

UNIVERSIDADE FEDERAL DO ESPÍRITO SANTO
CENTRO TECNOLÓGICO
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA
PROJETO DE GRADUAÇÃO

RÔMULO COSTALONGA GIUBERTI

**AVALIAÇÃO DE *WINGLETS* PARA *AERODESIGN* – ANÁLISE DA
REDUÇÃO DO ARRASTO INDUZIDO UTILIZANDO DFC**

VITÓRIA
2013

RÔMULO COSTALONGA GIUBERTI

**AVALIAÇÃO DE *WINGLETS* PARA *AERODESIGN* – ANÁLISE DA
REDUÇÃO DO ARRASTO INDUZIDO UTILIZANDO DFC**

Projeto de Graduação apresentado ao Departamento de Engenharia Mecânica do Centro Tecnológico da Universidade Federal do Espírito Santo, como requisito parcial para obtenção do grau de Engenheiro Mecânico.

Orientador: Prof. Márcio Ferreira Martins, Ph.D.

VITÓRIA

2013

GIUBERTI, RÔMULO COSTALONGA.

Avaliação de *winglets* para *aerodesign* – Análise da redução do arrasto induzido utilizando DFC./ Rômulo Costalonga Giuberti – 2013.

67f

Orientador: MÁRCIO FERREIRA MARTINS

Projeto de Graduação – Universidade Federal do Espírito Santo, Centro Tecnológico, Departamento de Engenharia Mecânica.

1. *Winglet*. 2. Arrasto. 3. Arrasto Induzido. 4. Aerodesign. 5. DFC. 6. Fluidodinâmica Computacional. I. GIUBERTI, Rômulo Costalonga. II. Universidade Federal Do Espírito Santo, Centro Tecnológico, Departamento de Engenharia Mecânica. III. Análise da redução do arrasto induzido utilizando DFC.

RÔMULO COSTALONGA GIUBERTI

**AVALIAÇÃO DE *WINGLETS* PARA *AERODESIGN* – ANÁLISE DA
REDUÇÃO DO ARRASTO INDUZIDO UTILIZANDO DFC**

Projeto de Graduação apresentado ao Departamento de Engenharia Mecânica do Centro Tecnológico da Universidade Federal do Espírito Santo, como requisito parcial para obtenção do grau de Engenheiro Mecânico.

Aprovado em 19 de setembro de 2013.

COMISSÃO EXAMINADORA:

Prof. Márcio Ferreira Martins, Ph.D.
UNIVERSIDADE FEDERAL DO ESPÍRITO SANTO
Orientador

Prof. Dr. Juan Sérgio Romero Saenz
UNIVERSIDADE FEDERAL DO ESPÍRITO SANTO
Examinador

Bruno Furtado de Moura, mestrando.
UNIVERSIDADE FEDERAL DO ESPÍRITO SANTO
Examinador

Dedico aos meus familiares e amigos que sempre me deram forças para atravessar os problemas e seguir em frente. Este trabalho é em especial para a Equipe Aves da UFES, da qual, juntamente com alguns amigos, pude fazer parte durante o processo de reestruturação desta, levando ao crescimento da mesma e nos adicionando, além de momentos de alegria, muito conhecimento na área de engenharia aeronáutica.

AGRADECIMENTOS

Agradeço a Deus por me permitir chegar até aqui e possibilitar todo este trabalho. Também quero agradecer aos meus pais e aos professores por me mostrarem o caminho e as ferramentas necessárias para chegar ao final do curso e me tornar um engenheiro mecânico sábio e de princípios. Agradeço também à Equipe Aves, por acreditar no meu trabalho e me possibilitar a realização deste de forma que possa agregar ao máximo possível no conhecimento das próximas gerações da equipe.

RESUMO

Com o objetivo de melhorar a eficiência aerodinâmica das aeronaves, visando um melhor desempenho, aumentar o alcance de voo, diminuir gastos com combustível e de quebra diminuir emissões de poluentes no meio ambiente, os projetistas de aeronaves tem se empenhado bastante, desde os primórdios da aviação, na busca por soluções que possibilitem alcançarem essa meta. Uma das soluções encontradas é diminuir ao máximo o arrasto aerodinâmico das aeronaves, e para isso várias técnicas e ferramentas foram desenvolvidas no decorrer dos anos. Dentre estas estão os dispositivos aerodinâmicos que, aplicados à ponta da asa da aeronave, possibilitam ganhos expressivos em desempenho e eficiência, sendo seu principal representante, os Winglets.

No Aerodesign não é diferente, e a busca por cada fração a mais de eficiência da aeronave é incessante e muito importante. Logo, estes dispositivos se encaixam muito bem nos requisitos destes projetos, os quais devem lidar com envergadura limitada e alta sustentação necessária, sendo difícil a utilização de métodos de redução do arrasto como o alongamento da asa.

