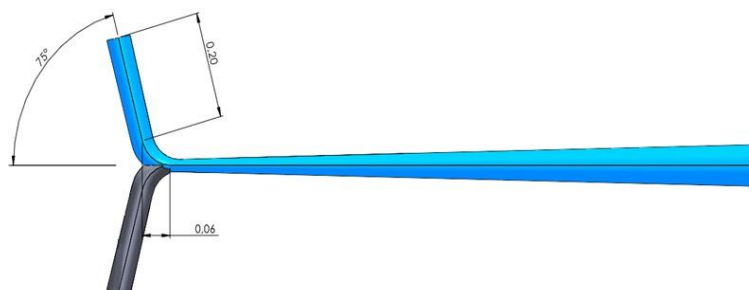
Fonte: Autoria própria, 2022.

Figura 35 - *Split winglet* com diedro de 60°.



Fonte: Autoria própria, 2022.

Figura 36 - *Split winglet* com diedro de 75°.



Fonte: Autoria própria, 2022.

APÊNDICE B – TABELAS DAS SIMULAÇÕES PARAMÉTRICAS

Tabela 9 - Resultados das simulações da asa com *blended winglet*.

AoA	Diedro	Coef. de Arrasto	Coef. de Sustentação
3°	30°	0,0097613	0,1396053
3°	45°	0,0099394	0,14273581
3°	60°	0,01026078	0,14593978
3°	75°	0,010643265	0,14944513
4°	30°	0,011704425	0,18494371
4°	45°	0,012052166	0,18825595
4°	60°	0,012498776	0,19268477
4°	75°	0,013288943	0,1971011
5°	30°	0,014488072	0,22989573
5°	45°	0,015020556	0,23386516
5°	60°	0,015759712	0,23871468
5°	75°	0,017076677	0,24437392
6°	30°	0,018041793	0,27499959
6°	45°	0,018648313	0,27899292
6°	60°	0,019944265	0,28443876
6°	75°	0,022382669	0,28957695

Fonte: Autoria própria (2022).

Tabela 10 - Resultados das simulações da asa com *split winglet*.

AoA	Diedro	Coef. de Arrasto	Coef. de Sustentação
3°	30°	0,0128305	0,17045861
3°	45°	0,0129556	0,17435797
3°	60°	0,013373918	0,17770069
3°	75°	0,013989091	0,18077921
4°	30°	0,015262902	0,22629494
4°	45°	0,015595243	0,23165996
4°	60°	0,016217276	0,23581346
4°	75°	0,017354428	0,23950211
5°	30°	0,018585725	0,28219337
5°	45°	0,01913691	0,28819659
5°	60°	0,020324967	0,29302256
5°	75°	0,022063802	0,29713778
6°	30°	0,022799171	0,3375958
6°	45°	0,023645958	0,34492356
6°	60°	0,025704245	0,34926825
6°	75°	0,02936684	0,3463674

Fonte: Autoria própria (2022).

APÊNDICE C – RAZÃO DE PLANEIO DAS ASAS COM WINGLET

Tabela 11 - Razão de planeio da asa com *blended winglet*.

AoA	Diedro	Razão de Planeio
3°	30°	14,30190869
3°	45°	14,36055036
3°	60°	14,22306881
3°	75°	14,0412862
4°	30°	15,80117861
4°	45°	15,62009269
4°	60°	15,41629116
4°	75°	14,83196218
5°	30°	15,86793122
5°	45°	15,56967399
5°	60°	15,14714736
5°	75°	14,31039072
6°	30°	15,24236477
6°	45°	14,96075919
6°	60°	14,26168174
6°	75°	12,93755226

Fonte: Autoria própria (2022).

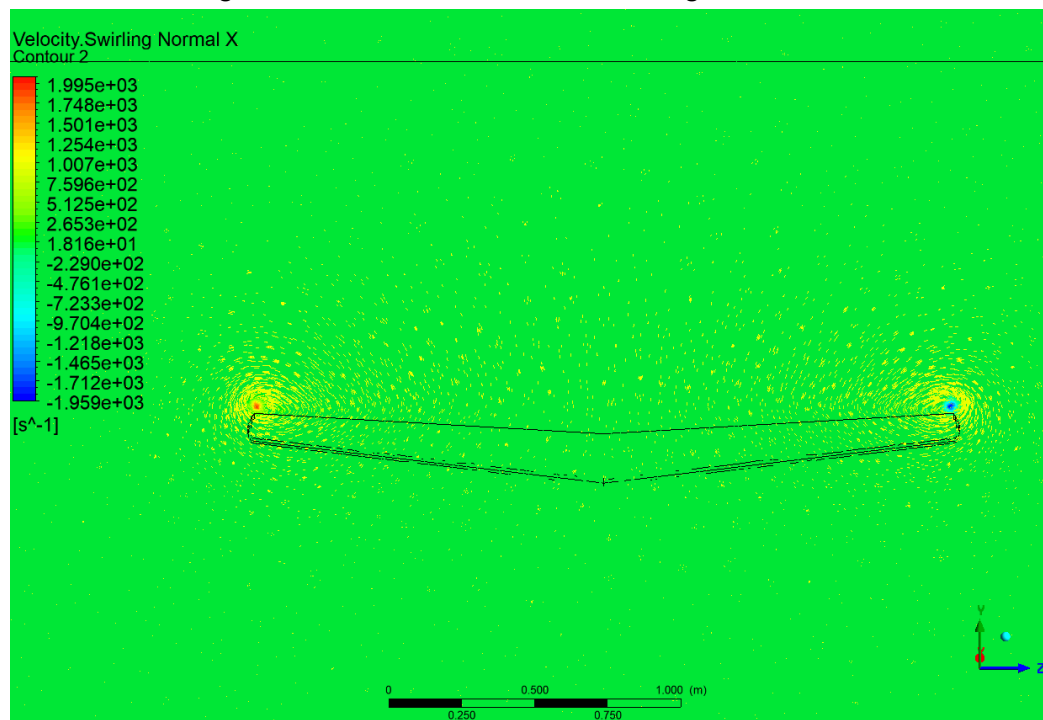
Tabela 12 - Razão de planeio da asa com *split winglet*.

AoA	Diedro	Razão de Planeio
3°	30°	13,28543052
3°	45°	13,45816708
3°	60°	13,28710779
3°	75°	12,9228704
4°	30°	14,82646878
4°	45°	14,85452711
4°	60°	14,54087974
4°	75°	13,80063405
5°	30°	15,18333936
5°	45°	15,05972438
5°	60°	14,41687753
5°	75°	13,4672066
6°	30°	14,80737172
6°	45°	14,58699876
6°	60°	13,58795989
6°	75°	11,794507

Fonte: Autoria própria (2022).

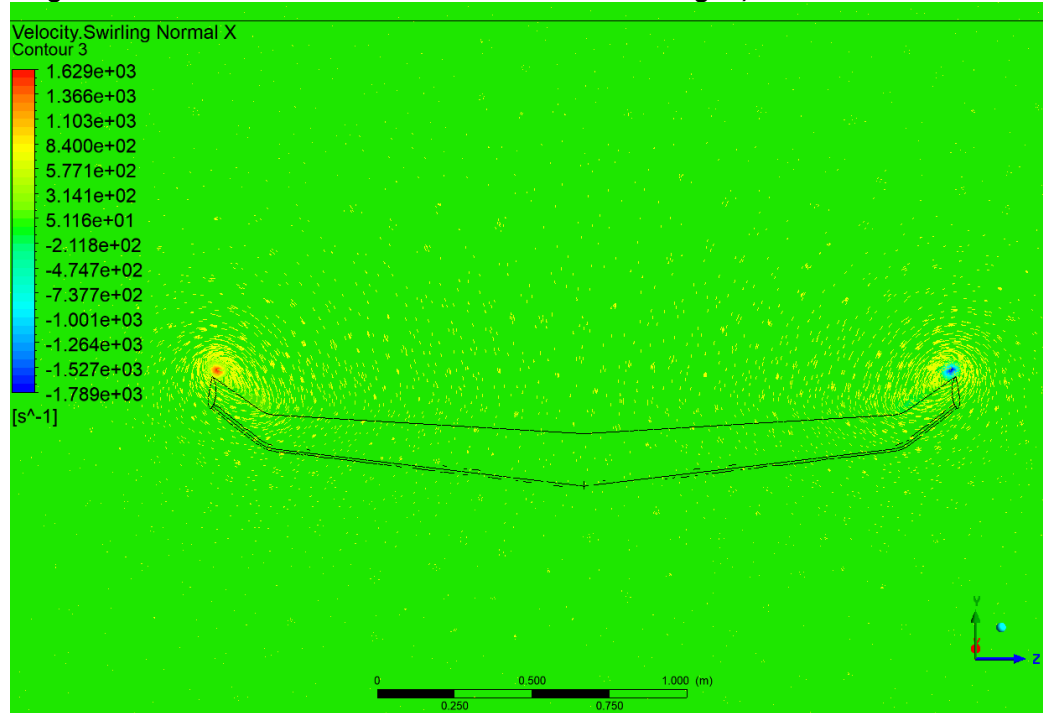
APÊNDICE D – GRÁFICO DE CONTORNO DOS VÓRTICES

Figura 37 - Gráfico de contorno asa original e AoA 3°.



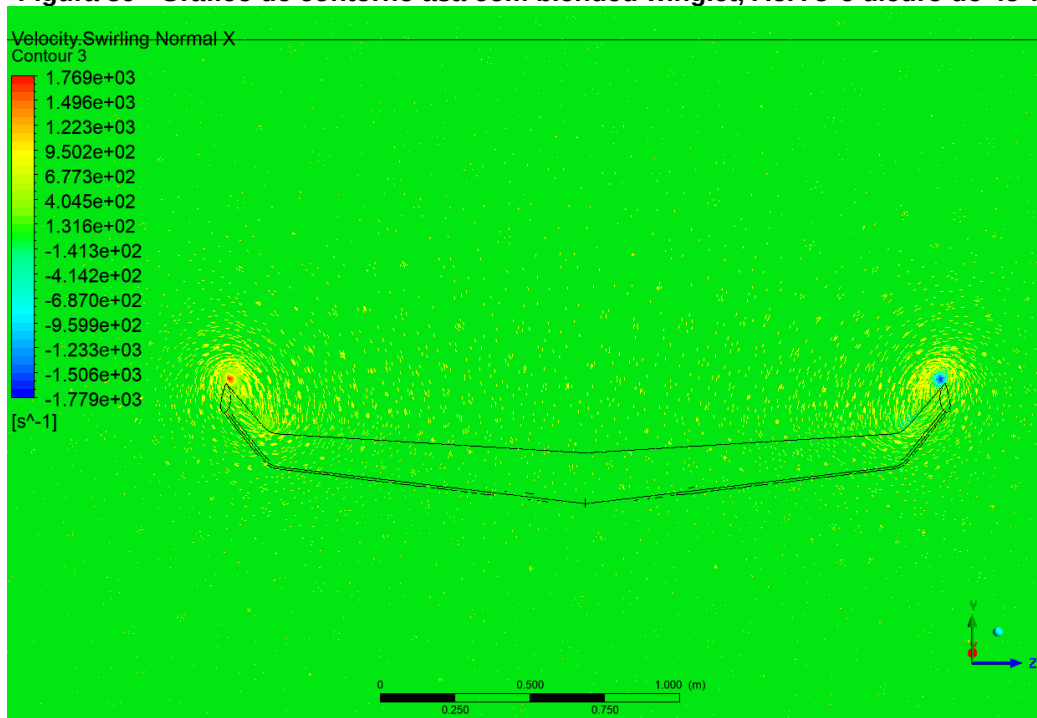
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 38 - Gráfico de contorno asa com *blended winglet*, AoA 3°e diedro de 30°.



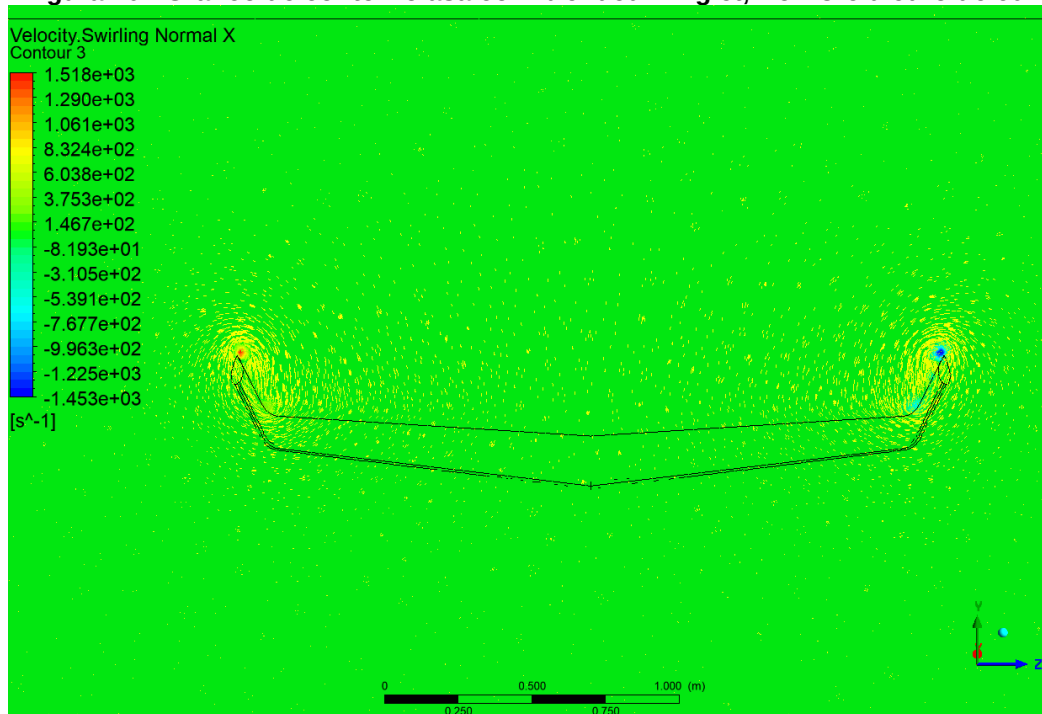
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 39 - Gráfico de contorno asa com blended winglet, AoA 3° e diedro de 45°.



