

EDUARDO PAVONI GAMBA

**ANÁLISE COMPUTACIONAL DE DISPOSITIVOS DE
PONTA DE ASA**



**UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA**

2017

EDUARDO PAVONI GAMBA

**ANÁLISE COMPUTACIONAL DE DISPOSITIVOS DE PONTA DE
ASA**

Projeto de Conclusão de Curso
apresentado ao Curso de graduação em
Engenharia Aeronáutica da Universidade
Federal de Uberlândia, como parte dos
requisitos para a obtenção do título de
BACHAREL em **ENGENHARIA**
AERONÁUTICA.

Orientador: Prof. Dr. Francisco José de
Souza.

UBERLÂNDIA – MG

2017

EDUARDO PAVONI GAMBA

ANÁLISE COMPUTACIONAL DE DISPOSITIVOS DE PONTA DE ASA

Projeto de conclusão de curso
APROVADO pelo Colegiado do Curso de
Graduação em Engenharia Aeronáutica da
Faculdade de Engenharia Mecânica da
Universidade Federal de Uberlândia.

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Francisco José de Souza

Prof. Dr. Carlos Antônio Ribeiro Duarte

Mestre. João Rodrigo Andrade
Universidade Federal de Uberlândia

UBERLÂNDIA – MG

2017

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, agradeço aos meus pais Marcelo e Cláudia pelo constante e indispensável suporte oferecido durante toda a graduação, em todos os sentidos possíveis. Ao meu irmão Guilherme, primos, tios e avós pela confiança e incentivo.

Agradeço ao meu orientador, Prof. Dr. Francisco José de Souza pelos inúmeros ensinamentos, paciência, dedicação e confiança depositadas em mim. Por ser um professor digno de admiração.

Agradeço a minha namorada Maria Cecília, pela paciência, apoio cumplicidade e incentivo durante este projeto.

Agradeço aos meus amigos, em especial ao Alexandre, Guilherme, Higor, João, Leonardo e Vitor pela ajuda e descontração durante a condução deste trabalho.

Agradeço a todos meus professores da Universidade Federal de Uberlândia.

Agradeço a Faculdade de Engenharia Mecânica.

GAMBA, E. P. **Análise Computacional de Dispositivos de Ponta de Asa**. 2017. 59p. Projeto de Conclusão de Curso, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia-MG, Brasil.

RESUMO

Com a intensificação do tráfego aéreo, medidas para a atenuação do impacto ambiental são necessárias na indústria aeronáutica. Além deste benefício, a redução de arrasto em aeronaves comerciais representaria uma vantagem financeira em economia de combustível ou aumento de *payload*. É nesse sentido que este trabalho visa estudar a influência de *winglets* na redução dos vórtices de ponta de asa e, conseqüentemente, no arrasto induzido. O seguinte estudo apresenta análises através de CFD, pelo software ANSYS, com $Mach = 0,5$ em sete configurações diferentes de *winglets*, comparadas à uma asa típica de aeronaves comerciais. A viabilidade de tais dispositivos é feita de maneira qualitativa e quantitativa, analisando a tendência do escoamento e valores dos coeficientes de arrasto viscoso e de pressão.

Palavras Chave: *Winglet, CFD, Arrasto induzido, Vórtices de ponta de asa.*

GAMBA, E. P. **Computational Analysis of Wingtip Devices**. 2017. 59p Graduation Project, Federal University of Uberlandia, Uberlândia-MG, Brazil.

ABSTRACT

With the intensification of the air traffic, measures for the mitigation of the environmental impact are necessary in the aeronautical industry. In addition to this benefit, drag reduction on commercial aircraft would represent a financial advantage in fuel economy or payload increase. It is in this sense that this work aims to study the influence of winglets on the reduction of wingtip vortices and, consequently, of induced drag. The following study presents *CFD* analyzes by ANSYS, with $Mach = 0.5$ in seven different winglets configurations, compared to a typical wing of commercial aircraft. The feasibility of such devices is made qualitatively and quantitatively, analyzing the flow trend and values of the viscous and pressure drag coefficients.

Keywords: *Winglet, CFD, Wingtip Vortex*

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Heinkel He 162 equipado com "Hoerner tips" (Fonte: www.wingermmodels.com). ..	2
Figura 2 - Teste de voo com KC-135 (Fonte: https://www.nasa.gov).	3
Figura 3 - Boeing 747-400 com Winglets (Fonte: www.airwaysmag.com).	4
Figura 4 - MD-11 com Winglets desenvolvidos pela NASA (Fonte: www.widebodyaircraft.nl).	5
Figura 5 - Diferença de pressão em uma asa finita (Fonte: BABIGIAN, 2009).	11
Figura 6 - Vórtices de ponta de asa em asa retangular. (Fonte: Head, M. R., in <i>Flow Visualization II</i> , W. Merzkirch (Ed.), Hemisphere Publishing Co., Nova York, 1982).....	12
Figura 7 - Efeito do downwash (Fonte: aviation.stackexchange.com).....	13
Figura 8 - Detalhes geométricos do <i>slottes flap</i> (Fonte: WENTZ, 1976).....	14
Figura 9 - Detalhes geométricos do <i>slotted flap</i> defletido (Fonte: WENTZ, 1976).....	15
Figura 10 - Malha computacional para o <i>slotted flap</i>	16
Figura 11 - Perfil NACA 64-110 em plano cartesiano.	19
Figura 12 - Semi-asa modelada no CATIA.	20
Figura 13 - Planta do <i>Winglet</i> 1, referência para os demais parâmetros geométricos.	21
Figura 14 – <i>Winglet</i> 1 modelado no CATIA.	22
Figura 15 - <i>Winglets</i> com diferentes comprimentos, (a) <i>Winglet</i> 2 ($d = 0,616\text{ m}$), (b) <i>Winglet</i> 1 ($d = 0,862\text{ m}$), (c) <i>Winglet</i> 5 ($d = 1,114\text{ m}$).	22
Figura 16 - <i>Winglets</i> com diferentes dimensões da corda da ponta, (a) <i>Winglet</i> 6 ($ct = 0,237\text{ m}$), (b) <i>Winglet</i> 1 ($ct = 0,437\text{ m}$), (c) <i>Winglet</i> 7 ($ct = 0,657\text{ m}$).	23
Figura 17 - <i>Winglets</i> com diferentes inclinações, (a) <i>Winglet</i> 3 ($\beta = 128,4^\circ$), (b) <i>Winglet</i> 2 ($\beta = 139,9^\circ$), (c) <i>Winglet</i> 4 ($\beta = 146,4^\circ$).	23
Figura 18 - Domínio para a simulação computacional, com dimensões em milímetros.	24
Figura 19 - Divisões da região próxima à parede (Fonte: <i>Fluent Theory Guide</i>)	25
Figura 20 - Malha computacional em corte transversal.	27
Figura 21 - Malha computacional em corte transversal, com zoom na camada de prisma.	27
Figura 22 - Distribuição de y^+ na superfície da semi-asa.	28
Figura 23 - Comparação das polares de arrasto.....	33
Figura 24 - <i>Contuor</i> de pressão com e sem a presença de <i>winglet</i>	35

Figura 25 - <i>Vortex core</i> na asa com e sem a presença de <i>winglet</i>	36
Figura 26 - Vetores de velocidade na ponta da asa com e sem <i>winglet</i>	37
Figura 27 - Influência do comprimento do <i>winglet</i> na variação de arrasto.	39
Figura 28 - Influência da dimensão da corda na variação de arrasto.	40
Figura 29 - Influência da inclinação do <i>winglet</i> na variação de arrasto.	41

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Características da malha computacional para o <i>slotted flap</i>	16
Tabela 2 - Características da geometria do <i>slotted flap</i>	17
Tabela 3 - Parâmetros da simulação do <i>slotted flap</i>	18
Tabela 4 - Características geométricas da semi-asa.	20
Tabela 5 - Características da malha para os <i>winglets</i>	29
Tabela 6 - Características da simulação dos <i>winglets</i>	30
Tabela 7 - Coeficientes de arrasto para cada geometria.	38

LISTA DE SÍMBOLOS

L	Força de sustentação
D	Força de arrasto
$\frac{L}{D}$	Eficiência aerodinâmica
C_L	Coefficiente de sustentação
C_D	Coefficiente de arrasto
C_{D_v}	Coefficiente de arrasto viscoso
C_{D_p}	Coefficiente de arrasto de pressão
ρ	Densidade do ar
v	Velocidade do escoamento
g	Aceleração da gravidade
h	Altura
p	Pressão do fluido
α	Ângulo de ataque geométrico
α_i	Ângulo de ataque induzido
α_{eff}	Ângulo de ataque efetivo
L_{eff}	Força de sustentação efetiva
Re	Número de Reynolds
y	Distância em relação a parede

u^*	Velocidade de fricção
ν	Viscosidade cinemática
μ	Viscosidade dinâmica
u	Velocidade do fluxo paralela à parede
τ_ω	Tensão de cisalhamento na parede
β	Ângulo de inclinação do <i>winglet</i> com eixo longitudinal da aeronave
d	Comprimento do <i>winglet</i>
c_t	Corda da ponta do <i>winglet</i>

SUMÁRIO

AGRADECIMENTOS	iv
RESUMO	v
ABSTRACT	vi
LISTA DE FIGURAS	vii
LISTA DE TABELAS	ix
LISTA DE SÍMBOLOS	x
CAPÍTULO I.....	1
1.1 Descrição do trabalho	5
CAPÍTULO II.....	7
CAPÍTULO III	10
3.1 Validação do Modelo.....	14
3.2 Análise de <i>Winglets</i>	19
CAPÍTULO IV	32
4.1 Validação do Modelo.....	32
4.2 Análise de <i>Winglets</i>	34
CAPÍTULO V	42
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	44

CAPÍTULO I

INTRODUÇÃO

No mundo aeronáutico qualquer tentativa de redução no consumo de combustível é muito bem vista, já que mínimas diminuições geram uma grande economia na operação da aeronave, principalmente em uma era onde o preço do combustível é crescente.

Além disso, vive-se hoje um momento de grande preocupação com efeitos negativos no meio ambiente. Logo, medidas para a diminuição do impacto causado pela indústria aeronáutica são cada vez mais populares, principalmente em decorrência da intensificação do tráfego aéreo. Dessa forma, uma melhor eficiência no desempenho de uma aeronave é um grande objetivo a ser conquistado.

Aerodinamicamente, pensar em redução de consumo de combustível é pensar em redução no coeficiente de arrasto da aeronave. Nos últimos anos, tem sido intensa a procura por dispositivos aerodinâmicos capazes de promover uma diminuição no arrasto e, conseqüentemente, maior eficiência no consumo de combustível e maior alcance.

O conceito de dispositivos redutores de vórtices de ponta de asa data de antes do primeiro voo de uma aeronave já registrado. O primeiro estudo a respeito de *wingtips* foi apresentado pelo engenheiro inglês Frederick W. Lanchester, em 1897. Em seu estudo Frederick demonstrou que a utilização de superfícies verticais localizadas na ponta das asas causaria uma significativa redução de arrasto induzido na aeronave, e assim foi patenteado o primeiro conceito de *endplate*. Embora a pesquisa fosse limitada, foi uma ideia promissora que deu início ao desenvolvimento de muitos outros estudos.

A aplicação prática de um *winglet* não demorou para acontecer. Em 1910, o engenheiro escocês, William E. Somerville, instalou os primeiros *winglets* funcionais em seu projeto inicial de biplano e monoplano.

Este campo de pesquisa permaneceu “frio” até o período da segunda Guerra Mundial. Assim, em 1952, o engenheiro aeronáutico alemão, Dr. Sighard F. Hoerner, desenvolveu os chamados Hoerner tips, os quais Dr. Sighard instalou no excêntrico avião nazista Heinkel He 162, mostrado na Figura 1. Esse dispositivo consistia na inclinação da ponta da asa, como um diedro negativo.

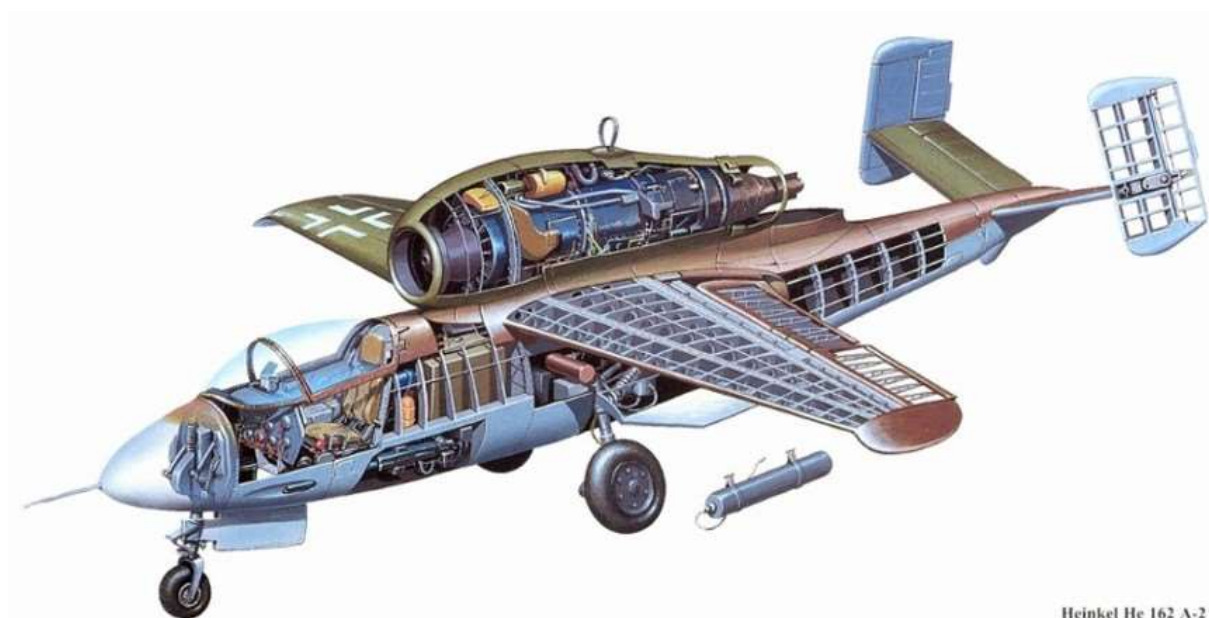


Figura 1 - Heinkel He 162 equipado com "Hoerner tips" (Fonte: www.wingermmodels.com).