Neste trabalho foram projetados *winglets* para a utilização na aeronave de aerodesign pré-existente da equipe Aves da UFES. Estes foram projetados com base no *winglet* inicialmente idealizado por Whitcomb utilizando ferramentas computacionais de CAD e DFC. Esses foram posteriormente analisados na ferramenta de DFC, Ansys CFX, para verificar sua eficiência e aplicabilidade à aeronave.

Pôde-se verificar neste trabalho que este projeto inicial de *winglets* é uma ótima opção para melhorar a eficiência da asa, sendo capaz de reduzir em até 26% o arrasto induzido na asa utilizada e uma redução de até 15% do arrasto total da asa com um aumento de 10% da área molhada desta.

Palavras-Chave: 1. *Winglet*. 2. Arrasto. 3. Arrasto Induzido. 4. Aerodesign. 5. DFC. 6. Fluidodinâmica Computacional.

ABSTRACT

Aiming to improve the aerodynamic efficiency of the aircraft in order to perform better, increase the flight range, lower fuel costs and also reduce emissions of pollutants into the environment, aircraft designers have been engaged enough since the dawn of aviation in the search for solutions that enable achieving this goal. One of the solutions is maximally reduce the aircraft's aerodynamic drag, and for this various techniques and tools that have been developed over the years. Among these are the aerodynamic devices that applied to the tip of the wing of the aircraft provide significant gains in performance and efficiency, being its main representative, the winglets.

In Aerodesign is no different, and the search for each fraction to more efficient aircraft is unceasing and very important. These devices fit nicely on the requirements of these projects, which must deal with limited span and high lift need, being difficult to use methods of reducing drag as the elongation of the wing.

In this work were designed winglets for use in Aerodesign's team Aves UFES pre-existing aircraft. These were designed based on the winglet initially conceived by Whitcomb using computational tools as CAD and DFC. These were subsequently analyzed in DFC tool, Ansys CFX, to verify its efficiency and applicability to the aircraft.

From this job was possible to verify that this initial design of winglets is a great option to improve wing's efficiency, being able to reduce by 26% the induced drag of this and a reduction up to 15% of the total drag of this wing with an increase of 10% of its wetted area.

Keywords: 1. Winglet. 2. Drag. 3. Induced Drag. 4. Aerodesign. 5. DFC. 6. Computational Fluid Dynamics.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Avião com design inovador.....	11
Figura 2 - Camada limite sobre uma placa plana. (FOX, 2006. Modificado)	15
Figura 3 - Fluxo laminar x turbulento. (LEAP).....	16
Figura 4 - Forças atuantes em avião. (Manual do Piloto)	19
Figura 5 - Exemplo de perfil aerodinâmico.	22
Figura 6 – Escoamento ao redor de perfil aerodinâmico	22
Figura 7 - Exemplo de polar da razão C_L/C_D para um perfil NACA 0010	23
Figura 8 - Movimentação das camadas de ar devido à diferença de pressão entre a parte inferior e superior da asa. (Boeing, 2002)	24
Figura 9 - Ângulo de ataque induzido. (Alé, 2010)	25
Figura 10 - Efeito da razão de aspecto finita sobre o C_L de uma asa. (Alé, 2010) ..	25
Figura 11 - Arrasto induzido. (Boeing, 2002)	26
Figura 12 - Alguns dispositivos de ponta de asa. 1 – <i>Winglets</i> , 2 – <i>Blended winglets</i> , 3 – <i>Wind fences</i> e 4 – <i>Wing grids</i>	31
Figura 13 - Parâmetros para configuração do <i>winglet</i> . (Maughmer, 2001. Modificado)	35
Figura 14- Representação do y^+ . (LEAP).....	49
Figura 15 - Malha gerada para a asa sem <i>winglet</i>	50
Figura 16 - Detalhe da malha gerada	51
Figura 17 - Esquema das condições de contorno.....	52

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Parâmetros geométricos da asa.....	45
Tabela 2 - Parâmetros geométricos dos <i>winglets</i>	47
Tabela 3 - Condições de contorno.....	53
Tabela 4 - Propriedades do Fluido.....	53
Tabela 5 – Comparação das forças geradas pela asa. (Real x Simulado)	55
Tabela 6 - Comparação dos coeficientes gerados pela asa. (Real x Simulado).....	55
Tabela 7 - Forças obtidas para a asa sem e com <i>winglet</i>	56
Tabela 8 - Comparação dos coeficientes para asa sem e com <i>winglets</i>	56
Tabela 9 – Comparação das forças na asa inteira sem e com <i>winglets</i>	57
Tabela 10 - Efeito dos <i>winglets</i> no arrasto parasita.....	57
Tabela 11 - Razão de planeio.....	58