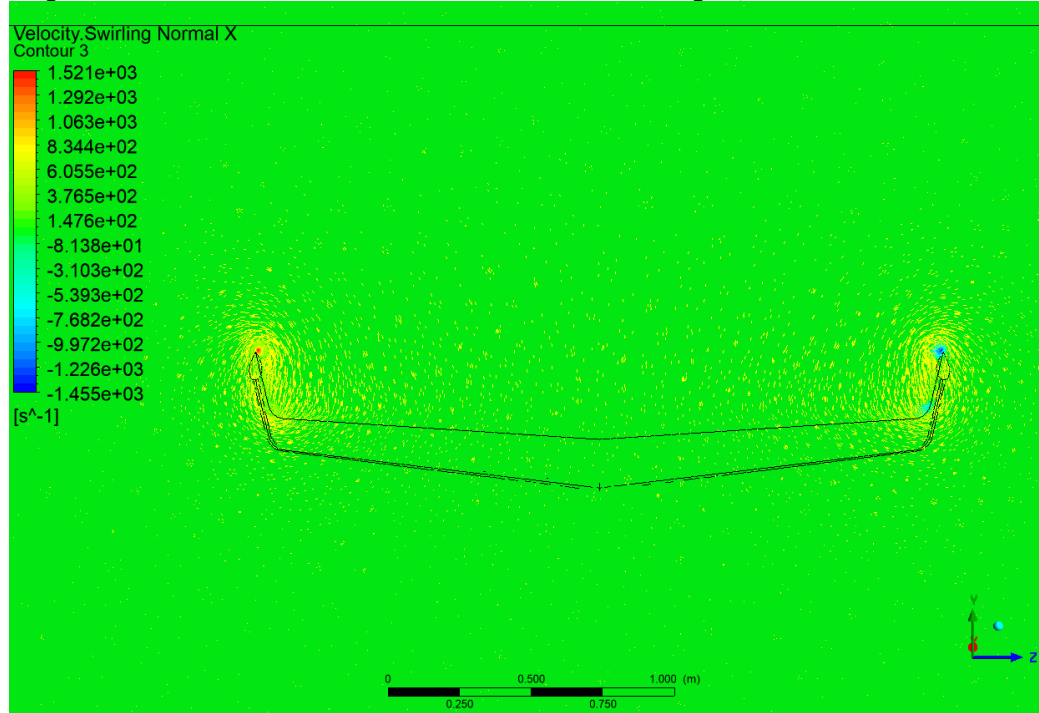
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 40 - Gráfico de contorno asa com blended winglet, AoA 3° e diedro de 60°.



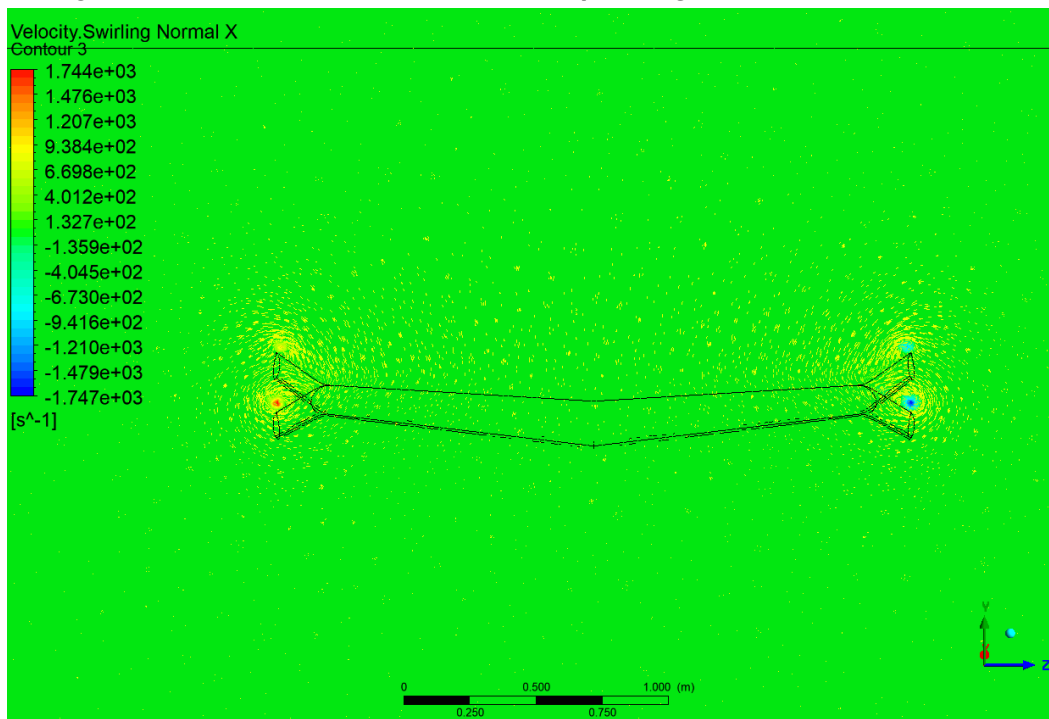
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 41 - Gráfico de contorno asa com *blended winglet*, AoA 3° e diedro de 75°.



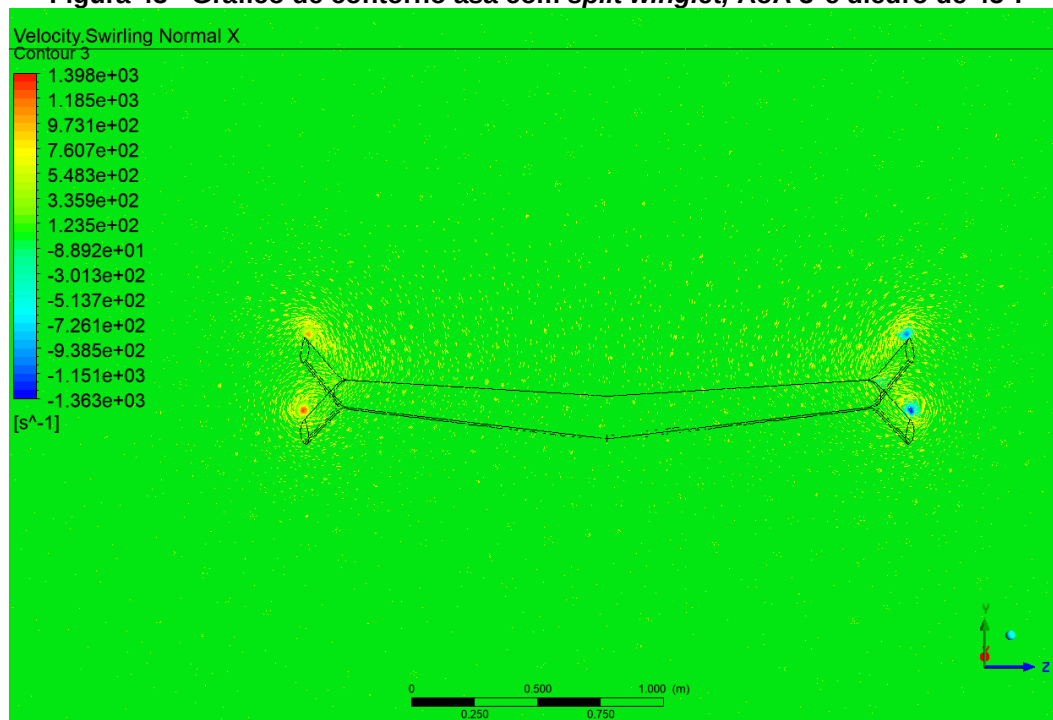
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 42 - Gráfico de contorno asa com *split winglet*, AoA 3° e diedro de 30°.



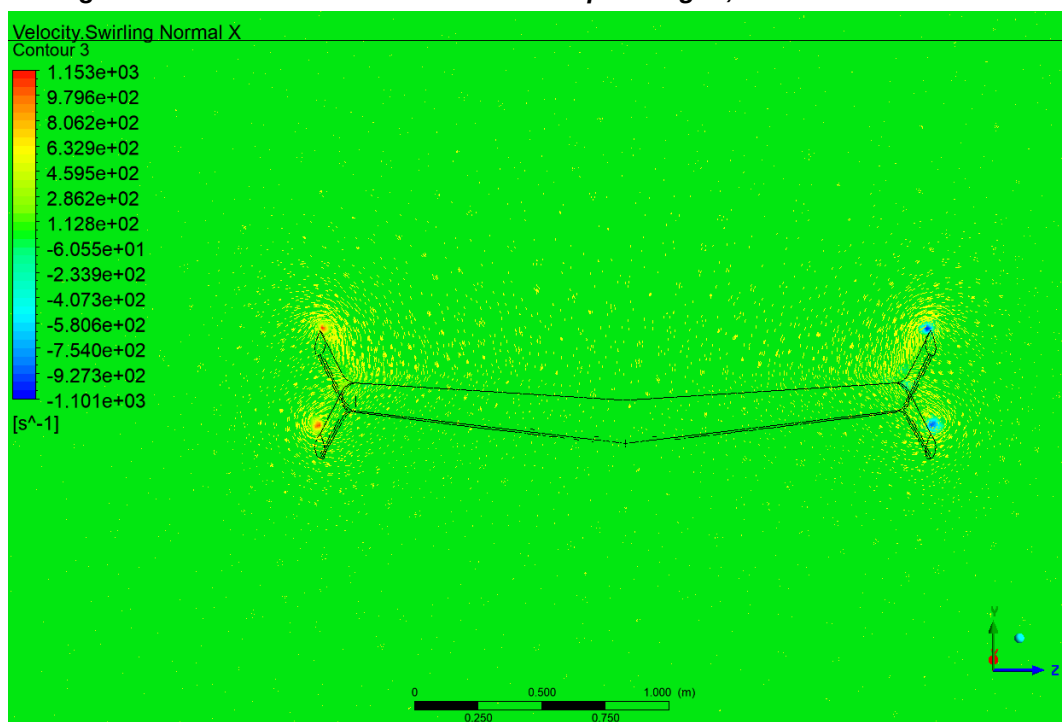
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 43 - Gráfico de contorno asa com *split winglet*, AoA 3° e diedro de 45°.



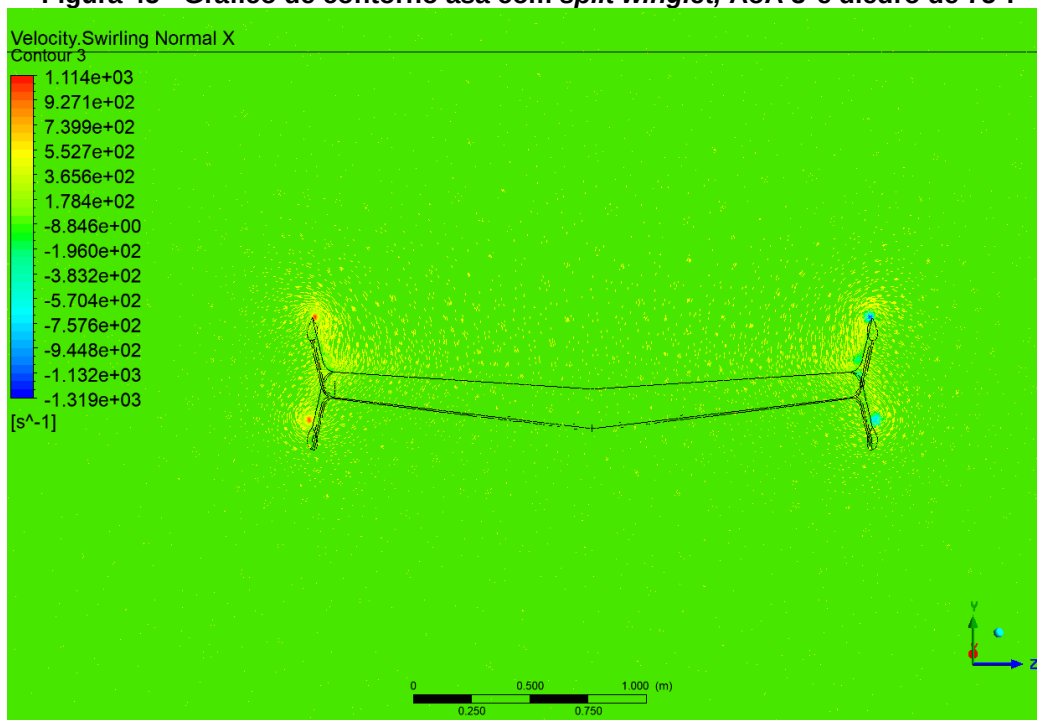
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 44 - Gráfico de contorno asa com *split winglet*, AoA 3° e diedro de 60°.



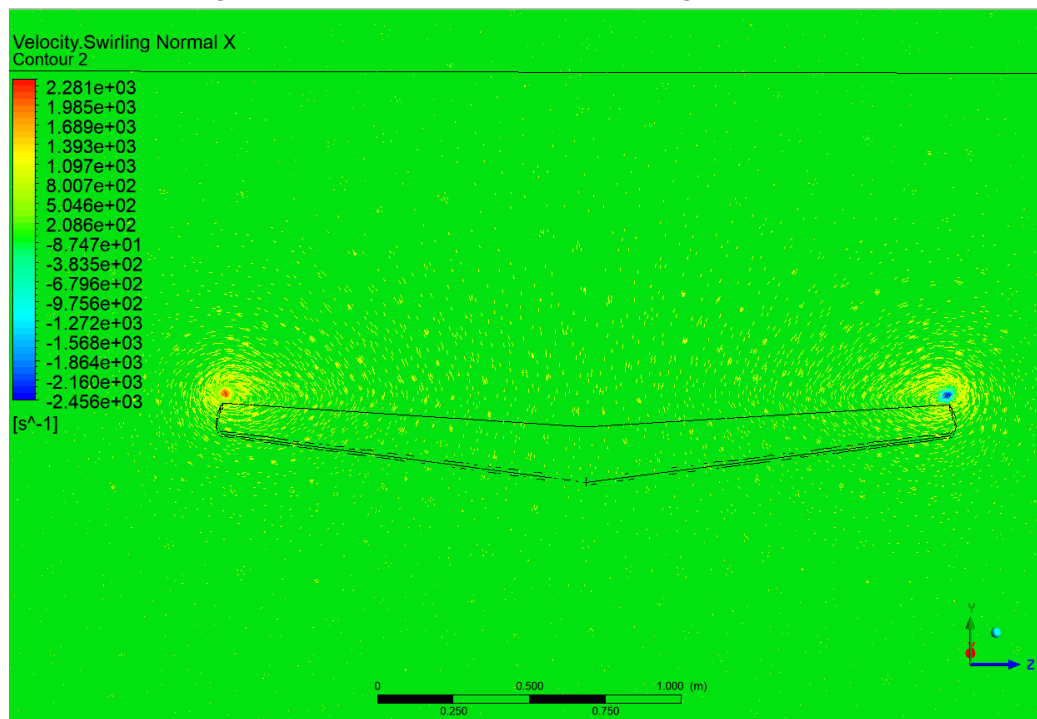
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 45 - Gráfico de contorno asa com *split winglet*, AoA 3° e diedro de 75°.