Além de pesquisas teóricas realizadas em 1954, onde notou-se um efeito positivo tanto em arrasto quanto em sustentação, a próxima contribuição relevante veio entre 1974 e 1976, quando Richard T. Whitcomb iniciou uma pesquisa a respeito de *winglets*. Este engenheiro aeronáutico americano, juntamente com Stuart G. Flechner e Peter F. Jacobs em sua equipe, fez uma pesquisa no centro de pesquisa da NASA, em Laagley, que analisava os vórtices de ponta de asa e o conceito de *winglets* na redução do arrasto induzido de uma aeronave, onde de fato o termo *winglet* foi criado.

Pouco demorou para que os *winglets* de Whitcomb começassem a serem implementados em aeronaves reais pela NASA. Em 1977, o Learjet Longhorn fora o primeiro jato a ser produzido com esse dispositivo. Em 1979 foi realizado um teste com aeronave KC-135 equipada de dispositivos de ponta de asa, como mostra a Figura 2. Tais testes mostraram um possível aumento de 7% no alcance da aeronave em velocidade de cruzeiro.



Figura 2 - Teste de voo com KC-135 (Fonte: <https://www.nasa.gov>).

Com o sucesso de tais testes, em 1985, a Boeing® passou a utilizar essa técnica no célebre 747, na versão 400, mostrada na Figura 3. Este foi o primeiro avião comercial a usar os redutores de vórtices.



Figura 3 - Boeing 747-400 com Winglets (Fonte: www.airwaysmag.com).

Em uma parceria com a McDonnell Douglas[®], a NASA[®] realizou o desenvolvimento de uma nova geometria de dispositivo de ponta de asa que seria implementada no tri-motor MD-11, em 1990, como mostra a Figura 4.



Figura 4 - MD-11 com Winglets desenvolvidos pela NASA (Fonte: www.widebodyaircraft.nl).

Desde então, estes dispositivos continuam aparecendo na indústrias aeronáuticas em seus mais diversos setores, como jatos comerciais, aviação agrícola, aeronaves de competições, etc...

O objetivo deste trabalho é uma abordagem a respeito da viabilidade de utilização deste dispositivo de ponta de asa, com o intuito de se analisar, através da aerodinâmica computacional, a influência do mesmo na redução do chamado arrasto induzido, causado, principalmente, pelos vórtices formados nas pontas da asa de uma aeronave.

1.1 Descrição do trabalho

Este trabalho está dividido em cinco capítulos. Após esta introdução, segue uma revisão bibliográfica contemplando as principais ideias e conclusões de alguns estudos importantes em simulação computacional de *winglets* que contribuíram para a realização deste trabalho.

O terceiro capítulo trata-se da descrição detalhada das ferramentas e métodos usados neste projeto de conclusão de curso para que o objetivo fosse concluído.

Na sequência, o quarto capítulo apresenta os resultados obtidos, assim como uma discussão crítica do pós-processamento das simulações.

Por último, uma conclusão a respeito de todo o trabalho desenvolvido é realizada no quinto capítulo.

.

CAPÍTULO II

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Com o intuito de se realizar análises aerodinâmicas com baixo custo e menor infraestrutura, a Dinâmica de Fluidos Computacional, (*CFD*), atraiu bastante interesse por parte dos pesquisadores. No campo dos estudos computacionais em dispositivos de ponta de asa, as pesquisas mais relevantes e aplicáveis para este trabalho são bastante recentes.

Em 2008, S. Andrew realizou uma pesquisa na Universidade de Stanford a respeito da utilização de *winglets*, assim como outras espécies de dispositivos. Andrew realçou a importância da inclusão do arrasto viscoso nas análises, pois vários estudos anteriores consideravam apenas o arrasto induzido. Além disso, em seu trabalho, o autor não pretendia dizer qual dispositivo redutor de vórtice é o “melhor”, pois demandaria um estudo de um caso com o projeto de uma aeronave completa.

No ano seguinte, Ryan Babigian e Shigeo Hayashibara conduziram um estudo preliminar com o intuito de comparar três configurações de uma asa em condição de cruzeiro, dentre elas, uma asa “limpa”, uma equipada com um *winglet* e outra equipada com uma “ponta estendida”, o *raked wingtip*.

Com as geometrias modeladas no CATIA e simuladas por *CFD* através do FLUENT, os resultados produziram contornos detalhados e gráficos vetoriais das magnitudes da vorticidade criada por cada configuração de ponta de asa. Os *Winglets* exibiram potencial para criar uma componente de força na direção de tração da aeronave, contrariando o arrasto na asa. Alternativamente, as pontas de asa estendidas mostraram uma tendência para reduzir a magnitude geral dos vórtices.

O trabalho serviu como uma investigação preliminar dos efeitos aerodinâmicos no arrasto induzido de diferentes configurações de ponta de asa. Os resultados deste estudo sugerem que as asas projetadas com *winglets* ou *raked wingtips* podem, de fato, reduzir o arrasto induzido em uma asa durante as condições de cruzeiro.

Em 2011, Joel E. Guerrero, Dario Maestro e Alessandro Bottaro produziram um estudo no campo dos dispositivos de ponta de maneira biomimética, ou seja, com grande inspiração na natureza. O estudo afirma que a decomposição do arrasto de uma aeronave de transporte típica mostra que o arrasto induzido pode representar até 40% do arrasto total em condições de cruzeiro e 80 a 90% do arrasto total na configuração de decolagem.

Os pesquisadores defendem que a utilização dos *winglets* são uma alternativa de diminuir os efeitos de ponta de asa sem a necessidade de alterar o alongamento da aeronave, que muitas vezes está atrelada a restrições de peso, desempenho, estruturais e fatores operacionais.

Dos resultados do trabalho em questão, observou-se neste estudo que uma redução de arrasto induzido em até 75,0% para $C_L = 0,95$; 35,0% para $C_L = 0,55$ e 28,0% para $C_L = 0,40$.

Em 2012, Saravanan Rajendran realizou um estudo computacional neste campo, porém com maiores aplicações práticas voltadas à indústria, através da tentativa de reproduzir casos reais de utilização de dispositivos de ponta de asa, como no Airbus A320, A380 família Boeing 737 e outras geometrias. Os modelos foram produzidos no CATIA V5 e o ANSYS CFX foi utilizado nas simulações computacionais.

Segundo Saravanan Rajendran, reduzir o arrasto geral em uma aeronave é possível com a ajuda de *winglets*. A adição desse dispositivo à asa do avião proporciona um aumento no alongamento efetivo da asa, que é um dos principais fatores para reduzir o arrasto induzido. Com a incorporação dos *winglets*, os operadores de companhias aéreas podem ter passageiros adicionais ou aumentar a carga útil mantendo o desempenho da aeronave.

Do ponto de vista aerodinâmico, *winglets* reduziriam o arrasto induzido apesar de aumentar o arrasto do parasita. Além disso, otimizar o tamanho dos *winglets* poderia evitar o aumento drástico do arrasto de fricção, reduzindo assim o arrasto total da aeronave.

Já no ano de 2015, um trabalho realizado pelos pesquisadores Md. Saifuddin Ahmed Atique, Md. Abdus Salam, Asif Shahriar Nafi, Nafisa Nawal Probha e Shuvrodeb Barman, investigou a utilização de *winglets* no modelo de aeronave Boeing 737-800 em diferentes

regimes de operação. De acordo com os pesquisadores, observa-se que cerca de 25% da parte da asa de aeronave convencional (sem *winglet*) realmente não produzem sustentação, mas aumentam o arrasto devido aos vórtices da ponta da asa.

Neste trabalho citado, a simulação de Dinâmica de Fluidos Computacional mostrou que a instalação dos *winglets* pode reduzir significativamente o arrasto induzido em uma aeronave modelo Boeing 737-800 desde que mantidos o ângulo de ataque, as características termodinâmicas e outros parâmetros. O que pode ser considerado uma grande conquista com o ponto de vista aerodinâmico.

A simulação foi feita em ângulo de ataque de 4 graus e mostrou que a redução de arrasto induzido foi máxima em $Mach = 0,35$ e mínima em $Mach = 0,45$. O resultado indicou um efeito positivo na utilização dos *winglets*, ao reduzir o arrasto induzido, variando de 3,47% em $Mach = 0,50$ até 40,13% em $Mach = 0,35$.

Mais recentemente, em 2016, Rohit Jain, Mr. Sandeep Jain e Mr. Lokesh Bajpai realizaram um trabalho cujo objetivo principal foi estudar os efeitos do *winglet* no aerofólio NACA 2415 usando simulações por *CFD*. Isto foi alcançado comparando as características aerodinâmicas, C_L , C_D e $\frac{L}{D}$.

O modelo de turbulência Spalart-Allmaras foi usado para uma melhor precisão em torno da superfície asa. As geometrias dos modelos de asa foram realizadas pelo software ANSYS 15 e a simulação computacional com o FLUENT em $Mach = 0,23$ e diferentes ângulos de ataque. Das geometrias analisadas, os resultados evidenciaram que as asas equipadas com *winglets* e ângulo de diedro apresentam melhores valores de eficiência aerodinâmica.

CAPÍTULO III

METODOLOGIA

Segundo Anderson (1984), em um regime subsônico, o arrasto de um aerofólio pode ser expresso pela soma do arrasto de fricção e o arrasto de pressão originado da separação do fluido no bordo de ataque. Entretanto, o comportamento em uma asa finita ocorre de maneira diferente, isso porque o escoamento neste caso é tridimensional, ou seja, existe uma componente na direção da envergadura.

Como descrito pela equação de Bernoulli, Eq. (3.1), a asa, quando submetida à um escoamento, apresenta uma diferença de pressão entre o intradorso e extradorso decorrente da diferença de velocidade do fluxo que passa pela parte superior e pela parte inferior do aerofólio, devido ao fato de que a pressão dinâmica somada com a pressão estática deve permanecer constante.

$$\frac{\rho v^2}{2} + \rho gh + p = \text{constante} \quad (3.1)$$

Como decorrência dessa diferença de pressão, surge uma componente do fluxo da ponta para a raiz no extradorso e, analogamente, uma componente contrária surge no intradorso, como mostra a Figura 5. Este movimento circulatório da origem aos vórtices de ponta da asa. Sendo o fluxo tridimensional, espera-se que haja uma mudança nos coeficientes aerodinâmicos em uma asa finita.

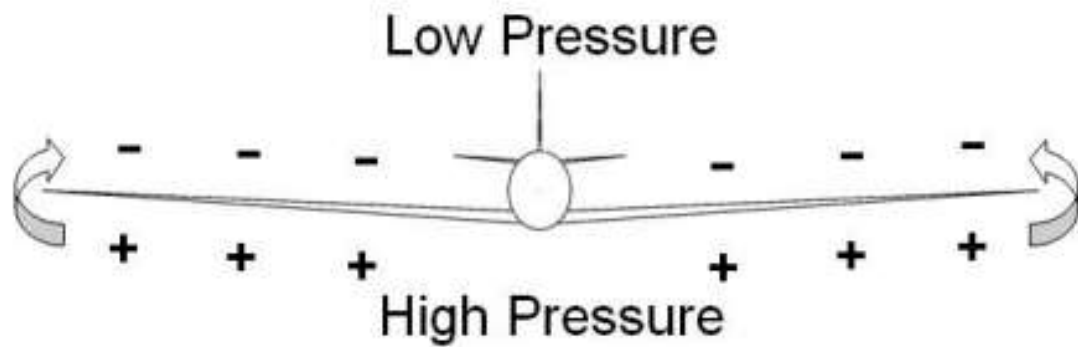


Figura 5 - Diferença de pressão em uma asa finita (Fonte: BABIGIAN, 2009).

A influência dos vórtices se dá no surgimento de uma componente para baixo na velocidade do fluxo nas proximidades da asa. É visível na Figura 6 que os vórtices arrastam o fluxo de ar no bordo de fuga, o que gera uma componente de velocidade para baixo, o chamado *downwash*.

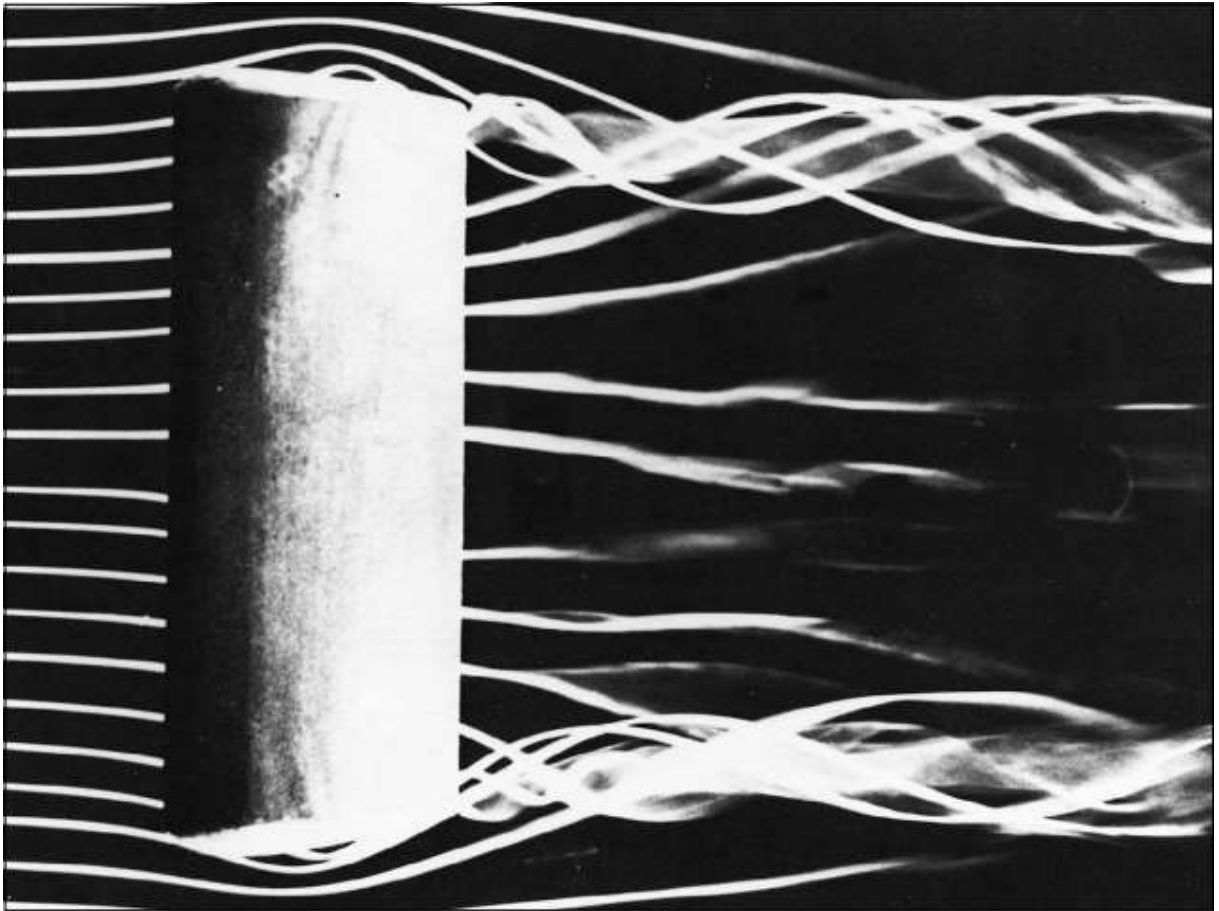


Figura 6 - Vórtices de ponta de asa em asa retangular. (Fonte: Head, M. R., in *Flow Visualization II*, W. Merzkirch (Ed.), Hemisphere Publishing Co., Nova York, 1982)

Por sua vez, a combinação do *downwash* com a velocidade do escoamento faz com que o fluxo de ar efetivo em uma seção da asa seja um pouco menos inclinado em comparação com o fluxo original, como mostra esquema na Figura 7.