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	11
1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO E MOTIVAÇÃO - A BUSCA POR UM MENOR	
ARRASTO.....	11
1.2 OBJETIVO.....	13
1.3 DESENVOLVIMENTO DO PROJETO	13
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	14
2.1 ESCOAMENTO EXTERNO DE FLUIDO VISCOSO E	
INCOMPRESSÍVEL EM UM CORPO IMERSO	14
2.1.1 Escoamento Viscoso	14
2.1.2 Escoamentos Laminar e Turbulento.....	15
2.1.3 Escoamento Incompressível	17
2.2 FORÇAS GERADAS PELO FLUIDO NO ESCOAMENTO EXTERNO A	
UM CORPO	18
2.2.1 Arrasto.....	19
2.2.1.1 Arrasto de atrito ou fricção	20
2.2.1.2 Arrasto de pressão	20
2.2.2 Sustentação	21
2.2.3 Arrasto induzido	23
2.2.3.1 Técnicas e ferramentas para redução do arrasto induzido.....	27
2.3 <i>WINGLETS</i>	29
2.3.1 Histórico	29
2.3.2 Características e princípio físico de funcionamento.....	31
2.3.3 Parâmetros de projeto de <i>winglets</i>	33
2.3.4 Estudo de <i>winglets</i> utilizando dinâmica de fluidos computacional	
(DFC)	35
2.4 FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL.....	38
2.4.1 DFC	38
2.4.2 Modelos de turbulência	40
2.4.2.1 O modelo $K-\varepsilon$	42
2.4.2.2 O modelo $K-\omega$	43
2.4.2.3 O modelo SST	43

3	METODOLOGIA	45
3.1	GEOMETRIA DA ASA E DOS <i>WINGLETS</i>	45
3.2	GERAÇÃO DA MALHA	48
3.3	CONDIÇÕES DE CONTORNO	51
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	54
4.1	ANÁLISE E VALIDAÇÃO DOS MÉTODOS UTILIZADOS	54
4.2	RESULTADOS COM <i>WINGLETS</i>	56
5	CONCLUSÃO	59
6	TRABALHOS FUTUROS.....	60
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	61
	ANEXO A - RESUMO DAS EQUAÇÕES DE CAMADA LIMITE	63
	APÊNDICE A - DESENHOS ESQUEMÁTICOS.....	64

1 INTRODUÇÃO

Projetistas de aeronaves buscam por melhorias aerodinâmicas com o objetivo de aumentar a eficiência global das aeronaves desde os primórdios da aviação. Nessa incansável busca por eficiência, existem muitas áreas de aprimoramentos específicos, como a aerodinâmica. Muito tem sido estudado na questão aerodinâmica das aeronaves, particularmente a da asa, pois é a asa que gera as forças necessárias para manter a aeronave em voo, e é ela, também, que gera grande parte das forças degradativas do movimento, ou seja, as forças de arrasto.



Figura 1 – Avião com design inovador.

1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO E MOTIVAÇÃO - A BUSCA POR UM MENOR ARRASTO

Dos vários tipos de arrasto existentes em uma aeronave em voo, o arrasto induzido é de longe o que mais contribui para o arrasto total da mesma, chegando a 40% do arrasto total nas aeronaves comerciais. O arrasto induzido é ainda mais significativo a baixas velocidades durante a subida, nas condições críticas de decolagem, ficando entre 80% e 90% do arrasto total gerado pela aeronave.

O arrasto induzido é fortemente afetado pela geometria da asa, como será explicado posteriormente, e a busca pelo aperfeiçoamento da mesma tem recebido grande atenção dos projetistas de aeronaves devido ao forte potencial de redução do arrasto induzido. Para as linhas aéreas, alcançar este objetivo significa, além de tudo, em reduções de milhões de dólares gastos anualmente com combustível e a diminuição dos efeitos da queima deste no ambiente. O consumo de combustível é diretamente ligado ao arrasto, assim como a poluição gerada pela queima do mesmo, além, ainda, da diminuição da poluição sonora durante decolagens, que se dá devido ao menor esforço realizado pela aeronave ao decolar utilizando mecanismos de redução do arrasto induzido, em comparação com aeronaves que não utilizam estes mecanismos. Outro benefício para as linhas aéreas é poder aumentar o alcance de voo, ou seja, com o mesmo tanque de combustível e a mesma velocidade de cruzeiro, as aeronaves podem fazer voos mais longos.