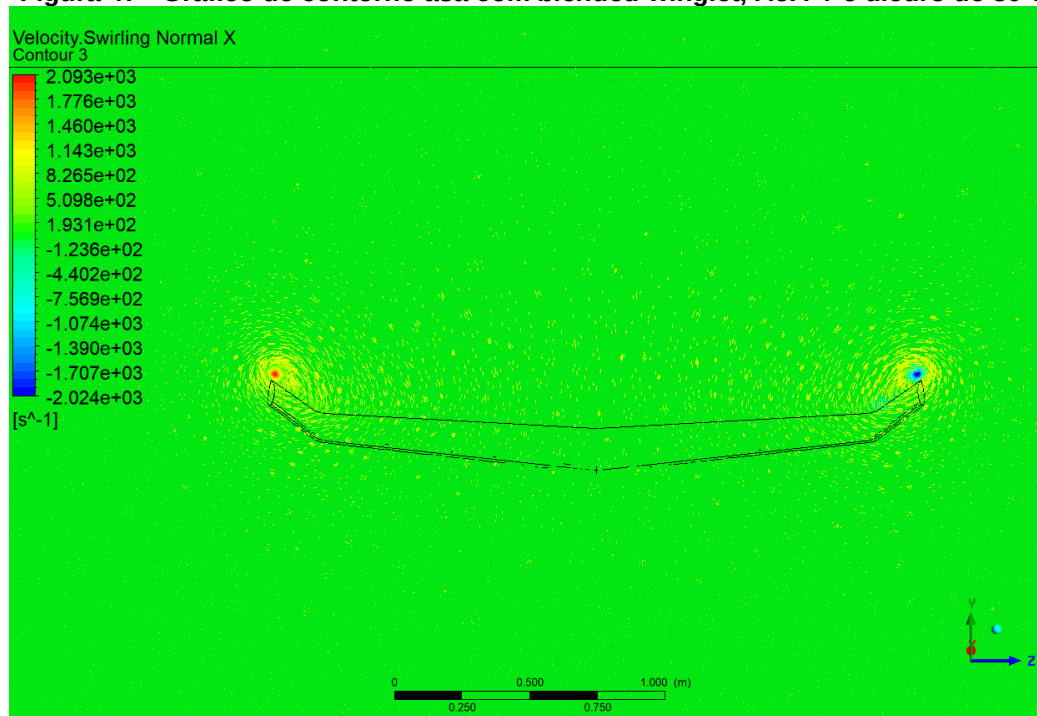
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 46 - Gráfico de contorno asa original e AoA 4°.



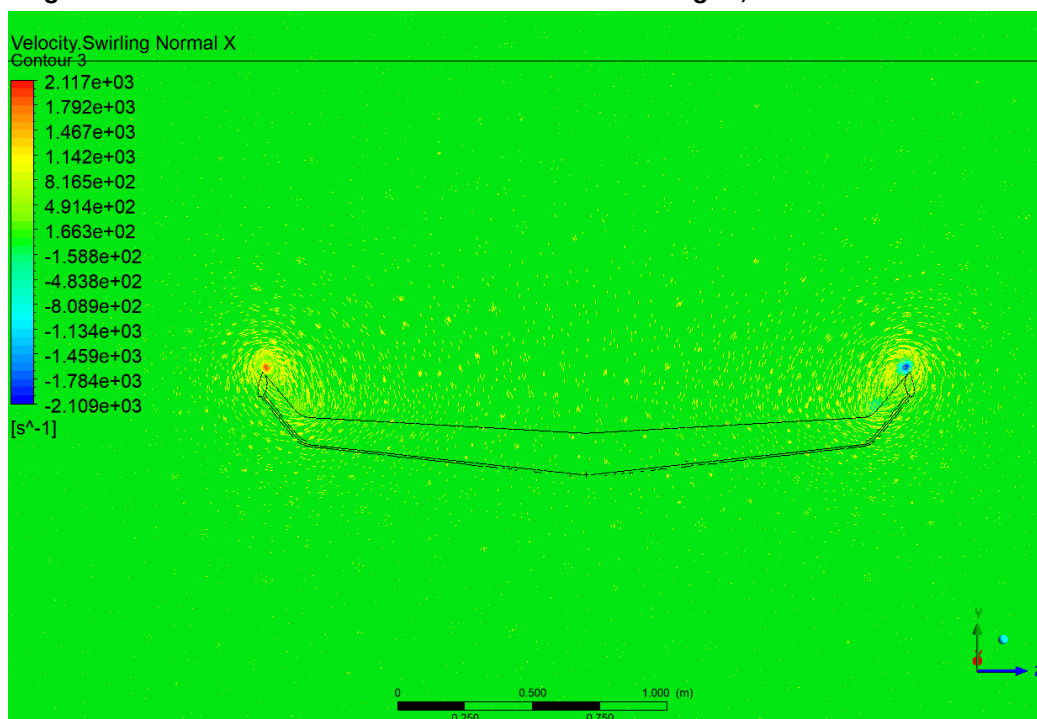
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 47 - Gráfico de contorno asa com *blended winglet*, AoA 4°e diedro de 30°.



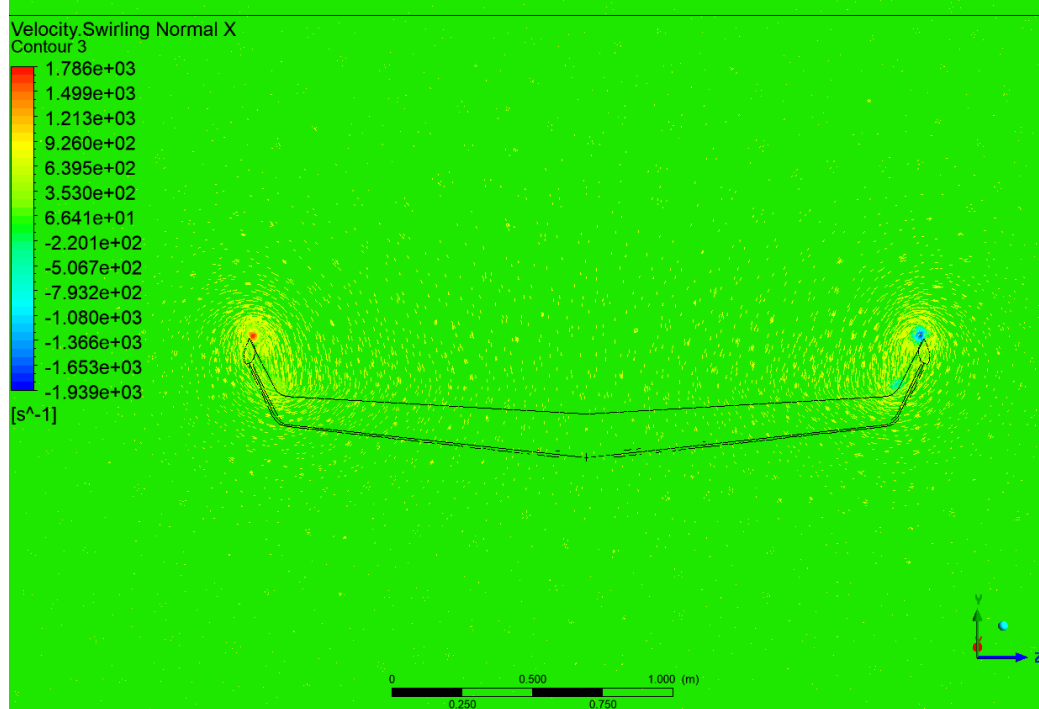
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 48 - Gráfico de contorno asa com *blended winglet*, AoA 4°e diedro de 45°.



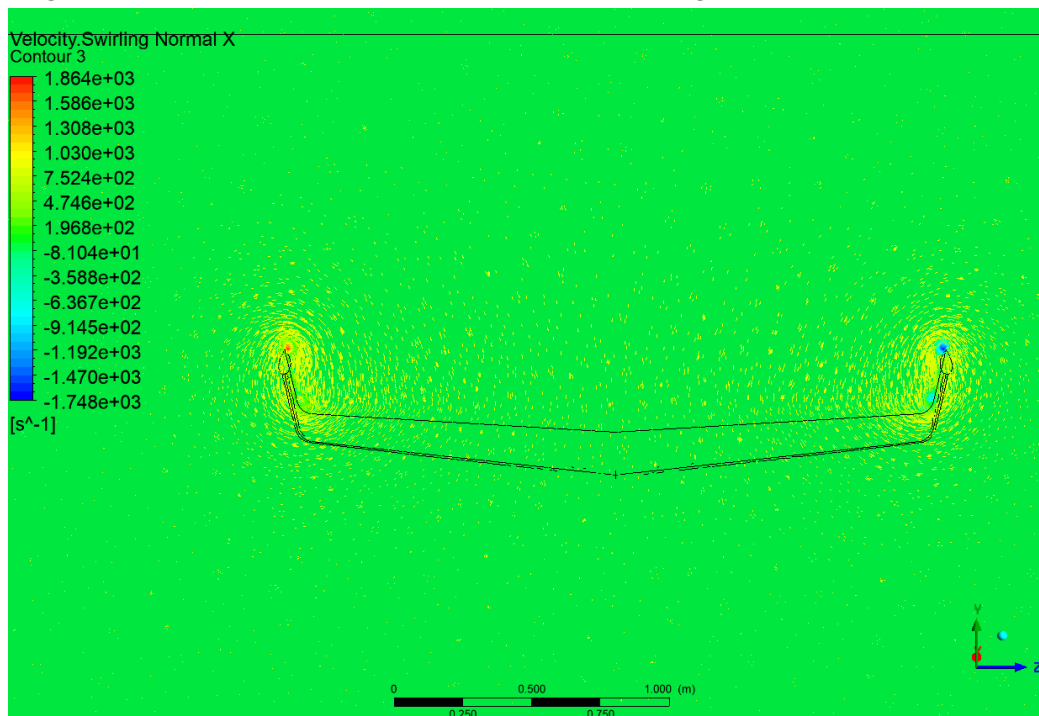
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 49 - Gráfico de contorno asa com *blended winglet*, AoA 4°e diedro de 60°.



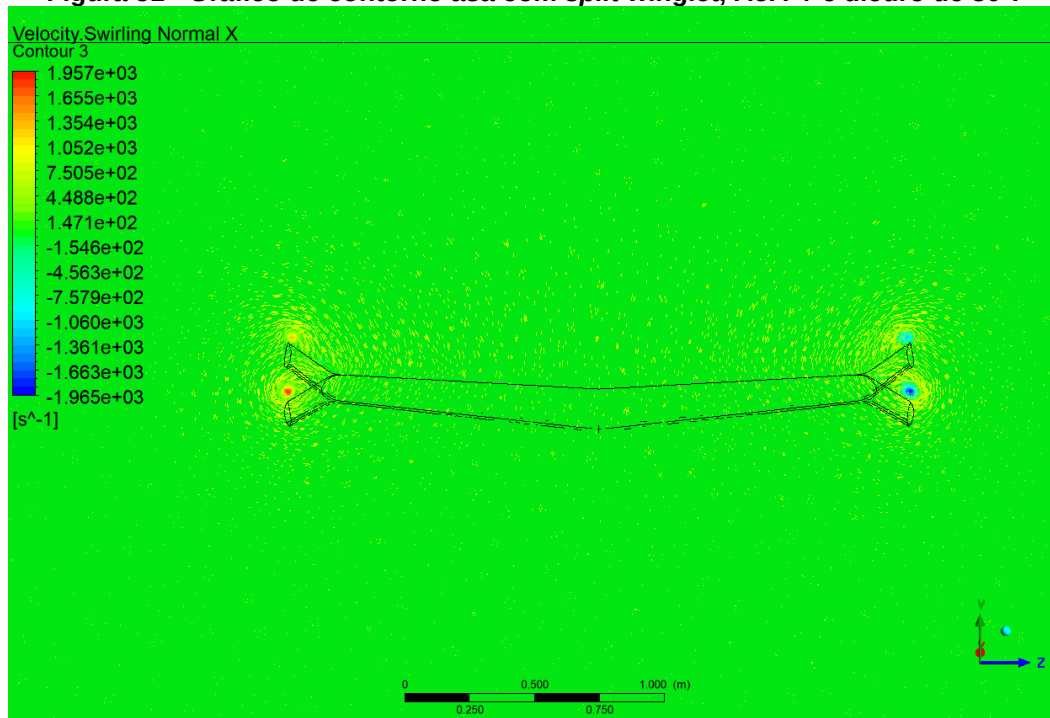
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 50 - Gráfico de contorno asa com *blended winglet*, AoA 4°e diedro de 75°.



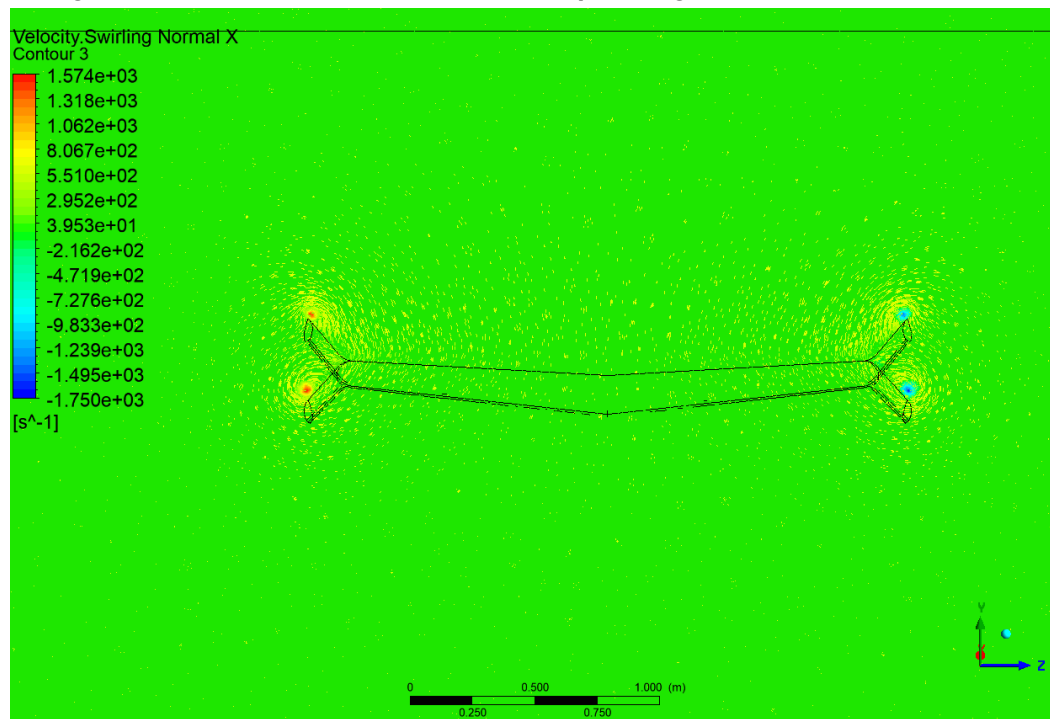
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 51 - Gráfico de contorno asa com *split* winglet, AoA 4°e diedro de 30°.