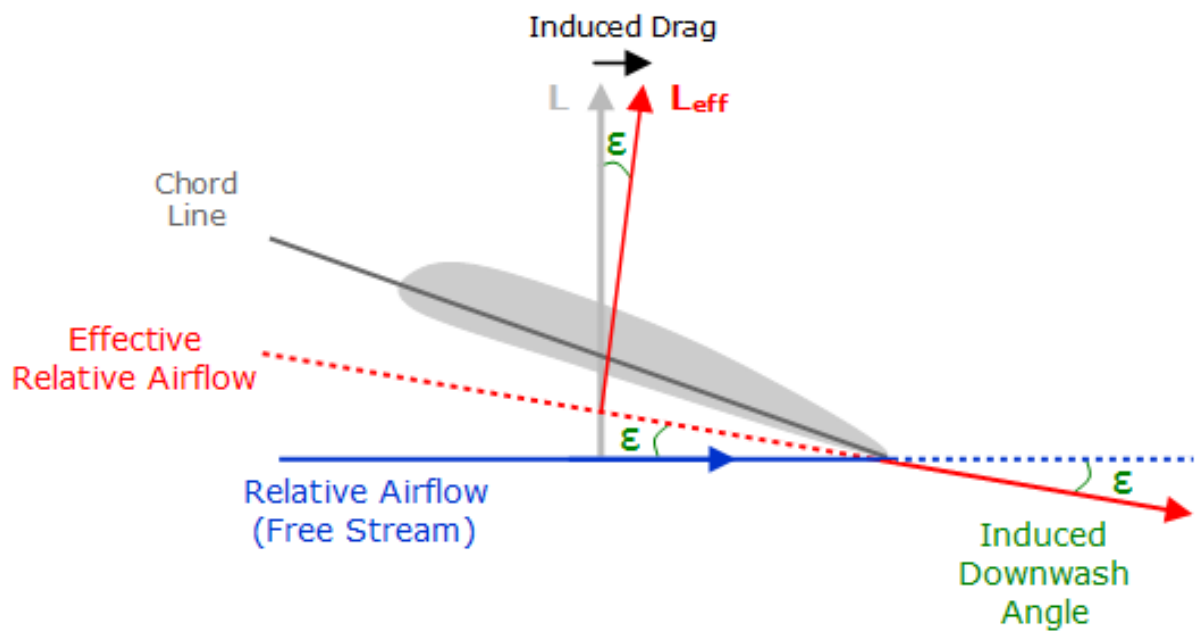


Figura 7 - Efeito do downwash (Fonte: aviation.stackexchange.com).

Com o efeito do *downwash*, dois grandes efeitos ocorrerão nas proximidades da asa:

- O ângulo de ataque efetivo, ou seja, o ângulo realmente “visto” pelo aerofólio, é menor do que o geométrico devido ao surgimento do ângulo de ataque induzido.

$$\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i \quad (3.2)$$

- A força de sustentação efetiva será perpendicular ao fluxo efetivo, consequentemente, será inclinada pelo α_i . Dessa forma, haverá uma componente dessa força na direção do escoamento, ou seja, uma força de arrasto criada pela presença do *downwash*, o chamado arrasto induzido.

Com isso, o intuito da utilização dos *winglets* desse trabalho é diminuir o efeito tridimensional do escoamento em uma asa finita, aproximando seu comportamento ao do aerofólio. Isso diminuiria o efeito de *downwash* e por consequência o arrasto induzido.

3.1 Validação do Modelo

As geometrias referentes ao *winglets* analisados neste trabalho, embora baseadas em geometrias usuais na indústria, não são representações de nenhuma asa existente, portanto não possuem dados experimentais em túnel de vento que possam ser comparados.

Sendo assim, uma maneira relativamente simples e eficiente de se verificar a precisão das ferramentas computacionais escolhidas é através da modelagem em *CFD* de um experimento em túnel de vento com condições registradas de maneira detalhada e comparar os resultados obtidos.

Afim de se poupar tempo e custo computacional, o caso para a validação escolhida foi bidimensional, entretanto, para aumentar a confiabilidade do teste, a geometria deveria conter certo grau de complexidade. Portanto, optou-se por um perfil hipersustentador, equipado com *flap*.

O experimento de Wentz (1976), foi usado como referência para a validação. Neste experimento, o perfil GA (W) -2 foi equipado com diferentes tipos, comprimentos e deflexões de *flap*. Para a simulação em *CFD* foi selecionado o caso do *slotted flap*, representado na Figura 8, com uma deflexão de 30° , na maneira como mostra a Figura 9 e $Re = 2,2 \cdot 10^6$. Todas as demais informações para o desenho da geometria estão presentes na literatura em questão.

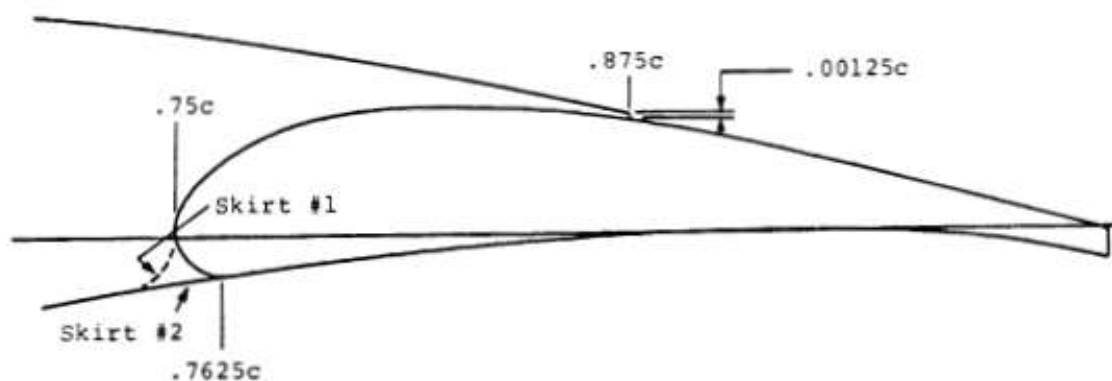


Figura 8 - Detalhes geométricos do *slotted flap* (Fonte: WENTZ, 1976).

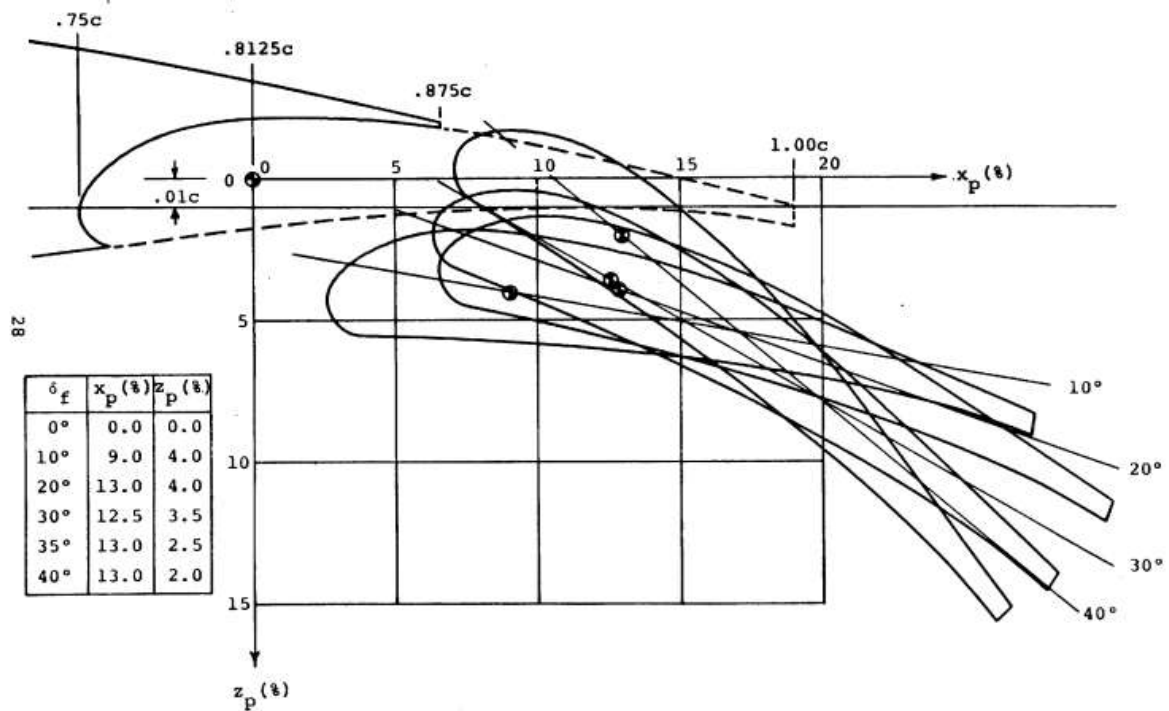


Figura 9 - Detalhes geométricos do *slotted flap* defletido (Fonte: WENTZ, 1976).

A geometria foi confeccionada no Design Modeler, da ANSYS, com um domínio em formato de “D” e a malha construída no software ICEM. Uma vez que foi encontrado grande dificuldade em gerar camada de prisma de qualidade satisfatória no perfil, optou-se por um bom refinamento nas regiões mais críticas, como mostra a Figura 10. As informações a respeito da malha estão disponíveis na Tabela 1.

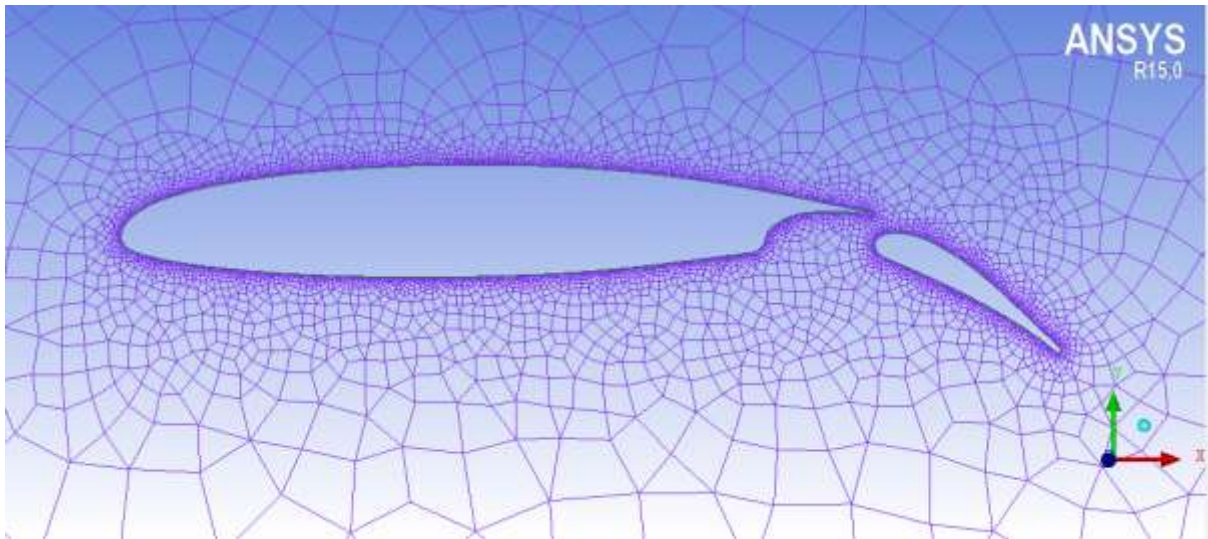


Figura 10 - Malha computacional para o *slotted flap*.

Tabela 1 - Características da malha computacional para o *slotted flap*.

Tipo de malha	Quad Dominant
Método	Patch Dependent
Ignore size [m]	0,0005
Density size	0,03
Máximo tamanho de elemento [m]	3
Número de elementos	14588
Número de nós	11388

Já a simulação foi realizada no FLUENT, seguindo as condições do experimento de Wentz (1976). A Tabela 2 reúne as características da geometria e a Tabela 3 os parâmetros de simulação utilizados.

Tabela 2 - Características da geometria do *slotted flap*.

Corda do perfil com <i>flap</i> retraído [m]	1
Corda do <i>flap</i> [m]	0.25
Deflexão [°]	30
Altura do domínio [m]	50
Comprimento do domínio [m]	50
Raio do domínio [m]	25

Tabela 3 - Parâmetros da simulação do *slotted flap*.

Parâmetros da simulação	
Regime	Transiente
Tipo de solução	Pressure-based
Modelo	Spalart-Allmaras
Velocidade [m/s]	29,22
Densidade [kg/m ³]	1,225
Temperatura [K]	288,16
Viscosidade [kg/m-s]	1.7894e-05
Método de solução	Acoplado
	Momento: 0,5
	Pressão: 0,5
	Densidade: 1
Fator de relaxação	Forças no Corpo: 1
	Viscosidade Turbulenta: 1
	Viscosidade Turbulenta Modificada: 0,8
Critério de convergência	10 ⁻⁶ (para todos os parâmetros)

Os resultados dessa validação serão discutidos no Capítulo IV.

3.2 Análise de *Winglets*

Com a validação do modelo cujo os resultados estão disponíveis no próximo capítulo, o trabalho pôde ter foco nas análises por *CFD* de *winglets*. Para isso, o estudo se dividiu em três partes principais relacionadas, respectivamente, à elaboração e desenho das geometrias utilizadas para as análises, ao processo de geração das malhas e à simulação propriamente dita.

- **Criação das geometrias:**

Para fins de comparação, foi elaborada uma semi-asa ‘limpa’, ou seja, sem a presença de quaisquer dispositivos de ponta de asa, que serviu de base para todas as geometrias de *winglets* aqui estudadas.

Tal geometria foi baseada em aeronaves de pequeno/médio porte, que operam em regime subsônico. Desse modo o perfil NACA 64-110, ilustrado na Figura 11, foi escolhido. As coordenadas deste perfil são facilmente encontradas no site Airfoil Tools.

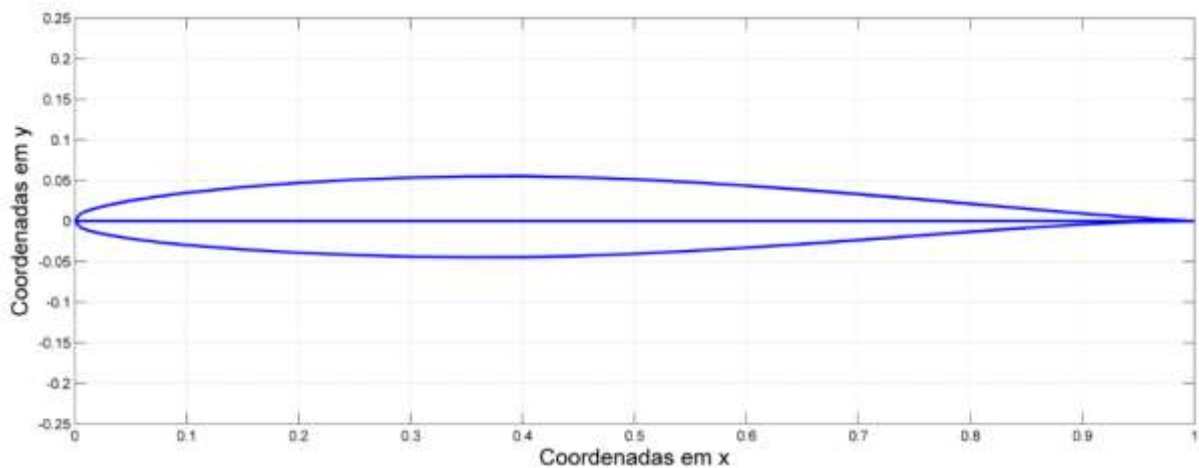


Figura 11 - Perfil NACA 64-110 em plano cartesiano.

As características geométricas da semi-asa estão apresentadas na Tabela 4. Na Figura 12 pode-se encontrar o desenho final, elaborado através do software CATIA V5R21.

Tabela 4 - Características geométricas da semi-asa.

Envergadura [m]	7,015
Corda da raiz [m]	2,894
Corda da ponta [m]	0,988
Enflechamento a $\frac{1}{4}$ da corda [°]	21
Diedro	Inexistente
Afliamento	0,341
Torção	Inexistente
Perfil	NACA 64-110

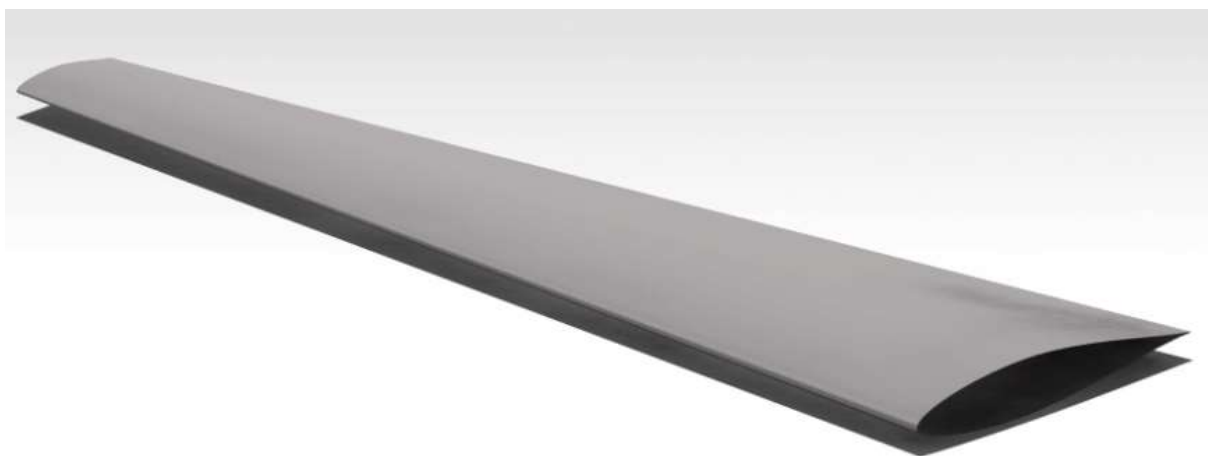


Figura 12 - Semi-asa modelada no CATIA.

Nas simulações, considerou-se um modelo de *winglet*, mostrado na Figura 13 e Figura 14 baseado em configurações usuais na indústria aeronáutica. A partir dessa geometria, foram construídas seis variações, com diferenças em relação ao comprimento, inclinação e corda da ponta.

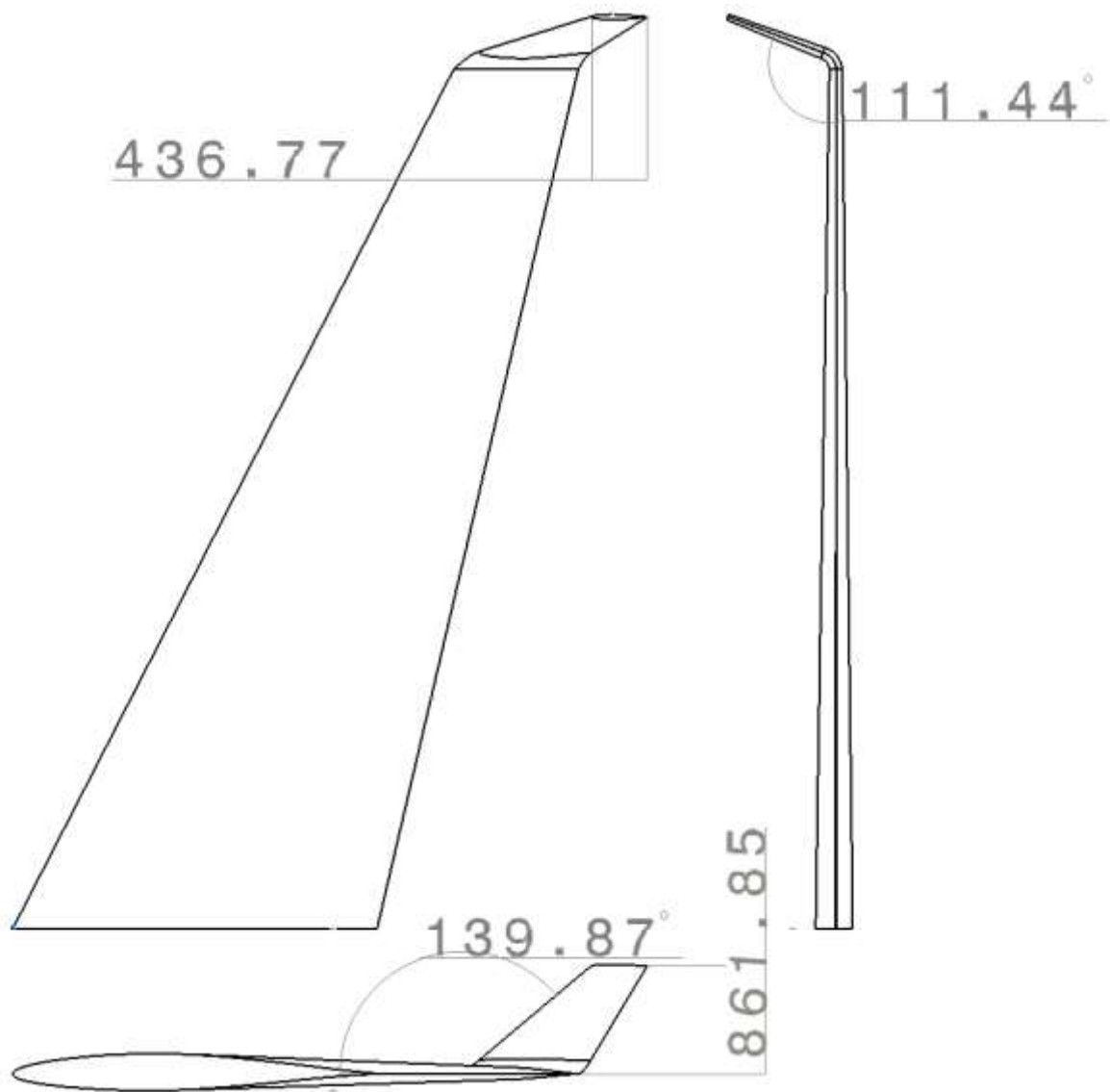


Figura 13 - Planta do *Winglet* 1, referência para os demais parâmetros geométricos.

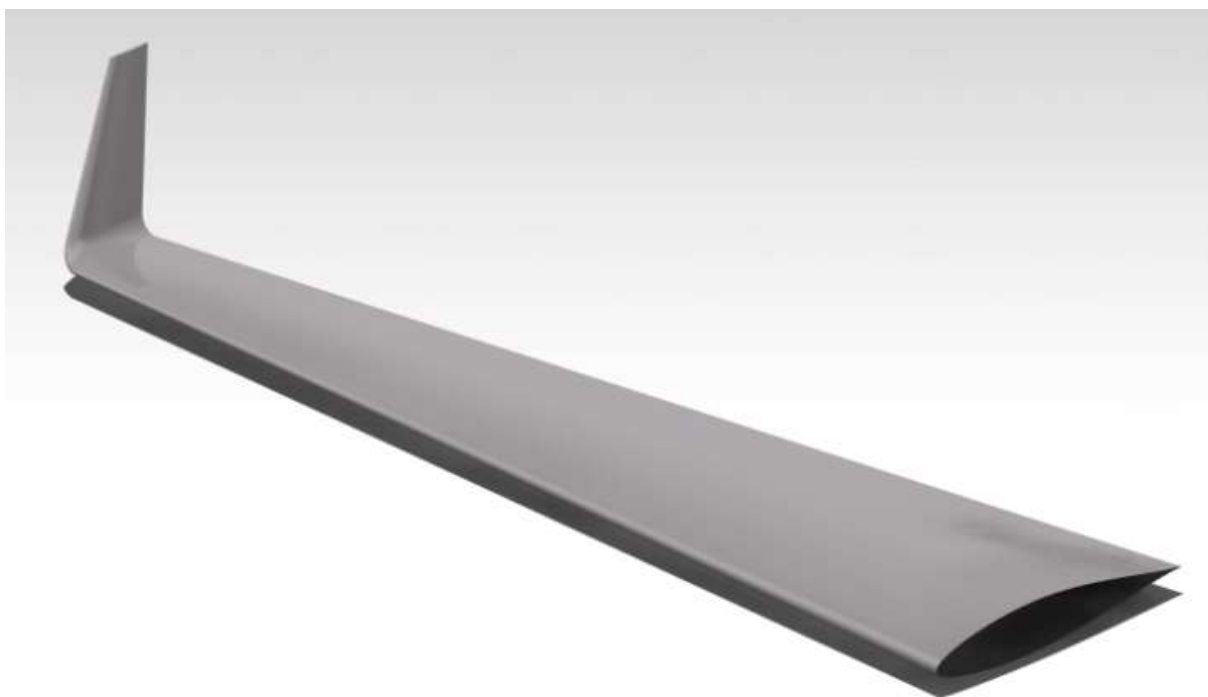


Figura 14 – *Winglet* 1 modelado no CATIA.

A Figura 15, Figura 16 e Figura 17 mostram os diferentes modelos de *winglet* gerados. É importante ressaltar que na elaboração de cada configuração, a envergadura da semi-asa foi alterada de modo a manter constante a área da asa projetada com a implementação dos dispositivos.

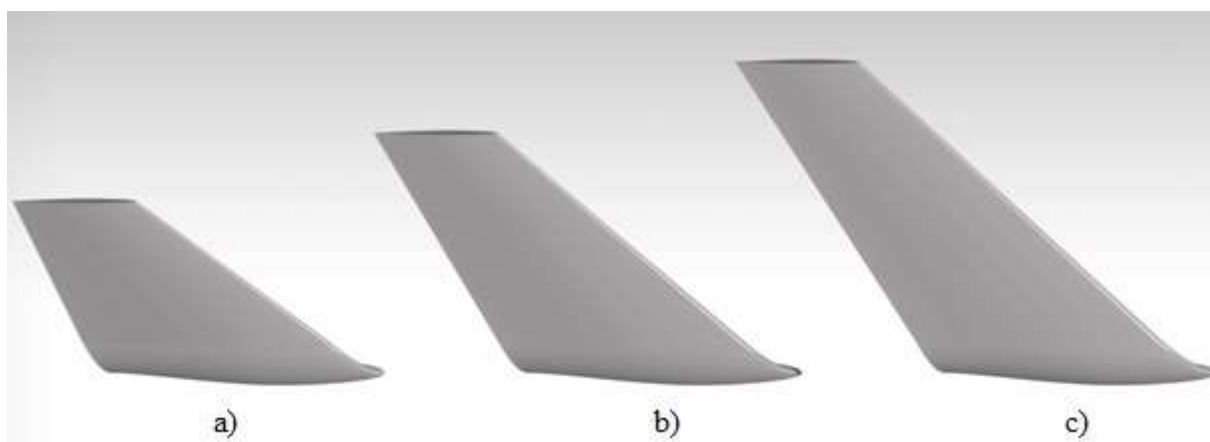


Figura 15 - *Winglets* com diferentes comprimentos, (a) *Winglet* 2 ($d = 0,616\text{ m}$), (b) *Winglet* 1 ($d = 0,862\text{ m}$), (c) *Winglet* 5 ($d = 1,114\text{ m}$).