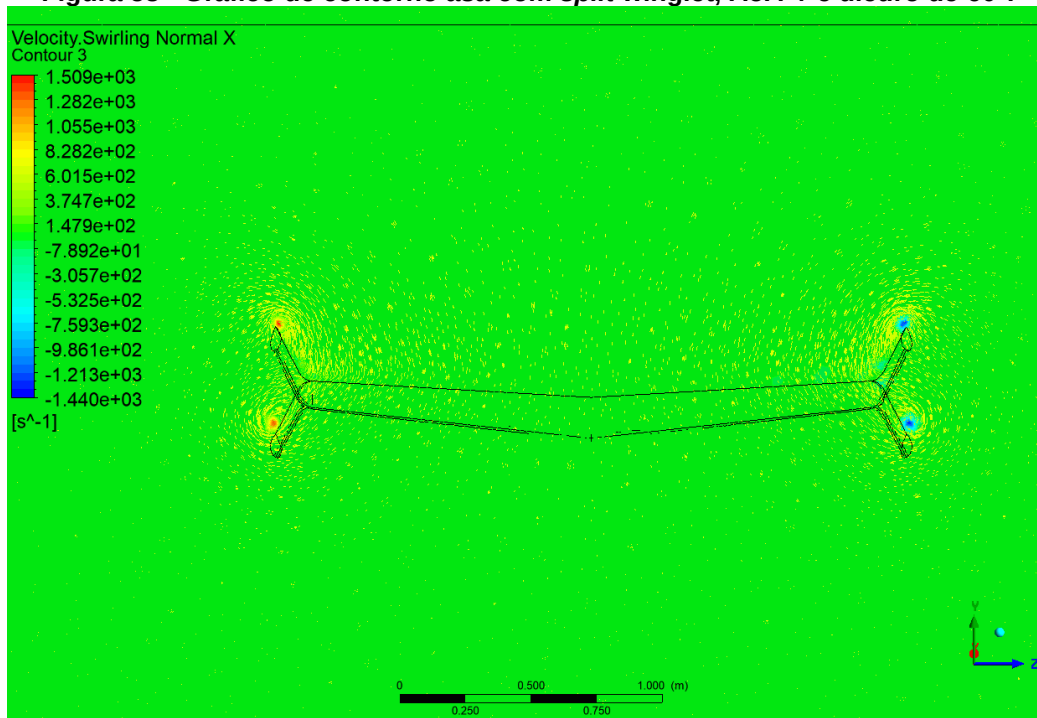
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 52 - Gráfico de contorno asa com *split* winglet, AoA 4°e diedro de 45°.



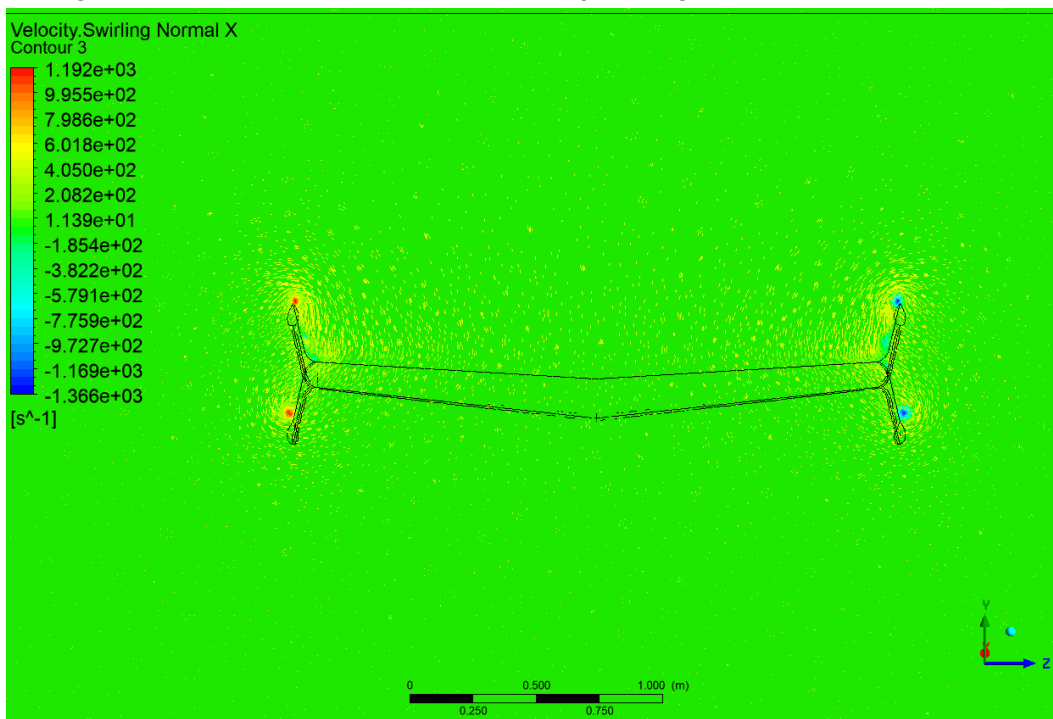
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 53 - Gráfico de contorno asa com *split* winglet, AoA 4°e diedro de 60°.



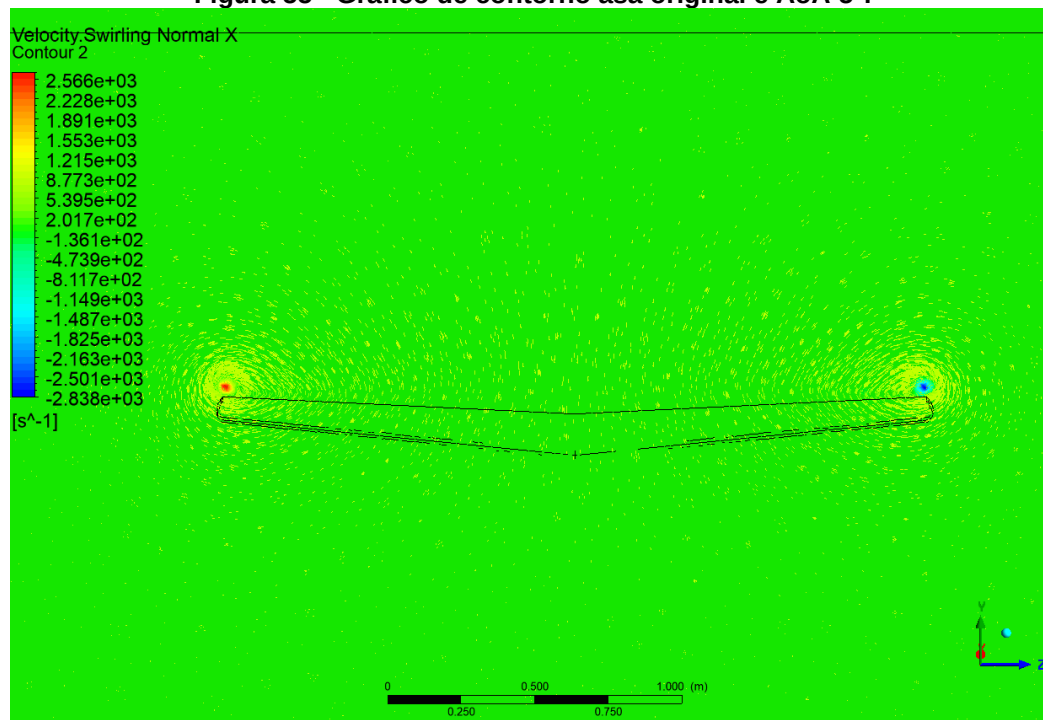
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 54 - Gráfico de contorno asa com *split* winglet, AoA 4°e diedro de 75°.



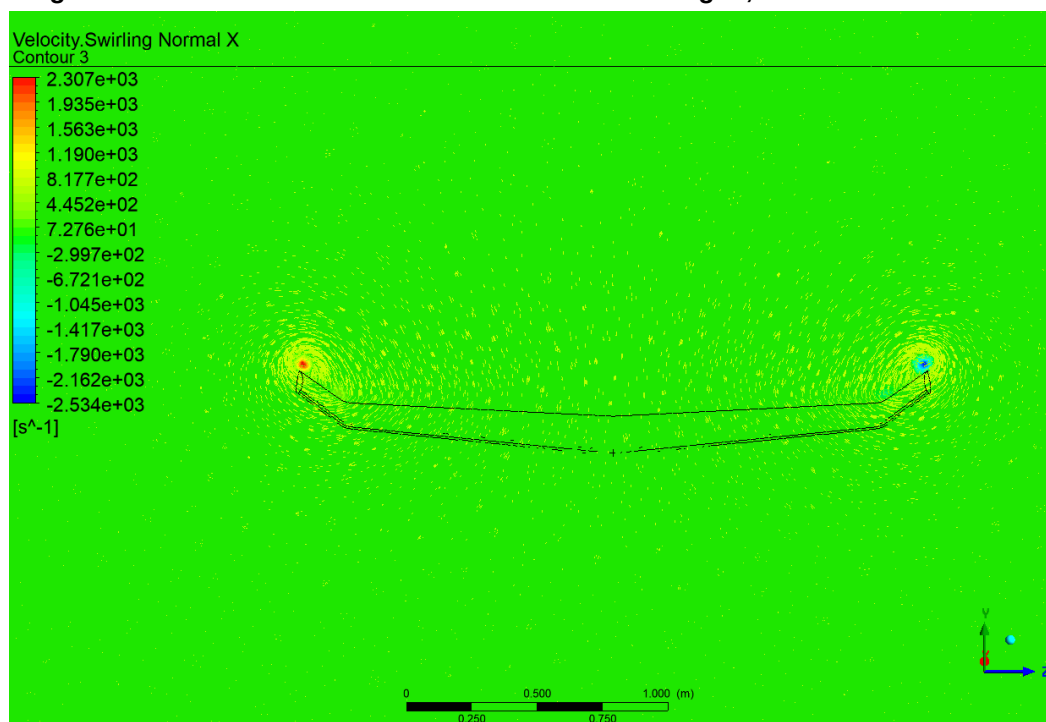
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 55 - Gráfico de contorno asa original e AoA 5°.



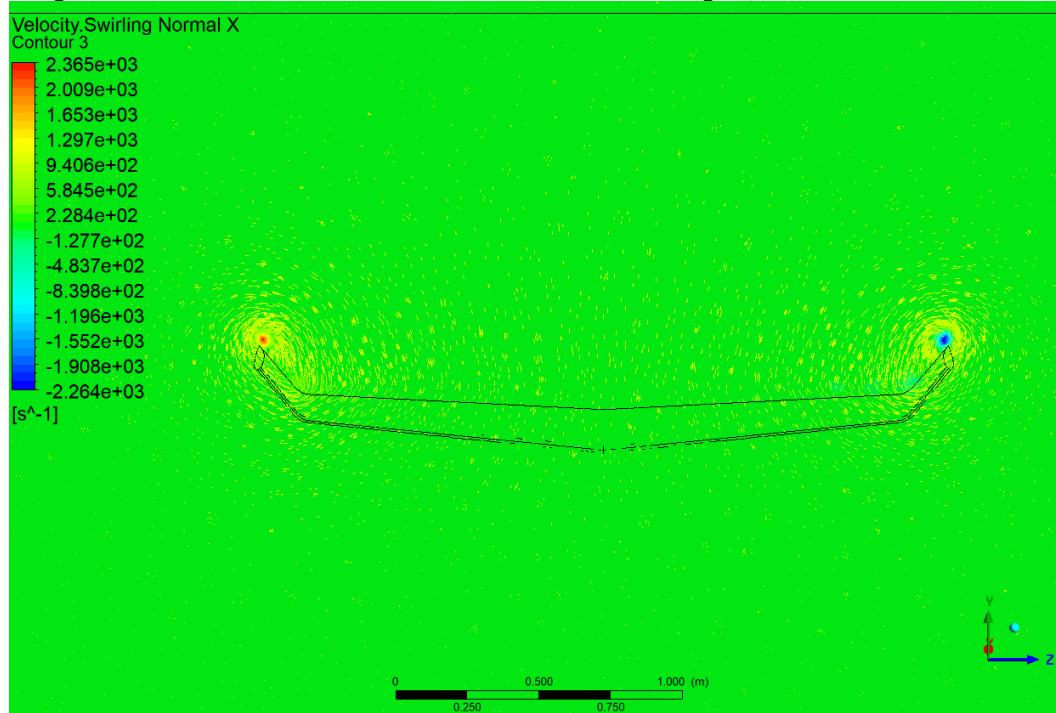
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 56 - Gráfico de contorno asa com *blended* winglet, AoA 5°e diedro de 30°.



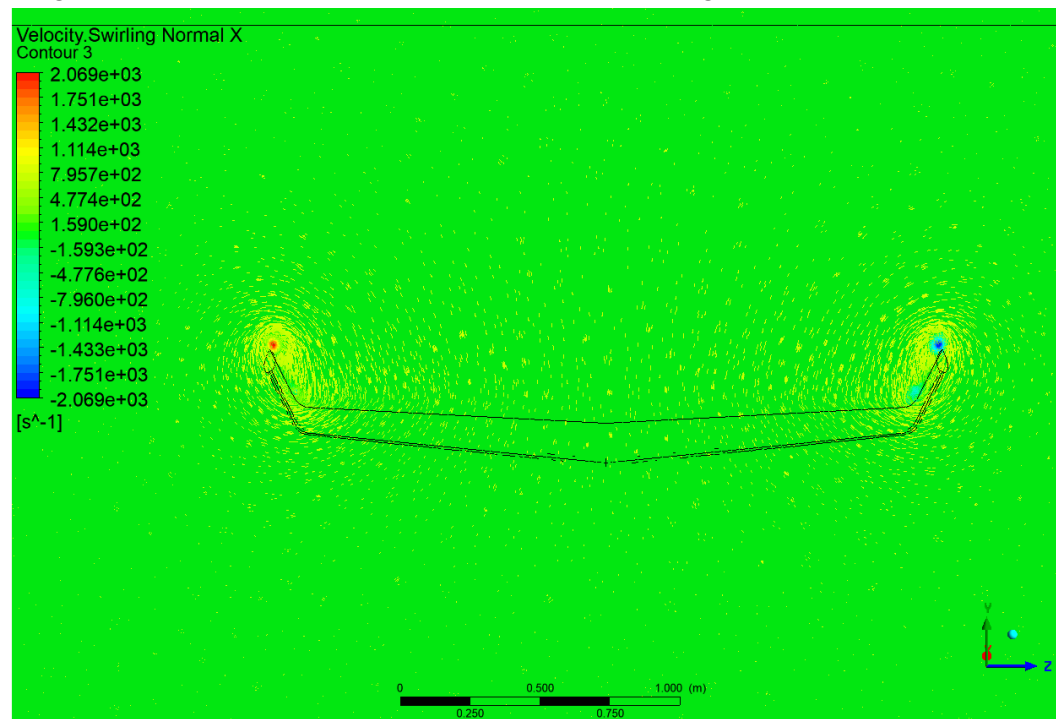
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 57 - Gráfico de contorno asa com *blended winglet*, AoA 5°e diedro de 45°.