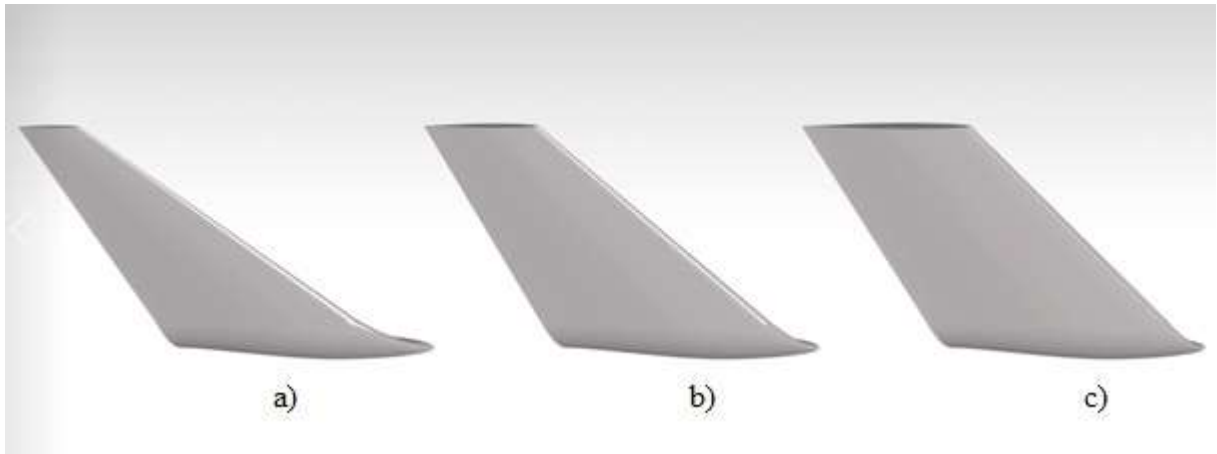


Figura 16 - *Winglets* com diferentes dimensões da corda da ponta, (a) *Winglet* 6 ($c_t = 0,237 \text{ m}$), (b) *Winglet* 1 ($c_t = 0,437 \text{ m}$), (c) *Winglet* 7 ($c_t = 0,657 \text{ m}$).

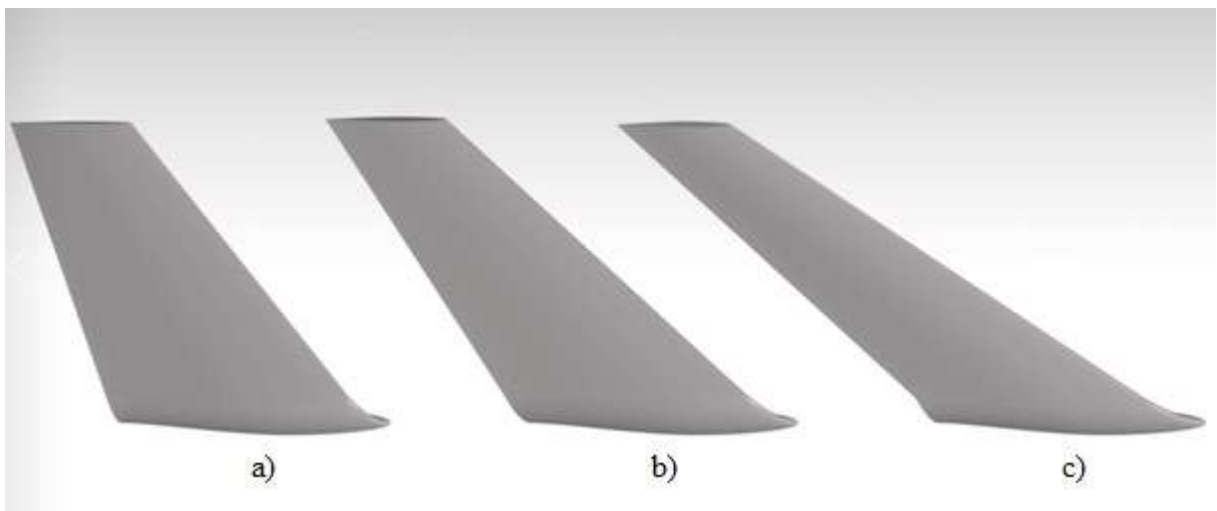


Figura 17 - *Winglets* com diferentes inclinações, (a) *Winglet* 3 ($\beta = 128,4^\circ$), (b) *Winglet* 2 ($\beta = 139,9^\circ$), (c) *Winglet* 4 ($\beta = 146,4^\circ$).

O domínio a ser utilizado nas simulações também foi construído no mesmo software. A Figura 18 ilustra seu formato e dimensões.

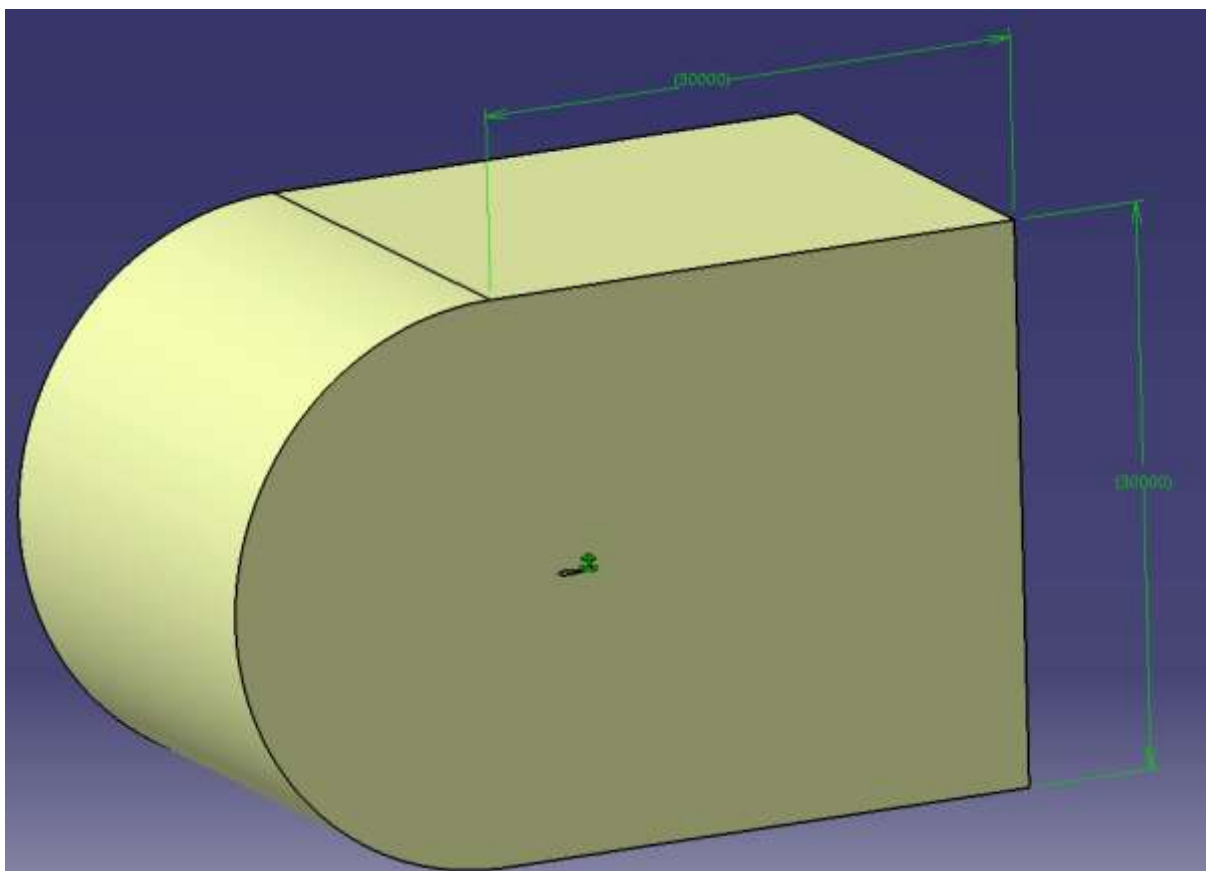


Figura 18 - Domínio para a simulação computacional, com dimensões em milímetros.

- **Geração das malhas:**

Este momento do processo de análise em *CFD*, foi o mais crítico e delicado de todo o estudo. A qualidade da malha está diretamente ligada à convergência e precisão dos resultados. Entretanto, também está relacionada ao custo computacional das análises, o que foi o maior limitante deste trabalho.

As simulações tratam de um caso de aerodinâmica de alta velocidade em escala real, o que exige um alto índice de refinamento da malha. Porém, todas as simulações foram realizadas em um computador dotado de 8GB de memória Ram. Portanto, o principal desafio foi conciliar uma malha que garantisse o grau de precisão esperado para o trabalho, mas que fosse possível de se utilizar com o baixo recurso computacional disponível.

O processo de criação das malhas foi realizado no software ICEM, da ANSYS. A estratégia desta etapa foi utilizar uma malha com elementos de fácil adaptação à estrutura, porém, limitando o tamanho do elemento em regiões críticas.

Após a criação desta malha, foi estudado a geração de camadas de prisma ao longo da superfície da asa, para se obter a solução das equações na região de camada limite. Empiricamente, a região próxima à parede pode ser subdividida em três camadas. A mais interna, chamada subcamada viscosa, é laminar e a viscosidade possui a maior relevância no momento e transferências de calor e massa. A Figura 19 ilustra essa subdivisão na região próxima à parede.

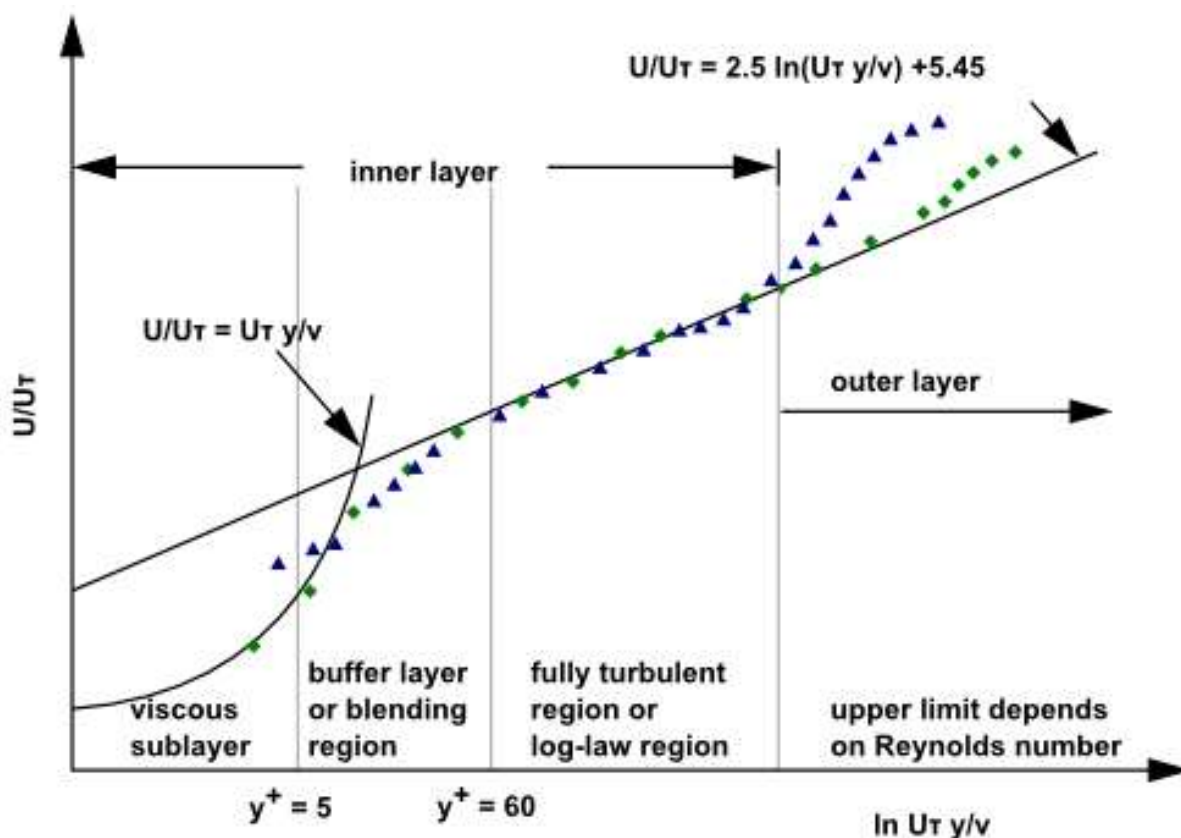


Figura 19 - Divisões da região próxima à parede (Fonte: *Fluent Theory Guide*) .

Para garantir a solução da equação em todas as subcamadas, houve a preocupação em manter o parâmetro y^+ próximo a um. Para isso, a espessura do primeiro elemento da camada de prisma foi estimada aproximando a superfície a uma placa plana, segundo o equacionamento a seguir e, posteriormente, alterada por tentativa e erro até se obter um y^+ satisfatório:

$$y^+ = \frac{yu^*}{\nu} \quad (3.3)$$

Onde:

$$u^* = \sqrt{\frac{\tau_\omega}{\rho}} \quad (3.4)$$

$$\tau_\omega = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0} \quad (3.5)$$

O principal problema encontrado quanto à espessura do foi o fato de que os elementos da malha original próximos a superfícies possuíam dimensões bem superiores ao último elemento da camada de prisma, configurando uma rápida expansão entre elementos da malha, o que dificulta muito a simulação.

Após inúmeros testes e adaptações, foi obtido uma malha suficientemente refinada, ilustrada na Figura 20 e Figura 21, com a utilização da camada de prisma que manteve y^+ próximo a um, como mostra a Figura 22, no limite do recurso computacional e que garantiu uma simulação com uma convergência satisfatória para o intuito deste trabalho.

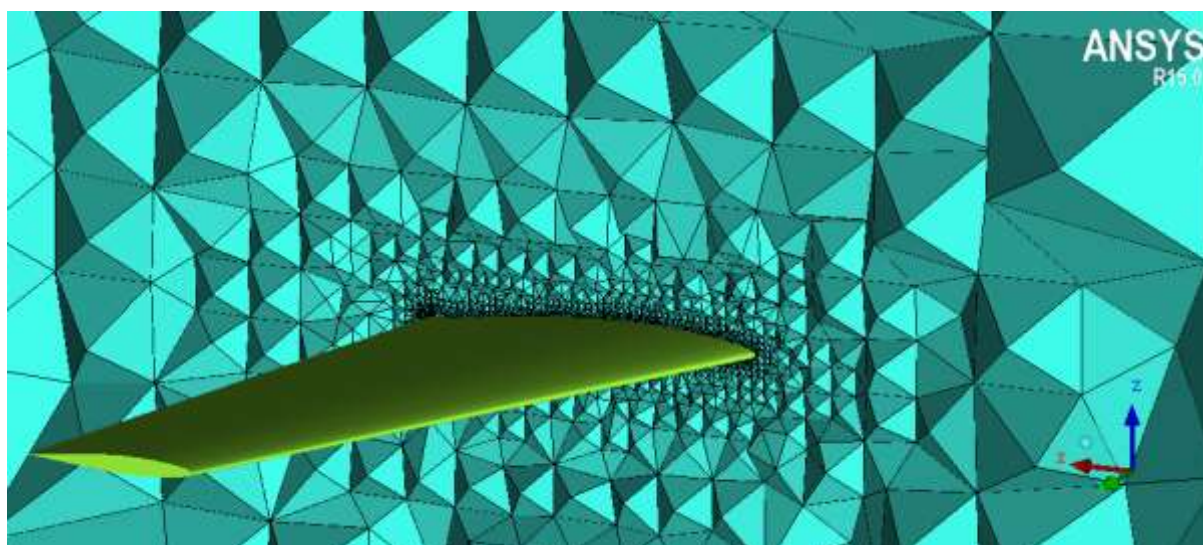


Figura 20 - Malha computacional em corte transversal.

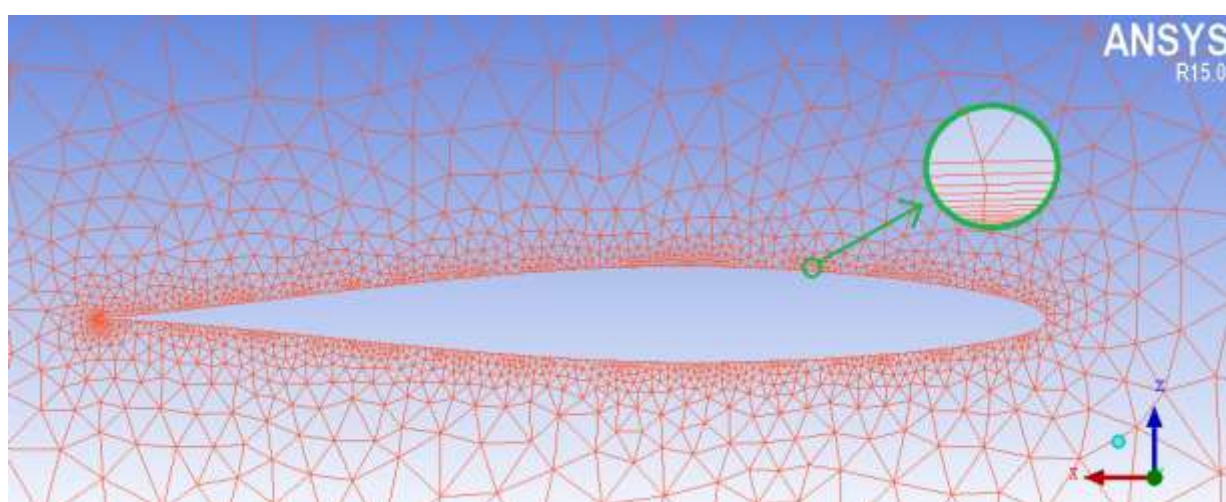


Figura 21 - Malha computacional em corte transversal, com zoom na camada de prisma.

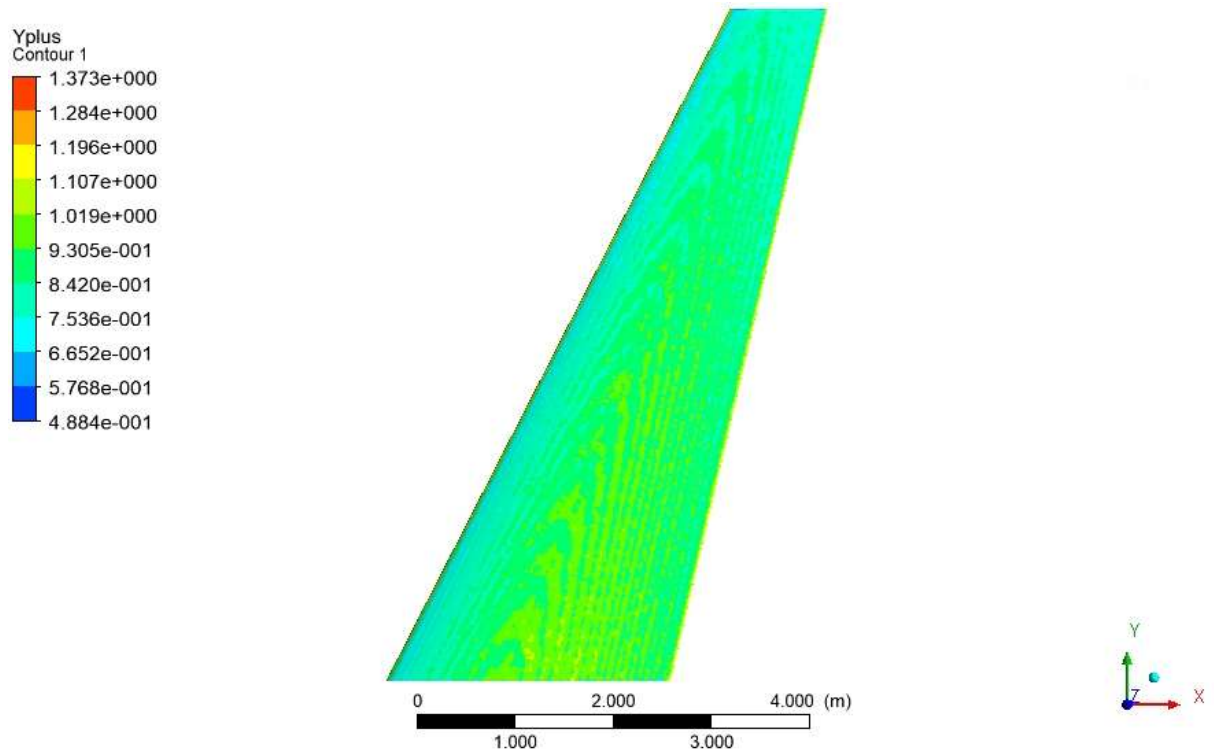


Figura 22 - Distribuição de y^+ na superfície da semi-asa.

A Tabela 5 mostra os principais parâmetros utilizados para gerar a malha descrita acima.

Tabela 5 - Características da malha para os *winglets*.

Tipo de elemento	Tetra/Mixed
Tamanho máximo do elemento [m]	3
Tamanho máximo nas superfícies [m]	0.025
Tamanho máximo nas superfícies do bordo de fuga [m]	0,0025
Número de elementos (aproximado)	5,5e06 a 6e06
Número de nós (aproximado)	1,5e06 a 2e06
Camadas de prisma	10
Razão de crescimento da camada de prisma	1.2
Espessura do primeiro elemento da camada de prisma	4e-06

- **Simulação aerodinâmica:**

Considerando novamente o grande limitante, o objetivo do processo de simulação foi encontrar parâmetros e modelos que representem, com suficiente confiança, um caso real da indústria aeronáutica, mas que seja compatível com a ferramenta computacional disponível para este estudo.

Dessa forma, o modelo de turbulência adotado foi o *Spalart-Allmaras*, pelo fato do mesmo trabalhar apenas com uma equação, conferindo maior agilidade às análises. Seguindo o mesmo raciocínio, foi adotado o método de solução SIMPLE, uma vez que o acoplado se mostrou inviável em termos de tempo e custo computacional.

Para se atingir a convergência, mostrou-se necessário a utilização de uma inicialização através do método *full multgrid*, que resolve o escoamento potencial do modelo e fornece uma

estimativa inicial mais próxima da solução. Empiricamente, o fator de sub-relaxação relacionado à energia precisou se alterado de 1 para 0,6 para que a simulação convergisse segundo os critérios estabelecidos.

A Tabela 6 resume os principais parâmetros das simulações realizadas.

Tabela 6 - Características da simulação dos *winglets*.

Tipo de solução	<i>Pressure-Based</i>
Regime	Permanente
Modelo de turbulência	<i>Spalart-Allmaras</i>
Material	Ar em condição de gás ideal
Condições de contorno	<i>Pressure Far-Field</i> ; Simetria no plano da raiz
Número de Mach	0,5
Ângulo de ataque [°]	2
Temperatura [K]	218
Método de solução	SIMPLE
	Pressão: Padrão
	Densidade: <i>Upwind</i> 2ª ordem
Discretização espacial	Momento: <i>Upwind</i> 1ª ordem
	Viscosidade: <i>Upwind</i> 1ª ordem
	Energia: <i>Upwind</i> 2ª ordem
	Energia: 0,6
Fatores de sub-relaxação	Viscosidade Turbulenta: 0,8

Viscosidade Turbulenta	
Modificada: 0,8	
Momento: 0,7	
Forças no Corpo: 1	
Pressão: 0,3	
Densidade: 1	
Inicialização	<i>Full Multgrid</i>

CAPÍTULO IV

ANÁLISES E COMPARAÇÕES

4.1 Validação do Modelo

Para a confirmação da precisão das ferramentas computacionais, o resultado da simulação em *CFD* foi comparado ao experimento em túnel de vento. Devido ao fato de que os valores de referência para cálculo de C_L e C_D não estavam claros na literatura, a comparação foi realizado através da polar de arrasto.

A Figura 23 mostra as polares de arrasto retiradas da referência e da simulação computacional, juntamente com uma regressão quadrática gerada através dos resultados obtidos.

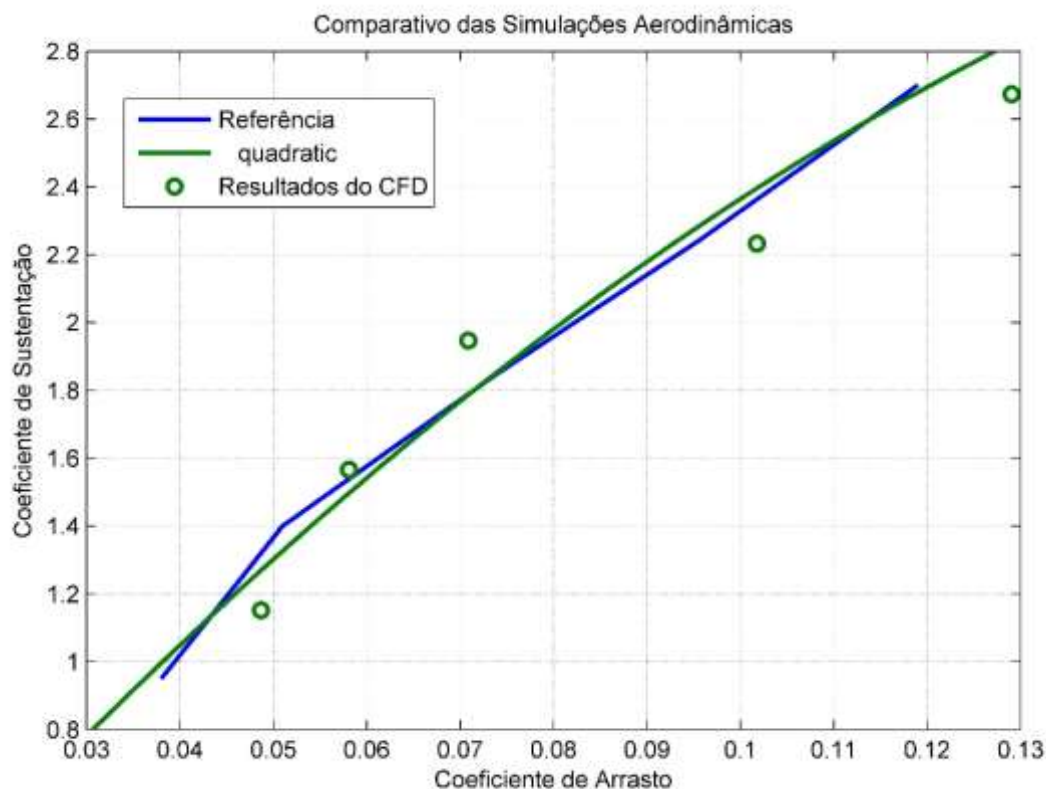


Figura 23 - Comparação das polares de arrasto

Embora toda a comparação tenha sido realizada na região mais comportada da polar de arrasto, ou seja, antes do ponto de *stall* do perfil, os resultados são bastante satisfatórios. Como pode-se observar, os resultados extraídos da simulação computacional se aproximam muito da curva experimental, de modo que a regressão quadrática praticamente coincide com a referência.

Mesmo considerando as grandes diferenças entre o caso acima e as análises dos dispositivos de ponta de asa, essa experiência foi importante para demonstrar o poder da ferramenta de *CFD* escolhida, por se obter ótimos resultados relacionados à uma geometria com relevante grau de complexidade.

4.2 Análise de *Winglets*

Este tópico do capítulo será dividido em duas partes, uma análise qualitativa dos resultados, que visualmente mostrará as diferenças no escoamento; e uma análise quantitativa, evidenciando de maneira mais concreta o efeito da utilização dos dispositivos de ponta de asa.