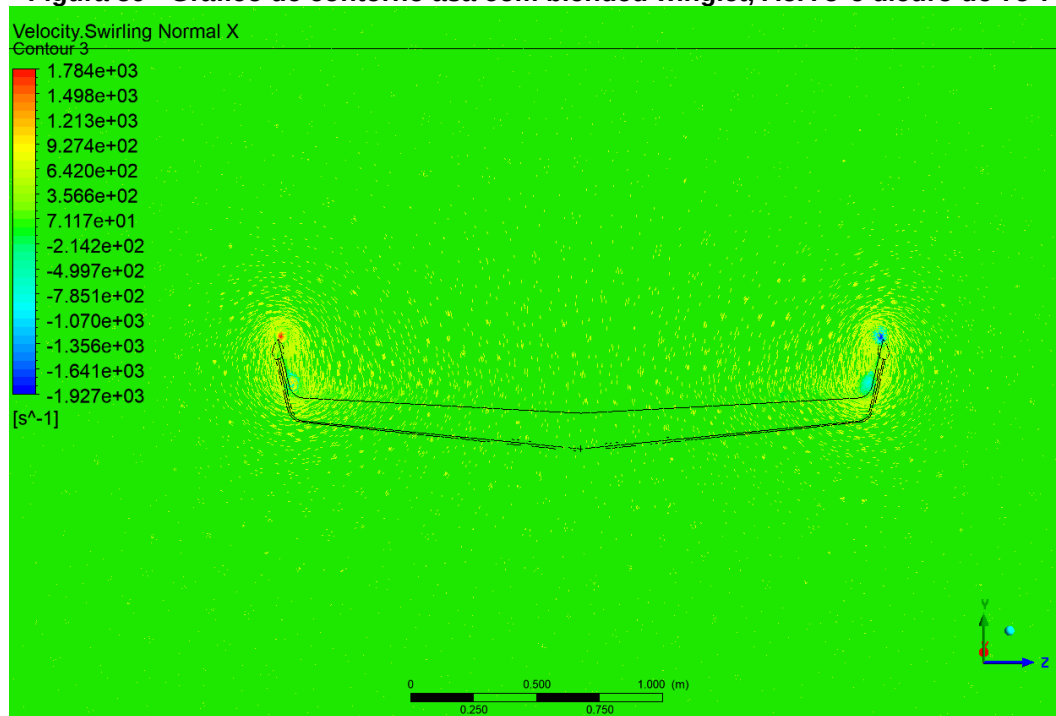
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 58 - Gráfico de contorno asa com *blended winglet*, AoA 5°e diedro de 60°.



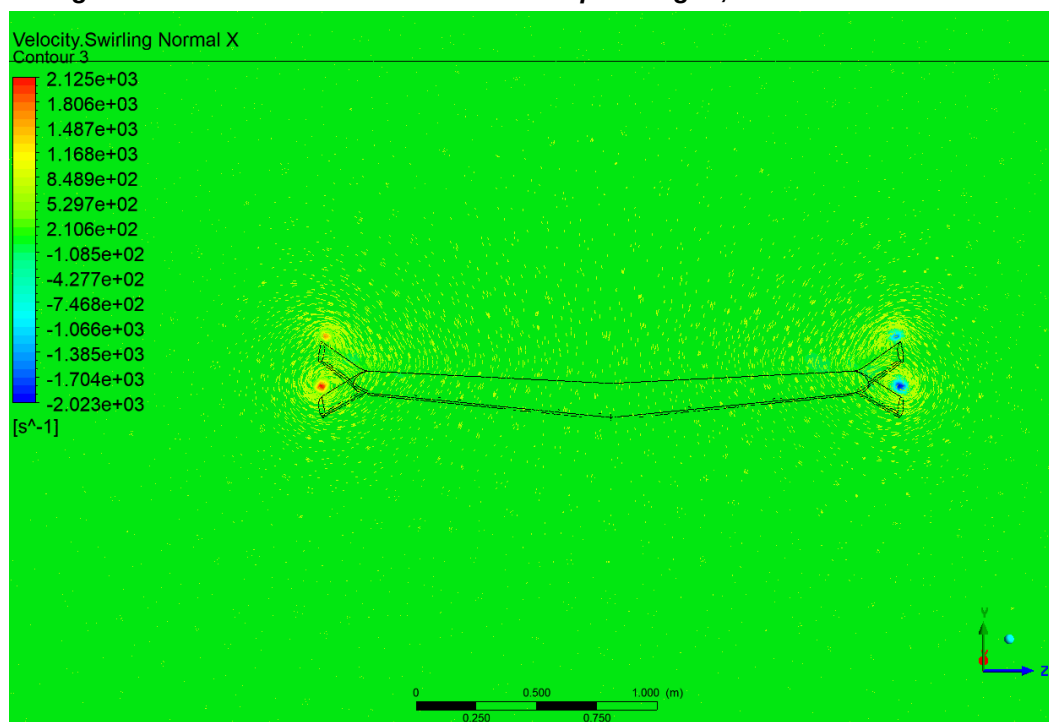
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 59 - Gráfico de contorno asa com blended winglet, AoA 5°e diedro de 75°.



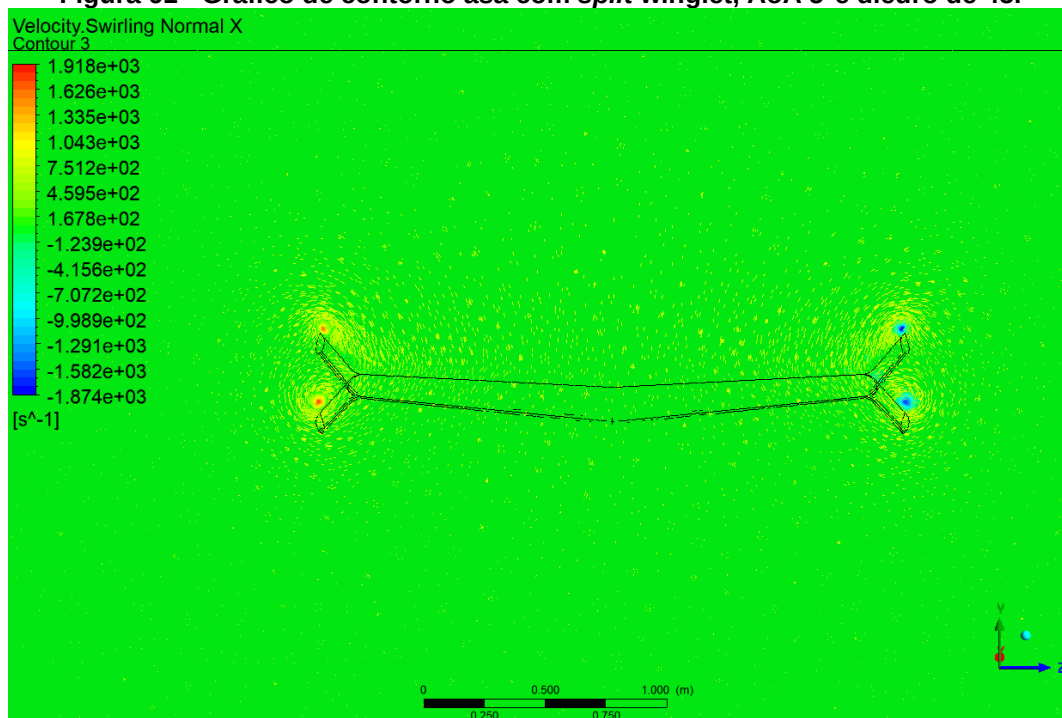
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 60 - Gráfico de contorno asa com *split* winglet, AoA 5°e diedro de 30°.



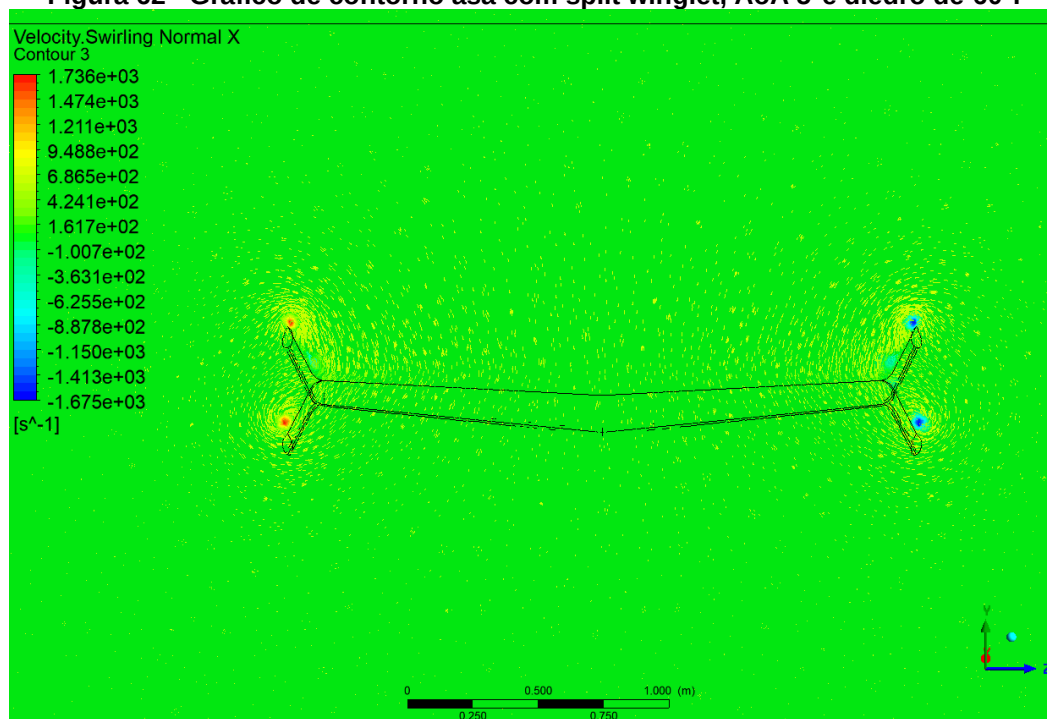
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 61 - Gráfico de contorno asa com *split* winglet, AoA 5°e diedro de 45.



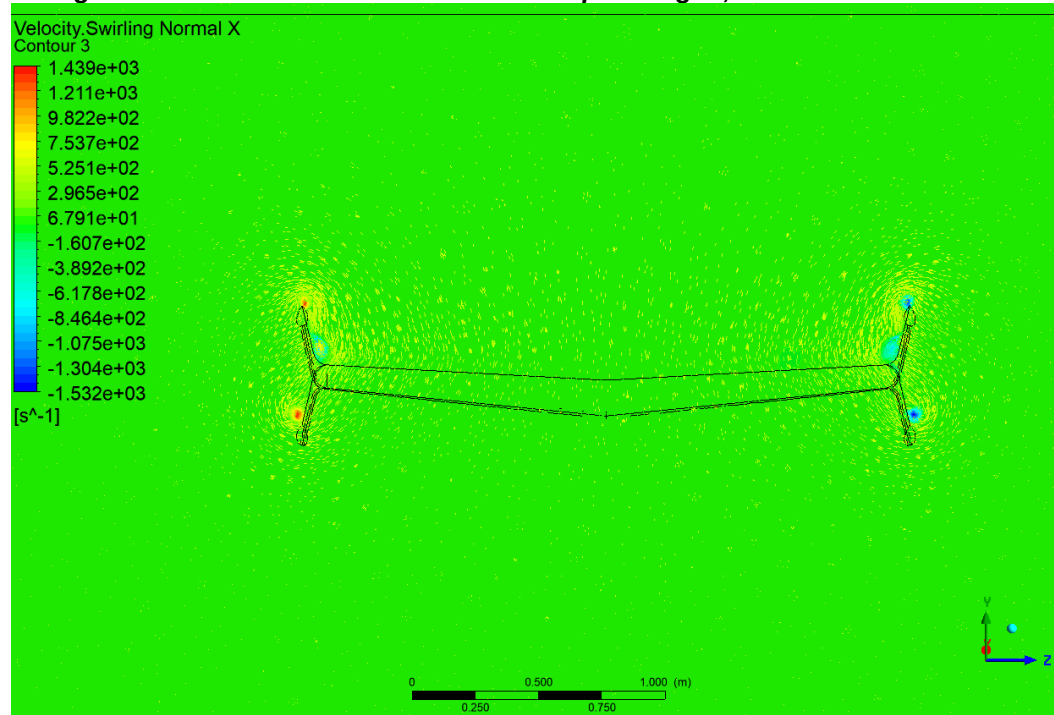
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 62 - Gráfico de contorno asa com *split* winglet, AoA 5°e diedro de 60°.



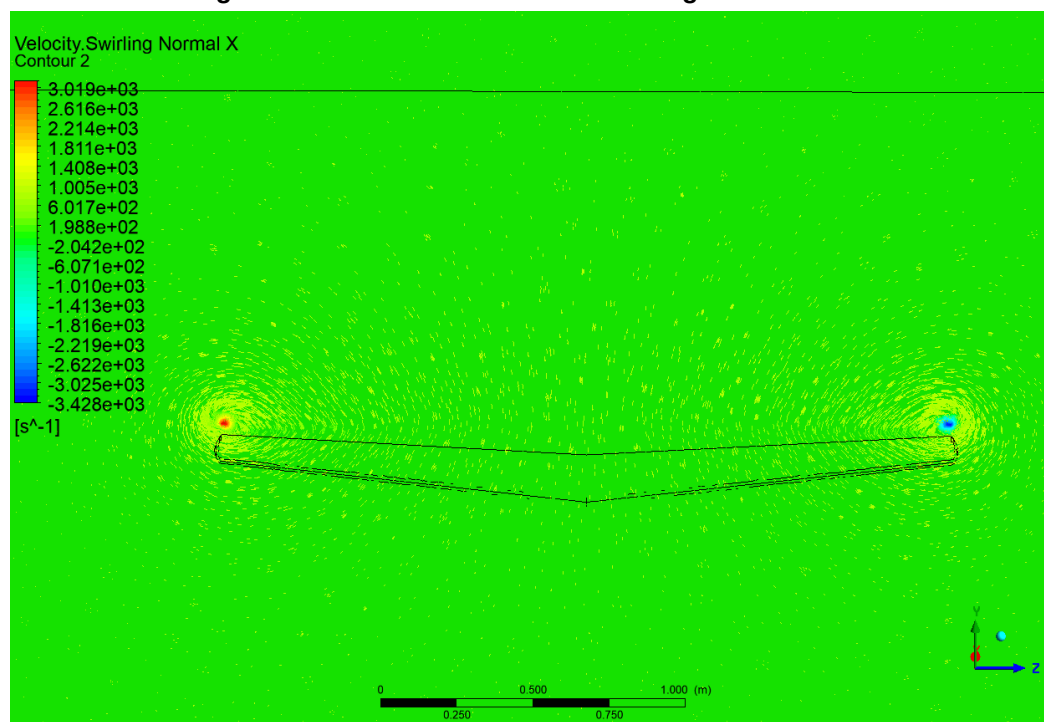
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 63 - Gráfico de contorno asa com *split* winglet, AoA 5° e diedro de 75°.



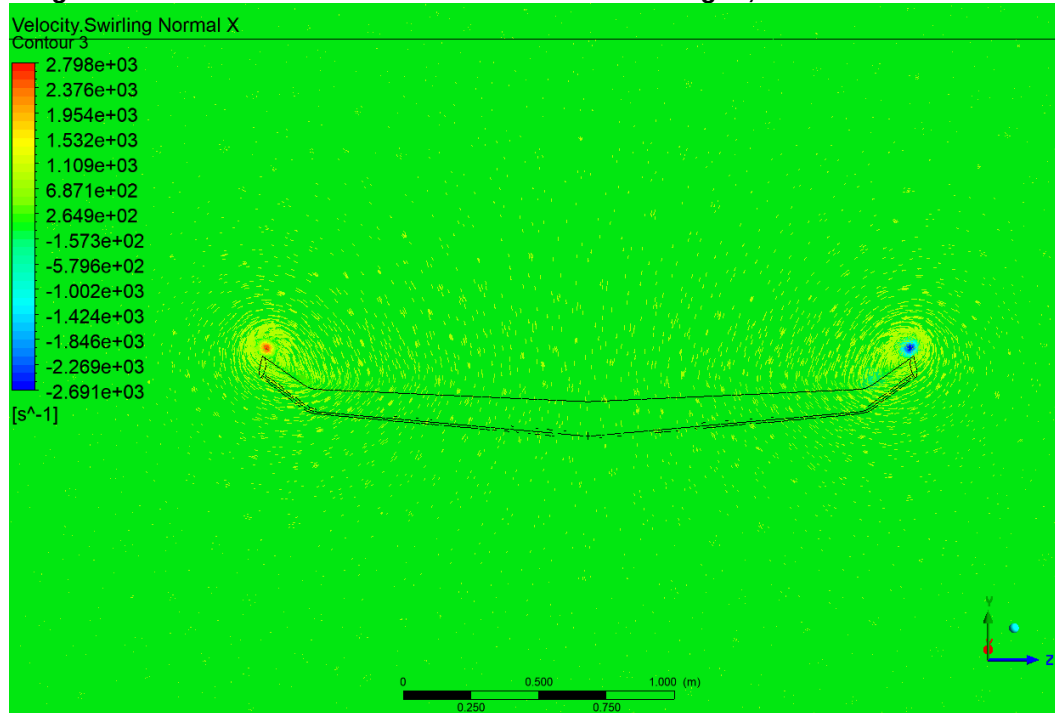
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 64 - Gráfico de contorno asa original e AoA 6°.



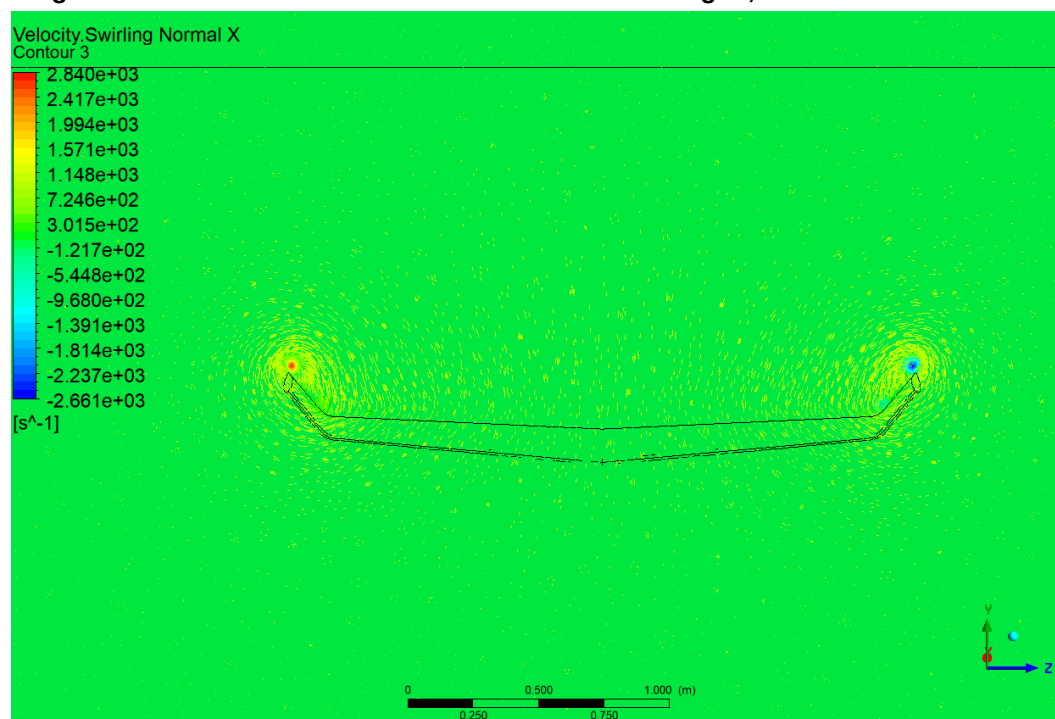
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 65 - Gráfico de contorno asa com *blended winglet*, AoA 6°e diedro de 30°.



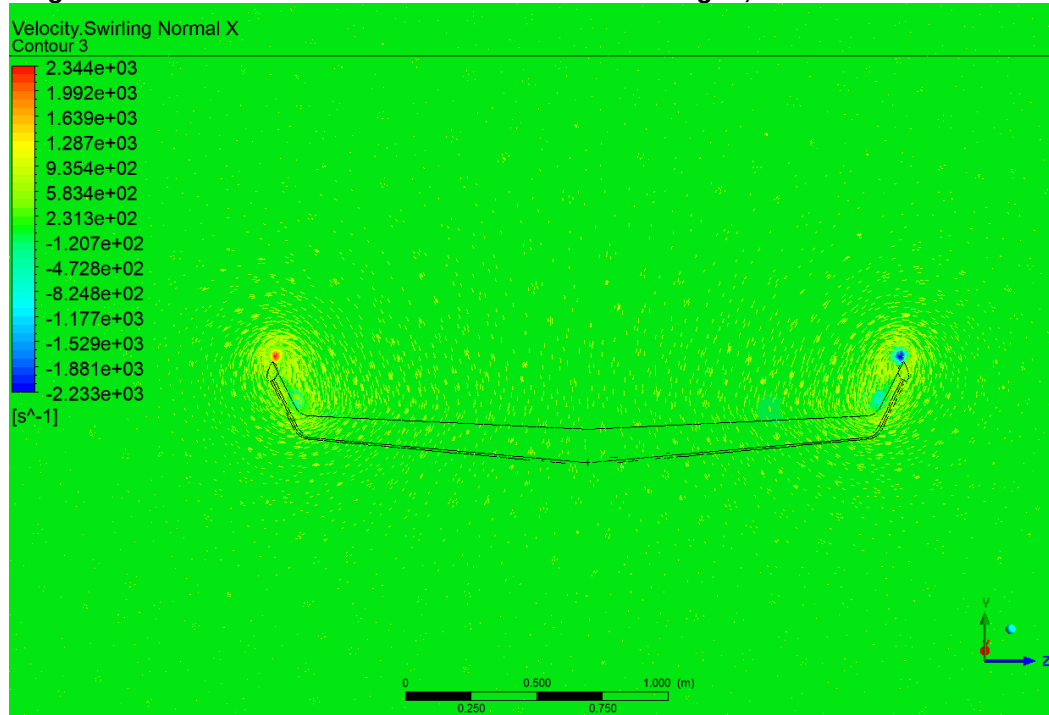
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 66 - Gráfico de contorno asa com *blended winglet*, AoA 6°e diedro de 45°.



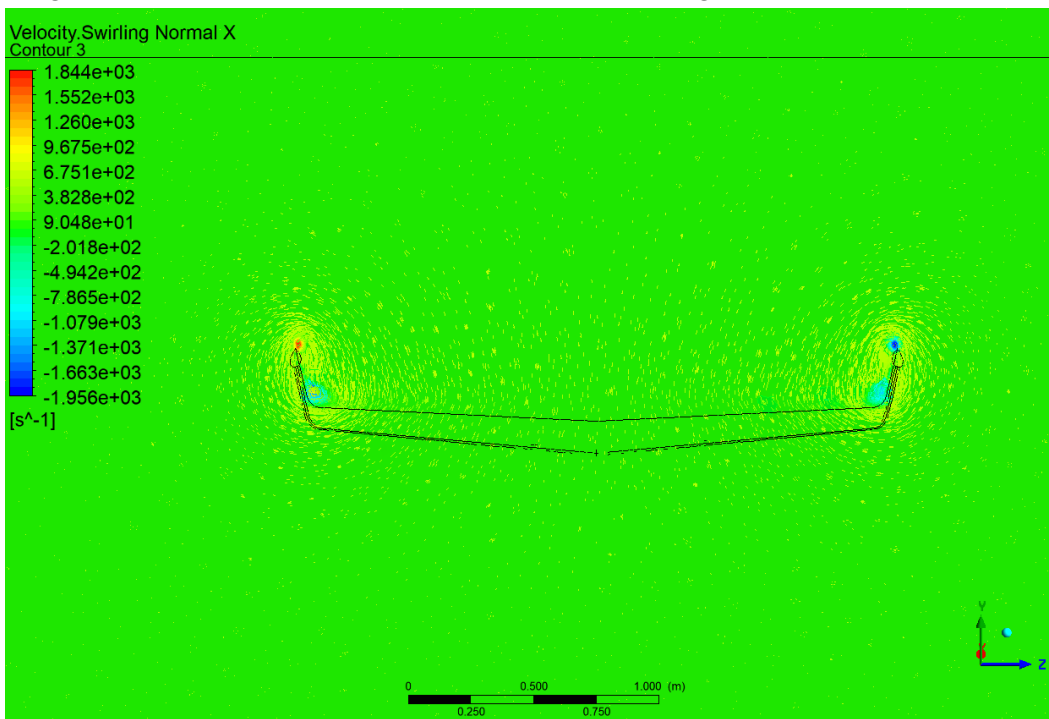
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 67 - Gráfico de contorno asa com *blended winglet*, AoA 6°e diedro de 30°.



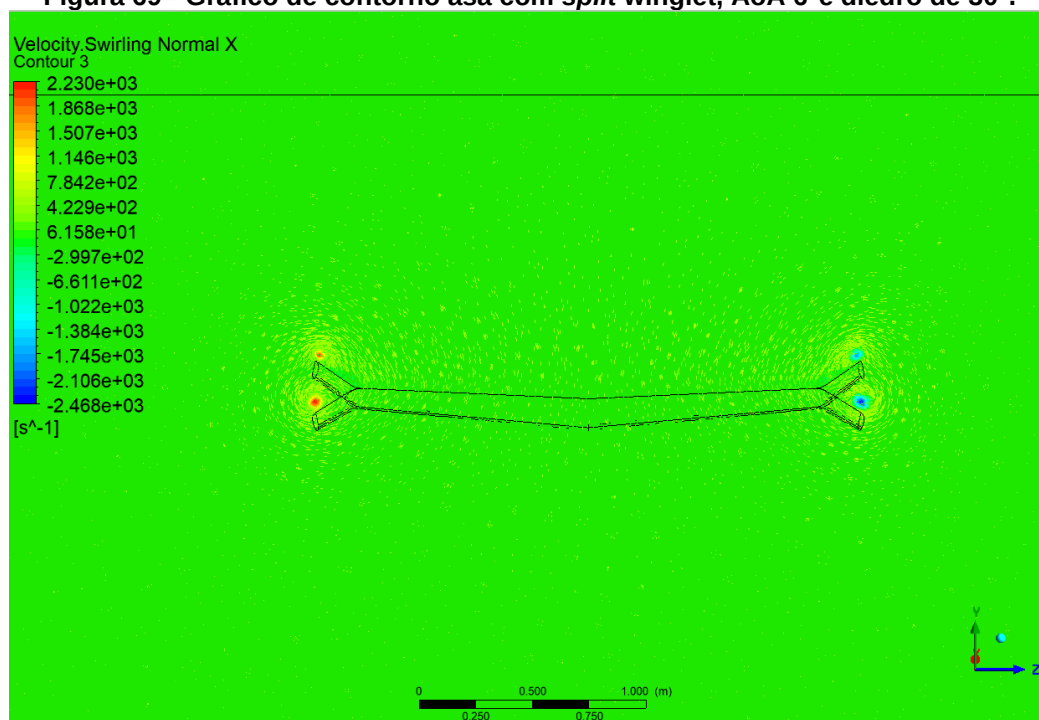
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 68 - Gráfico de contorno asa com *blended winglet*, AoA 6°e diedro de 75°.