- **Análise qualitativa:**

O pós-processamento visual foi realizado através do software CFD-POST, do ANSYS, e para poupar uma demasiada informação visual, nesta etapa será apresentado para apenas uma das sete configurações de *winglet* estudadas.

Na Figura 24 pode-se observar um comparativo do *contuor* de pressão, com mesma escala de cor, nas extremidades das geometrias. Embora os valores de pressão sejam relativos à referência adotada pelo software, nota-se que a região de baixa pressão na asa desprovida de *winglet* é significativamente maior, o que sugere a maior presença de vórtices de ponta de asa, segundo a breve teoria presente no Capítulo III.

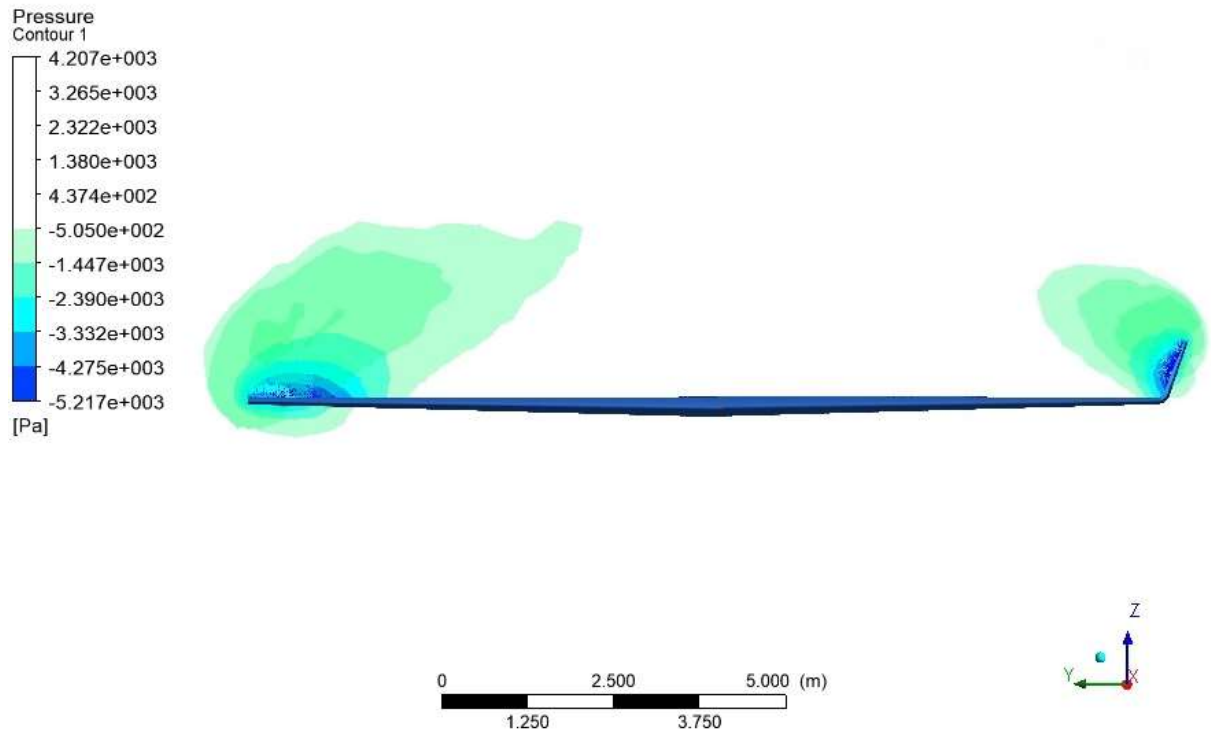


Figura 24 - *Contuor* de pressão com e sem a presença de *winglet*.

Para se verificar a presença dos vórtices, foi utilizado o método de visualização do CFD-POST chamado *vortex core*. A Figura 25 evidencia uma presença maior na geometria limpa, como era esperado.

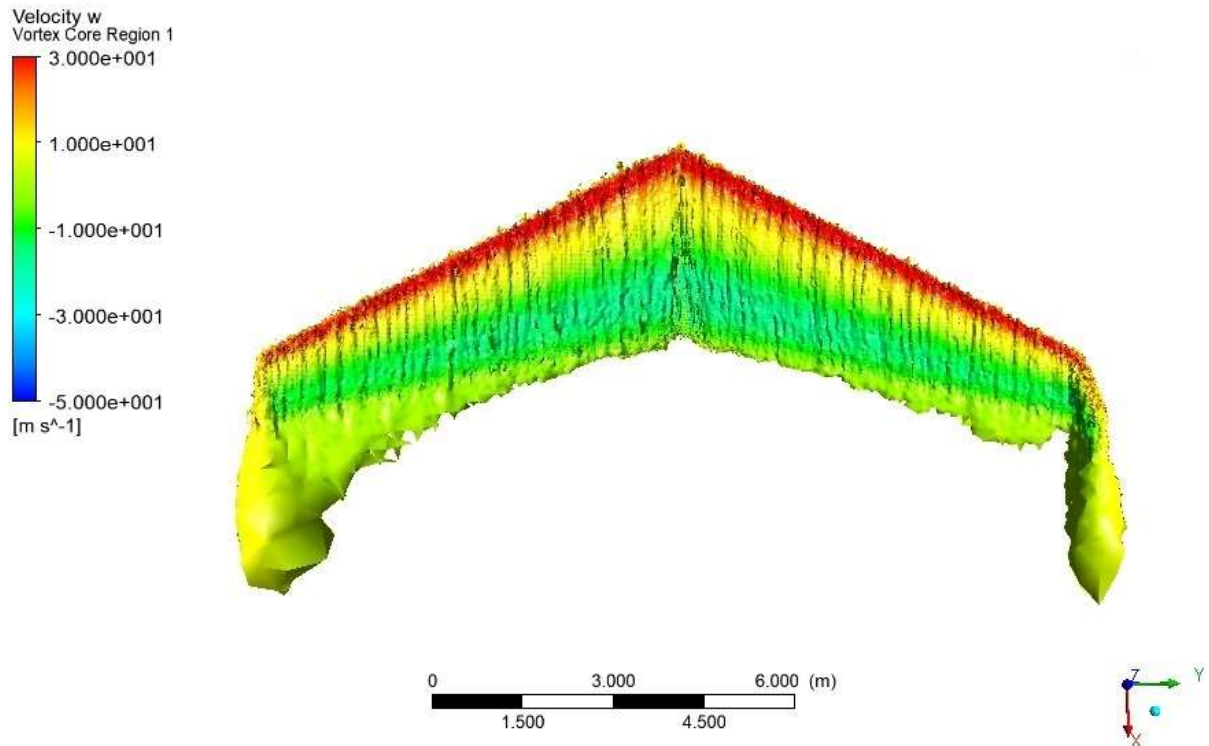


Figura 25 - *Vortex core* na asa com e sem a presença de *winglet*.

Um último método de visualização escolhido para se analisar as implicações do uso de *winglets* foi através da projeção de vetores velocidade em um plano transversal ao escoamento na extremidade da geometria. Com esse método, espera-se destacar os vetores velocidade das partículas que alteraram suas rotas devido à diferença de pressão na ponta da asa, uma vez que os vetores no sentido do escoamento teriam projeção nula neste plano transversal.

A Figura 26 ilustra uma comparação dessas projeções com e sem a presença de *winglets*, seguindo os mesmos critérios de visualização. É notável a diminuição na magnitude e quantidade dos vetores com a implementação do dispositivo, o que novamente sugere uma diminuição do efeito dos vórtices de ponta de asa, reduzindo o arrasto induzido da aeronave.

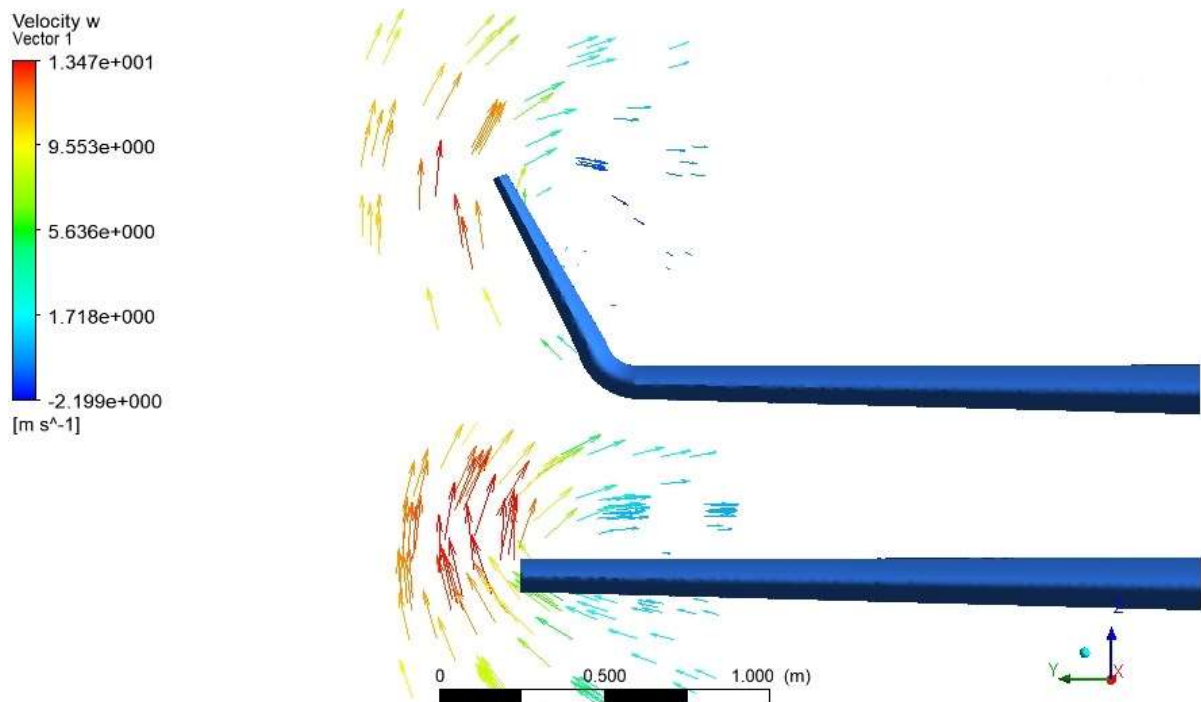


Figura 26 - Vetores de velocidade na ponta da asa com e sem *winglet*.

- **Análise quantitativa:**

Esta sessão do capítulo tem foco na verificação, em termos de valores, das tendências observadas nas análises qualitativas, configurando um estudo mais concreto em relação à viabilidade do uso dos redutores de arrasto induzido.

Para uma visão mais clara do efeito desses dispositivos, houve uma decomposição dos coeficientes de arrasto, em pressão e viscoso, respectivamente relacionados à deformação no fluxo e ao atrito do escoamento com a superfície.

Cada configuração de *winglet* estudada teve seus valores de coeficientes comparados com a asa 'limpa'. A Tabela 7 resume os resultados das simulações descritas no Capítulo III

Tabela 7 - Coeficientes de arrasto para cada geometria.

	C_{D_t}	C_{D_p}	C_{D_v}	% ΔC_{D_p}	% ΔC_{D_v}	% ΔC_{D_t}
Asa pura	0,012482	0,009033	0,003448	-	-	-
<i>Winglet 1</i>	0,012191	0,008698	0,003492	-3,70869	1,254977	-2,33739
<i>Winglet 2</i>	0,012322	0,008838	0,003484	-2,16516	1,032225	-1,28183
<i>Winglet 3</i>	0,012171	0,008676	0,003494	-3,95832	1,324972	-2,49872
<i>Winglet 4</i>	0,012238	0,008751	0,003487	-3,12777	1,127291	-1,95224
<i>Winglet 5</i>	0,012337	0,008817	0,003521	-2,39763	2,089486	-1,15799
<i>Winglet 6</i>	0,012187	0,008686	0,003501	-3,84458	1,515601	-2,36374
<i>Winglet 7</i>	0,012103	0,008599	0,003503	-4,79847	1,577858	-3,03691

De uma maneira geral, pode-se perceber que as diferenças geradas no C_D da geometria original são extremamente sutis, ao contrário do que foi observado em algumas das literaturas citadas no Capítulo II. Entretanto, é esperado que melhorias aerodinâmicas no desempenho de aeronaves sejam de fato pequenas.

Mesmo que de uma maneira menos expressiva, as tendências de redução de vórtices observadas na sessão anterior foram verificadas, já que todos as configurações de *winglets* apresentaram diminuição do arrasto de pressão.

Por outro lado, houve um incremento no arrasto viscoso com a implementação dos dispositivos, algo esperado, porém pouco explorado nas literaturas. É importante ter ciência de que os efeitos colaterais da utilização de *winglets* devem ser levados em consideração no estudo da viabilidade do dispositivo, pois esses efeitos são relativamente bem expressivos e podem inclusive fazer com que os resultados finais não justifiquem a adoção desta técnica em um projeto.

Nas comparações com o C_{D_t} de cada geometria, os *winglets* se mostraram vantajosos, chegando a reduções de até 3% no melhor dos casos, o que resultaria em uma economia relevante no consumo de combustível de uma aeronave.

A seguir, é feita uma análise mais específica, com base nos valores da Tabela 7, considerando a influência de parâmetros geométricos na capacidade de redução de arrasto. Para uma real percepção dessa influência há a necessidade de mais pontos de análise, porém, devido

ao grande custo computacional e tempo envolvido em uma simulação complexa em *CFD*, apenas três variações foram consideradas em cada parâmetro.

A Figura 27 apresenta um gráfico da variação do comprimento dos *winglets* com seus valores de C_D associados. Como esperado, o arrasto viscoso tende a aumentar com maiores dimensões dos dispositivos. A redução de arrasto de pressão teve seu valor mais significativo na configuração de comprimento médio.

Pelo fato do arrasto de pressão corresponder a maior parte do arrasto total neste caso, o comportamento do C_{Dt} seguiu o padrão do C_{Dp} e teve maior redução no *Winglet* 1, de comprimento médio.