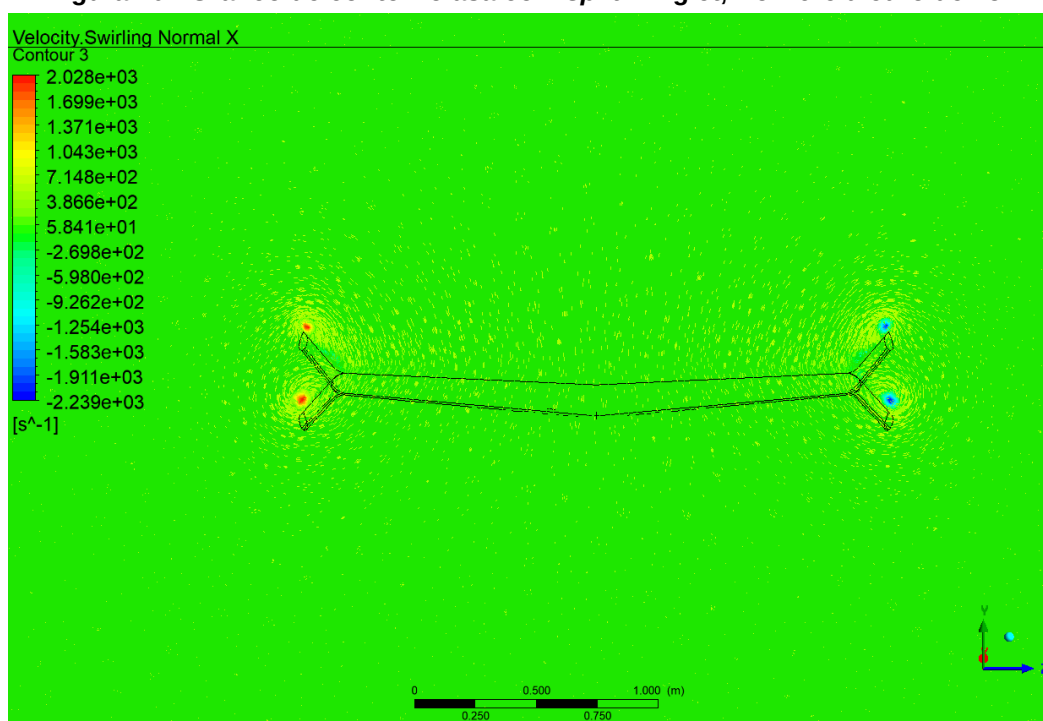
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 69 - Gráfico de contorno asa com *split* winglet, AoA 6° e diedro de 30°.



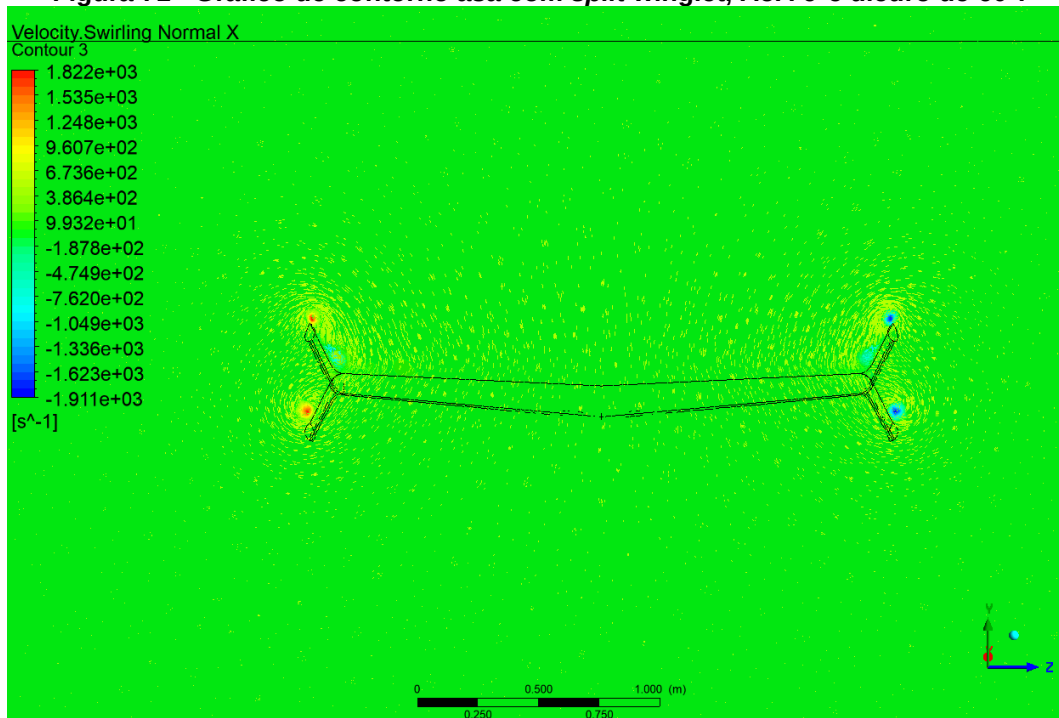
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 70 - Gráfico de contorno asa com *split* winglet, AoA 6° e diedro de 45°.



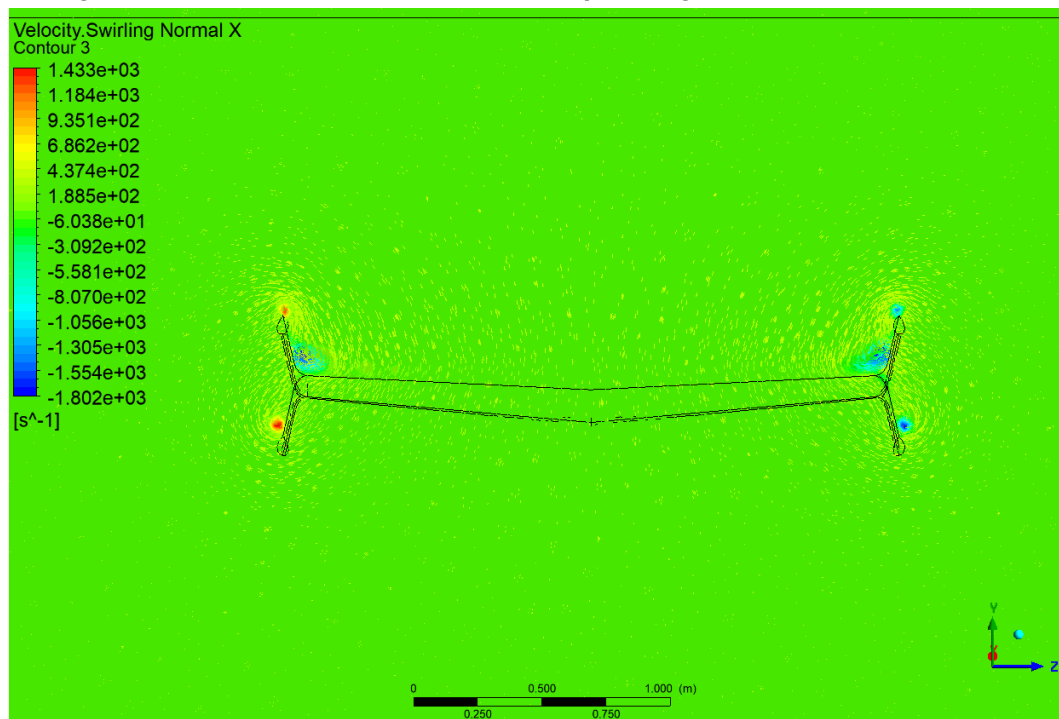
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 71 - Gráfico de contorno asa com *split* winglet, AoA 6° e diedro de 60°.



Fonte: Autoria própria (2022).

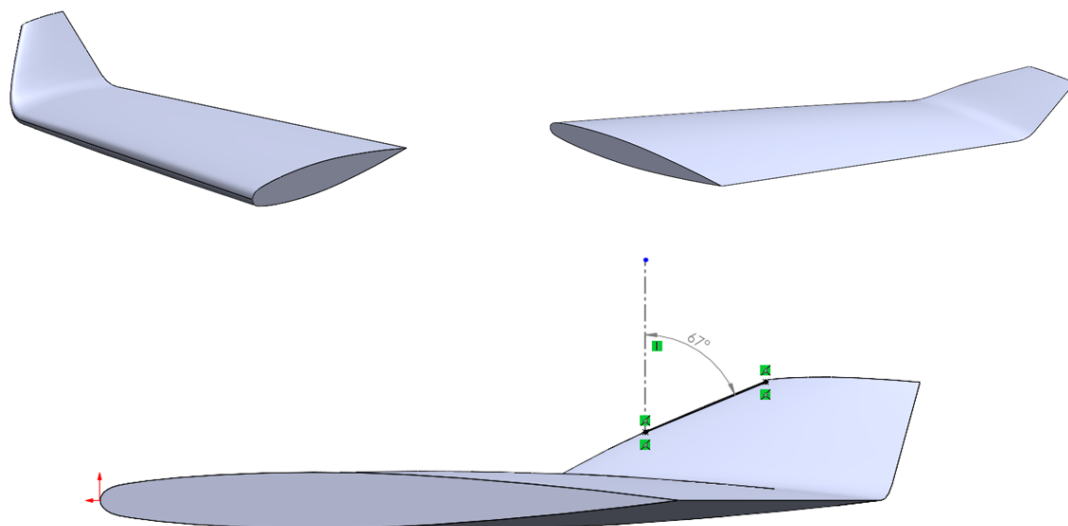
Figura 72 - Gráfico de contorno asa com *split* winglet, AoA 6° e diedro de 75°.



Fonte: Autoria própria (2022).

APÊNDICE E – IMAGEM DA ASA COM *WINGLET* ENFLECHADO

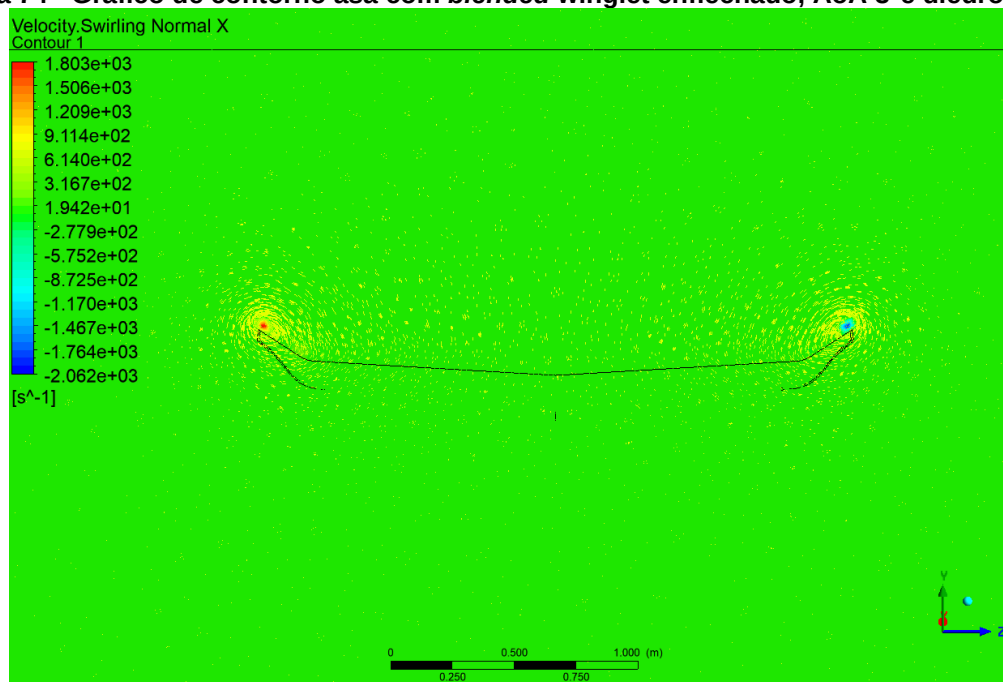
Figura 73 - *Blended winglet* enflechado com diedro de 45°.



Fonte: Autoria própria (2022).

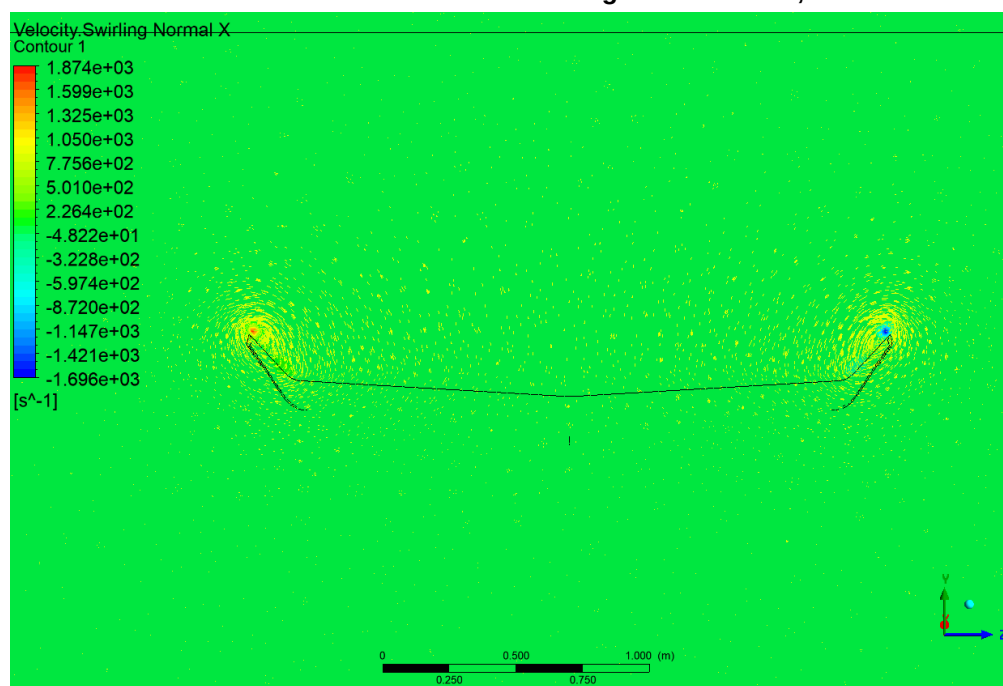
**APÊNDICE D – GRÁFICO DE CONTORNO DOS VÓRTICES DO *WINGLET*
ENFLECHADO**

Figura 74 - Gráfico de contorno asa com *blended* winglet enflechado, AoA 3°e diedro de 30°.



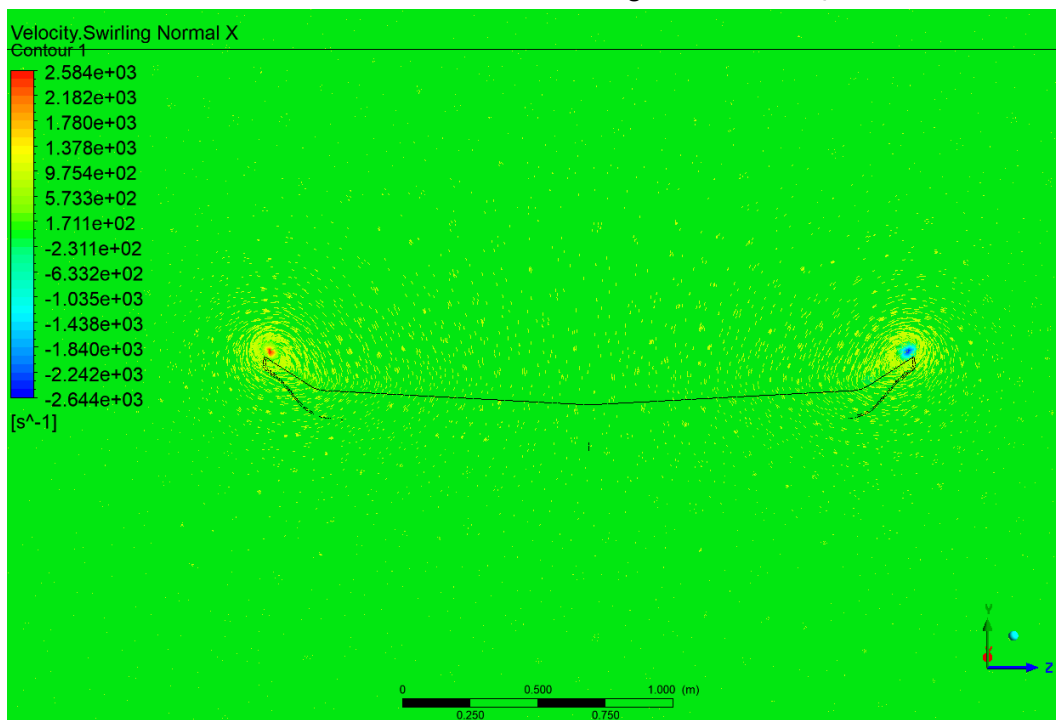
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 75 - Gráfico de contorno asa com blended winglet enflechado, AoA 3°e diedro de 45°.



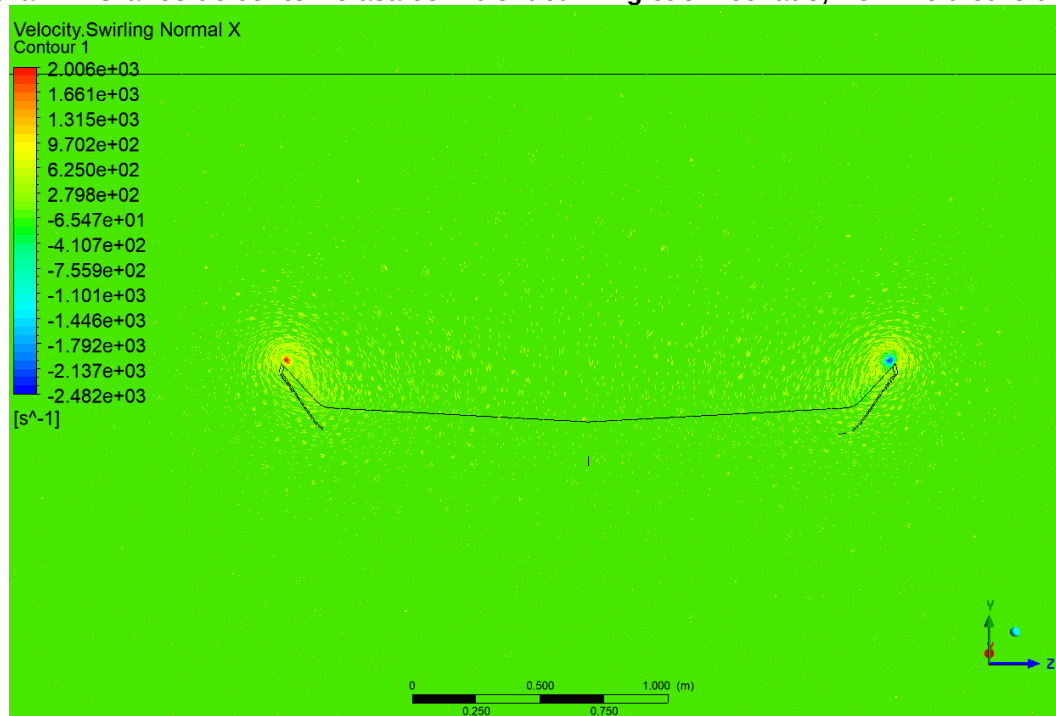
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 76 - Gráfico de contorno asa com *blended* winglet enflechado, AoA 4°e diedro de 30°.



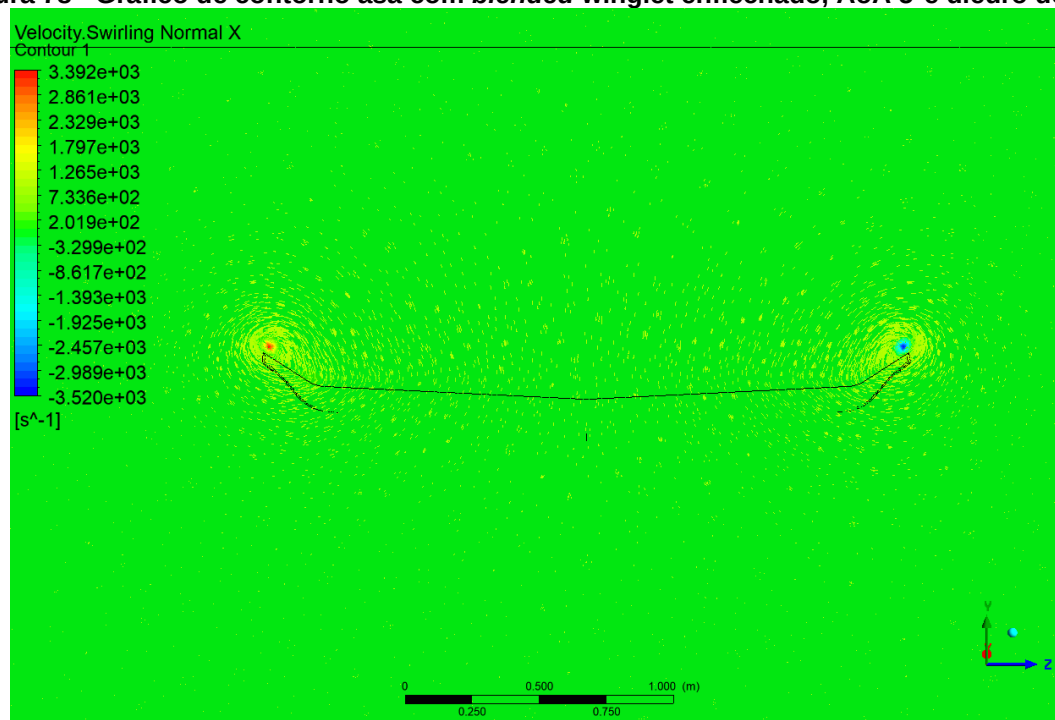
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 77 - Gráfico de contorno asa com *blended* winglet enflechado, AoA 4°e diedro de 45°.



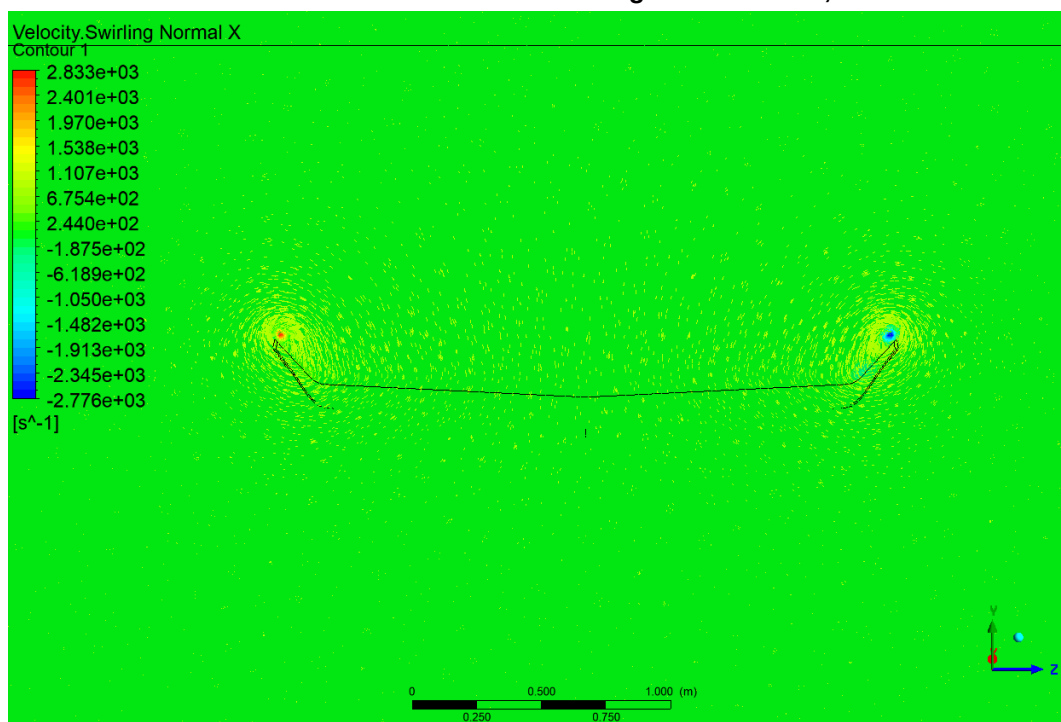
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 78 - Gráfico de contorno asa com *blended* winglet enflechado, AoA 5°e diedro de 30°.



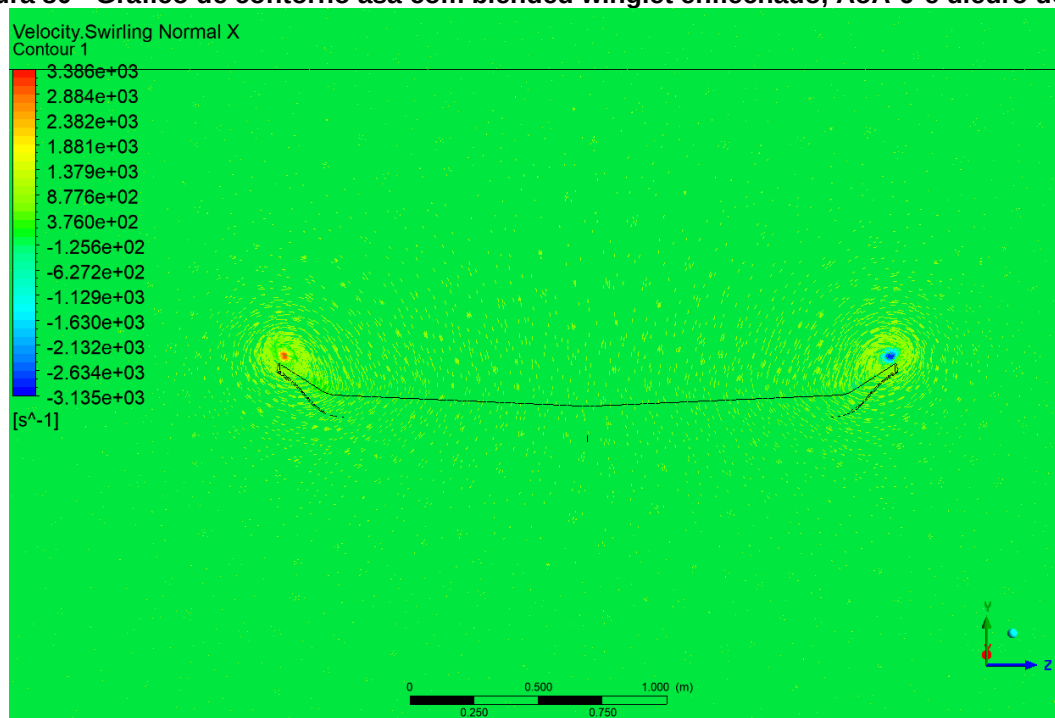
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 79 - Gráfico de contorno asa com blended winglet enflechado, AoA 5°e diedro de 45°.



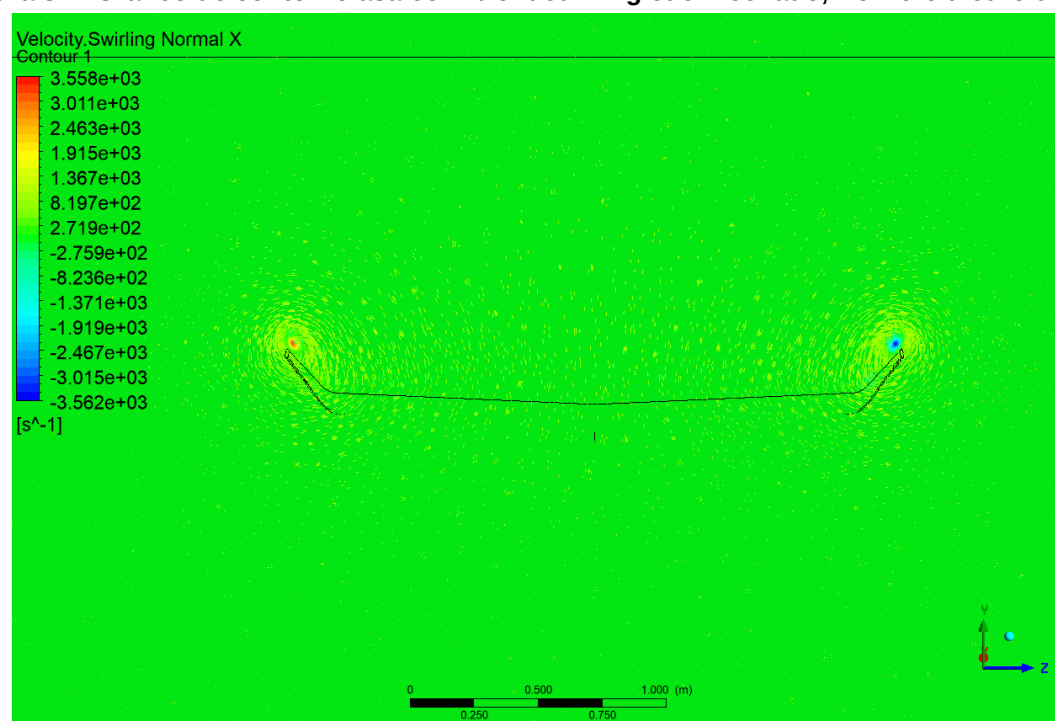
Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 80 - Gráfico de contorno asa com blended winglet enflechado, AoA 6°e diedro de 30°.



Fonte: Autoria própria (2022).

Figura 81 - Gráfico de contorno asa com blended winglet enflechado, AoA 6°e diedro de 45°.



Fonte: Autoria própria (2022).