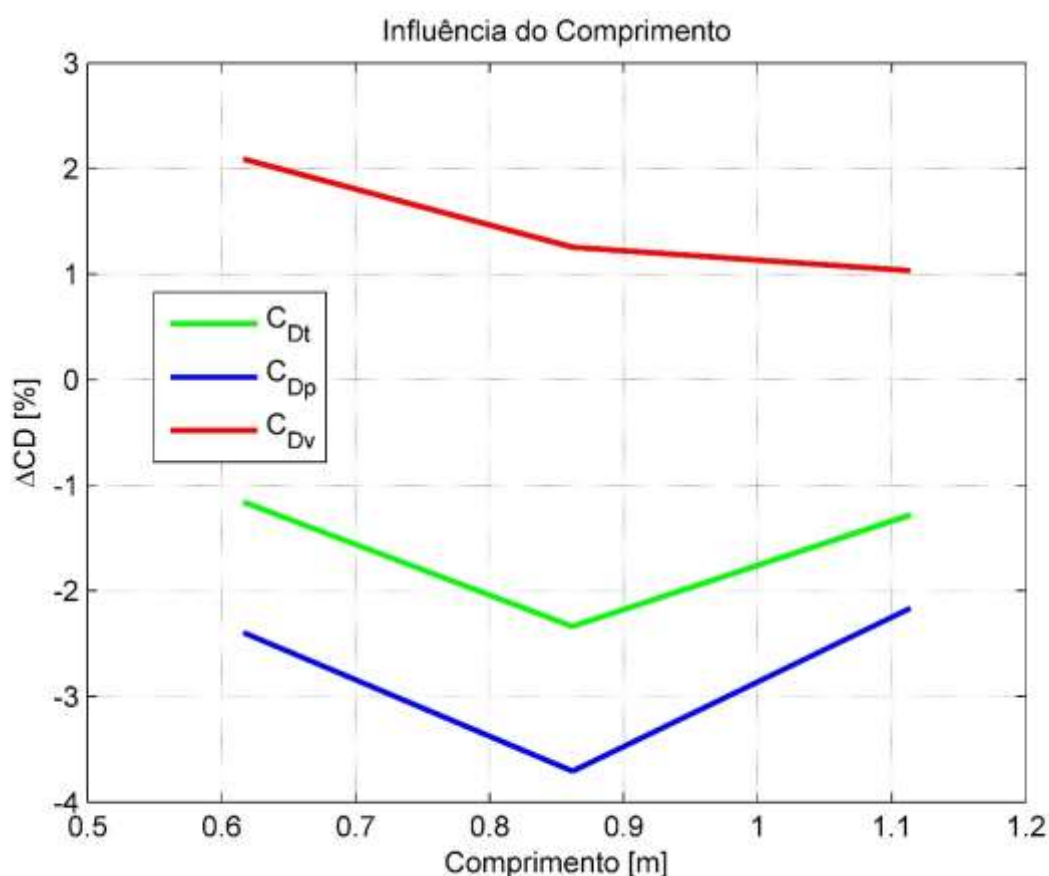


Figura 27 - Influência do comprimento do *winglet* na variação de arrasto.

Em relação à dimensão da corda da ponta do dispositivo, a Figura 28 mostra que os valores mais satisfatórios são referentes à geometria com o maior valor deste parâmetro, mesmo com o maior aumento de C_{D_v} associado.

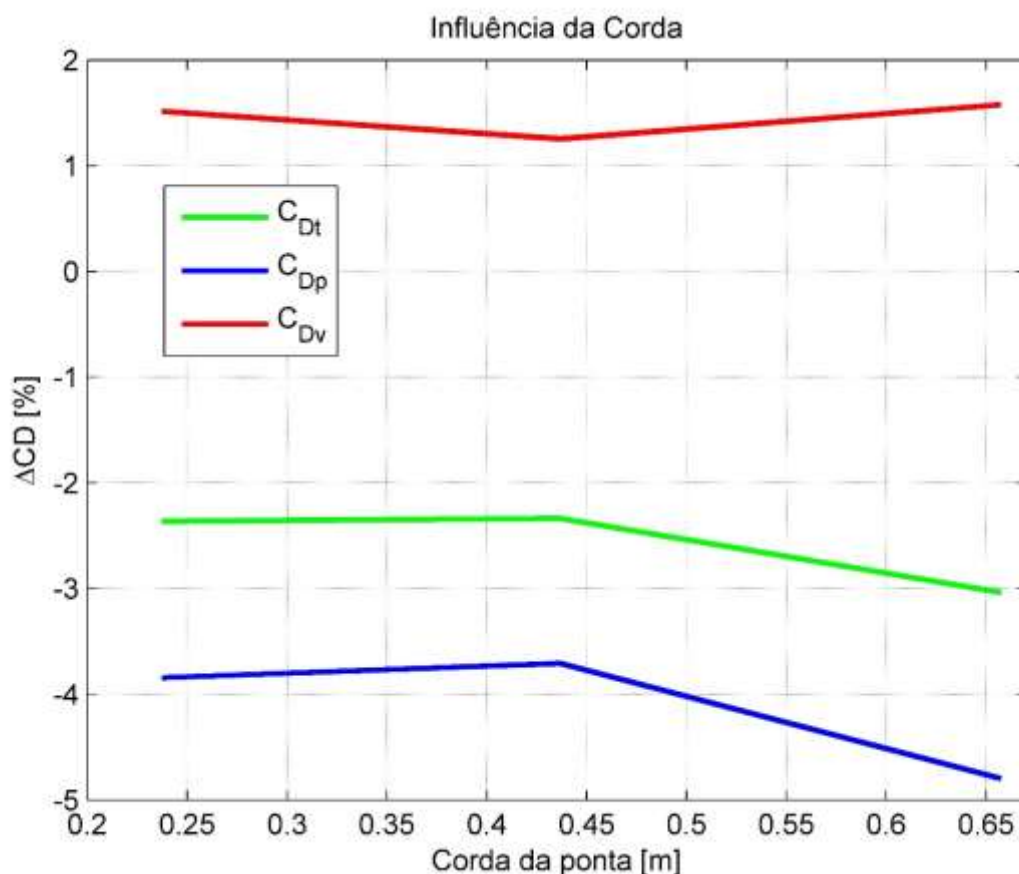


Figura 28 - Influência da dimensão da corda na variação de arrasto.

A Figura 29 ilustra a influência da variação da inclinação dos *winglets* nos valores de coeficientes de arrasto obtidos. O gráfico evidencia uma tendência de o arrasto viscoso decrescer com o aumento da inclinação nas geometrias, ao mesmo tempo em que o efeito contrário acontece com o arrasto de pressão. Em relação ao componente total de arrasto da asa, o valor é mínimo para menores inclinações, seguindo o comportamento do arrasto de pressão.

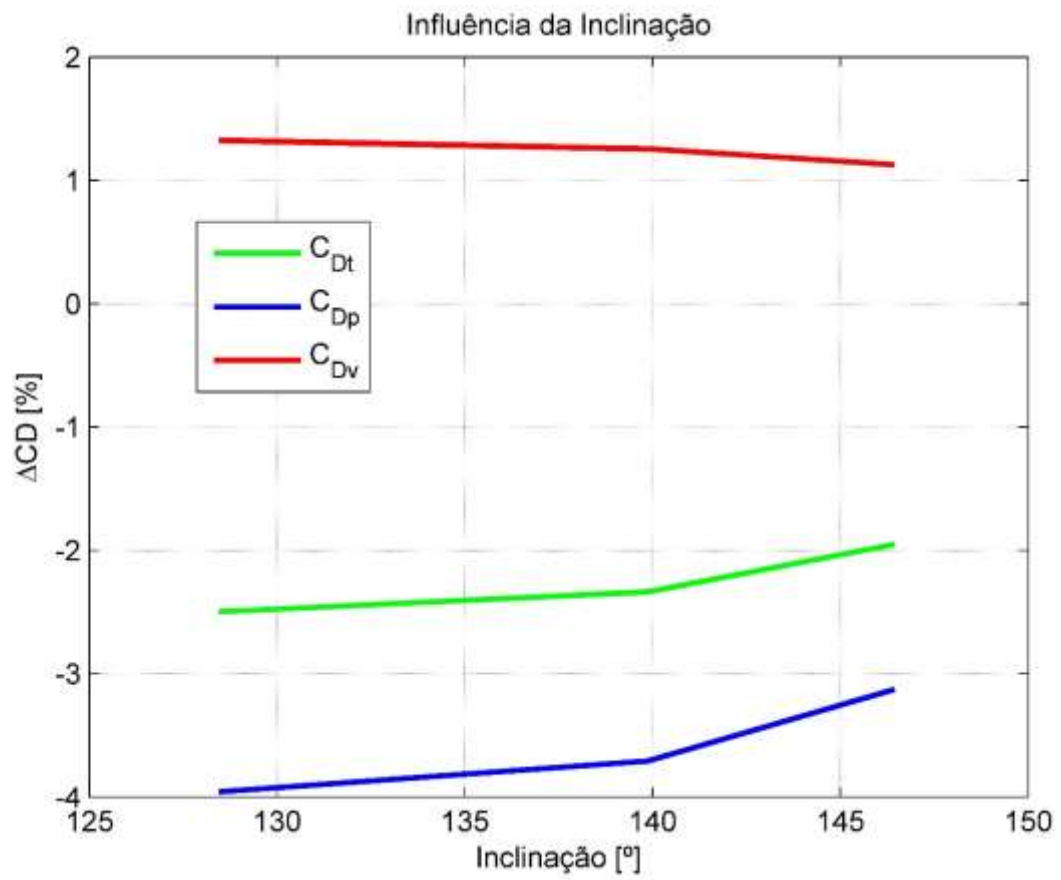


Figura 29 - Influência da inclinação do *winglet* na variação de arrasto.

CAPÍTULO V

CONCLUSÃO

Ambas as análises, qualitativa e quantitativa, evidenciaram o potencial de *winglets* reduzirem a vorticidade na ponta das asas, reduzindo o arrasto induzido. Esta segunda análise verificou, também, o aumento do arrasto parasita associado à utilização de tais dispositivos, diminuindo sua eficácia na economia de combustível. Ainda assim, houve redução no arrasto total da semi-asa estudada.

A maior redução observada foi de aproximadamente 3% no arrasto total a $Mach = 0,5$, referente ao *winglet* com maior corda na ponta, enquanto a menor efeito se deu no *winglet* de menor comprimento, com diminuição de aproximadamente 1,16% do arrasto total nas mesmas condições.

Os valores de redução de arrasto encontrados em cada literatura, inclusive os deste trabalho, são bem diferentes entre si. Isso mostra que o efeito da utilização de *winglets* é muito dependente do regime de operação da aeronave e da geometria da asa. Portanto, a viabilidade desses dispositivos deve ser analisada em cada projeto específico.

A principal melhoria para trabalhos futuros é no campo das malhas utilizadas. Com um maior número de camadas de prisma e um maior refinamento, que promova uma expansão menos abrupta em alguns elementos da malha, os resultados seriam muito mais precisos e confiáveis. Entretanto, para isso, será necessário mais recurso computacional.

Além disso, a validação do modelo através de um protótipo em túnel de vento traria mais confiança ao estudo. Por último, com mais tempo de trabalho, a análise de mais configurações traria uma noção melhor da influência de cada variação geométrica estudada.

Contudo, o trabalho mostrou uma melhoria sutil no desempenho de aeronaves dotadas de *winglets* para este caso em específico, o que poderia até mesmo não justificar seu uso, quando considerados o peso e custo de sua instalação.

Academicamente, o projeto foi de grande importância para o entendimento do efeito dos dispositivos de ponta de asa na redução do arrasto induzido de uma aeronave, através da leitura de trabalhos anteriores e do pós-processamento das análises deste estudo. Além disso, houve um grande acúmulo de conhecimento no campo das análises em *CFD* para aerodinâmica de alta velocidade, desde o processo de criação da geometria até a geração da malha, simulação e pós-processamento, aumentando a capacitação e preparo para indústria aeronáutica.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANDERSON, JR., John D. Incompressible Flow over Finite Wings: INTRODUCTION: DOWNWASH AND INDUCED DRAG. In: ANDERSON, JR., John D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 5^a. ed. University Of Maryland: McGraw-Hill, 2011. cap. 5, p. 415-420.

ATIQUE, Md Saifuddin Ahmed et al. **Aerodynamics of Winglet: a Computational Fluid Dynamics Study**. 24 p. Global Science and Technology Journal, [S.l.], 2015. 3.

BABIGIAN, Ryan; HAYASHIBARA, Shigeo. **Computational Study of the Vortex Wake Generated by a Three-Dimensional Wing with Dihedral, Taper, and Sweep**. 13 p. College of Engineering, Embry-Riddle Aeronautical University, Texas, 2009.

Fluent, Ansys. "15 2014 Theory and user's guide." *Ansys Corporation*.

GUERRERO, Joel E.; MAESTRO, Dario; BOTTARO, Alessandro. **Biomimetic spiroid winglets for lift and drag control: Biomimetic flow control**. 80 p. University of Genoa, Department of Civil, Environmental and Architectural Engineering, Genoa, Italy, 2011. 1.

JAIN, Rohit; JAIN, Mr. Sandeep; BAJPAI, Mr. Lokesh. **Aerodynamics of Winglet: A Computational Fluid Dynamics Study**. 4 p. International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET), 2016. 3.

NING, S. Andrew; KROO, Ilan. **Tip Extensions, Winglets, and C-wings: Conceptual Design and Optimization**. 33 p. Stanford University, Stanford, 2008.

RAJENDRAN, Saravanan. **Linköping studies in Science and Technology: Design of Parametric Winglets and Wing tip devices – A Conceptual Design Approach.** 61 p. Linköping University Institute of Technology Department of Management and Engineering (IEI), Linköping, Sweden, 2012.

WENTZ, JR., W. H. **Wind Tunnel Tests of the GA (W)-2 Airfoil With 20% Aileron, 25% Slotted Flap, 30% Fowler Flap, and 10% Slot-lip Spoiler.** 76 p. Wichita State University, Wichita, Kansas, 1976.

WHITE, Frank M. Flow Past Immersed Bodies. In: WHITE, Frank M. **Fluid Mechanics.** 4^a. ed. University Of Rhode Island: WCB McGraw-Hill, 1998. cap. 7, p. 427-494.