Não muito distante desta realidade, os estudantes de engenharia que participam da competição SAE *Aerodesign*, desenvolvem aeronaves radio-controladas de altíssimo desempenho, leves e capazes de transportarem em média 5 a 6 vezes o próprio peso, e em alguns casos até 10 vezes este valor. Com base nessas necessidades, de sempre retirar o melhor desempenho de suas aeronaves, os estudantes, assim como os projetistas de aeronaves comerciais, estão sempre em busca por meios que os auxiliem a alcançarem estes objetivos.

Como dito, as aeronaves de *aerodesign* são capazes de carregar até 10 vezes o peso próprio, e isso se dá ao fato da utilização de perfis aerodinâmicos de alta sustentação em suas asas, ou seja, o perfil da asa da aeronave é tal que mesmo a baixas velocidades são capazes de gerarem altos coeficientes de sustentação já a pequenos ângulos de ataque. Contudo, esse ganho em sustentação gera punições, que são os arrastos gerados a mais pelo perfil utilizado, principalmente o aumento do arrasto induzido, que está diretamente ligado ao coeficiente de sustentação do perfil aerodinâmico, além da geometria da asa.

Assim, para conciliar aumentos na geração de sustentação e diminuir as penalidades geradas pelo aumento do arrasto da aeronave, algumas equipes vêm estudando a utilização desses dispositivos de ponta de asa de forma eficiente em

suas aeronaves e, juntamente com outros quesitos, atingirem a vitória na competição.

1.2 OBJETIVO

O principal objetivo deste trabalho é analisar a influência da utilização de *winglets* na redução no arrasto induzido gerado pela asa do avião projetado pela equipe AVES UFES para a competição SAE AERODESIGN 2013. Com isso, espera-se que este trabalho possa guiar projetos futuros da equipe da UFES no desenvolvimento de novas aeronaves com *winglets* em suas asas, de forma a melhorarem a eficiência destas.

1.3 DESENVOLVIMENTO DO PROJETO

No presente trabalho será apresentado, iniciando-se no capítulo 2, uma abordagem rápida sobre escoamentos externos ao redor de um corpo imerso, mostrando e explicando algumas das propriedades deste tipo de escoamento pertinentes a este projeto. A seguir, será discutido sobre o objeto de estudo, os *winglets*; será apresentada sua história, serão discutidas suas propriedades, suas influências aerodinâmicas, bem como, considerações sobre o seu design. E logo após será apresentada a teoria que engloba a ferramenta utilizada neste trabalho, o DFC. No capítulo 3, será apresentada toda a metodologia deste trabalho, o passo a passo de como foi realizado. A seguir, no capítulo 4, serão discutidos os resultados das análises, comparando-as e mostrando os efeitos da adição dos *winglets* à asa. Por fim, no capítulo 5, serão apresentadas as conclusões deste projeto e no capítulo 6 as oportunidades para trabalhos e aprimoramentos futuros serão abordadas.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 ESCOAMENTO EXTERNO DE FLUIDO VISCOSO E INCOMPRESSÍVEL EM UM CORPO IMERSO

Escoamentos externos são escoamentos sobre corpos imersos em um fluido sem fronteiras. O escoamento sobre uma esfera ou um corpo carenado são alguns exemplos. Outros exemplos interessantes são os campos de escoamento em torno de objetos tais como aerofólios, automóveis e aviões. (Fox, 2006)

2.1.1 Escoamento Viscoso

Ao se tratar de escoamento externo de um fluido viscoso quer-se dizer que a viscosidade μ do fluido que escoar ao redor de um corpo tem relativa importância na contribuição da geração das forças atuantes sobre o corpo em questão. O escoamento no qual não há influência da viscosidade do fluido é chamado de escoamento não viscoso, ou invíscido.

A contribuição da viscosidade nas forças atuantes é chamada de força viscosa, ou força de atrito ou fricção, e se dá dentro de uma camada delgada, denominada *camada limite*. Foi Prandtl quem desenvolveu a ideia de camada limite ao adotar a condição de não deslizamento sobre toda a superfície do corpo, a qual diz que a velocidade parte de zero sobre a superfície e aumenta rapidamente até o valor do escoamento livre, que se dá sobre a borda externa da camada limite. Outro aspecto importante da camada limite, é que a partir dela o escoamento gera uma esteira a jusante do corpo. Esta esteira é formada a partir do ponto de separação da camada limite, onde as partículas fluidas são afastadas da superfície do corpo formando a esteira. Dentro desta esteira sempre haverá uma pressão relativamente baixa, enquanto fora dela e principalmente na parte frontal do corpo, existirão altas pressões locais. Este gradiente de pressão formado é o que gerará as forças de pressão, ou arrasto de forma.

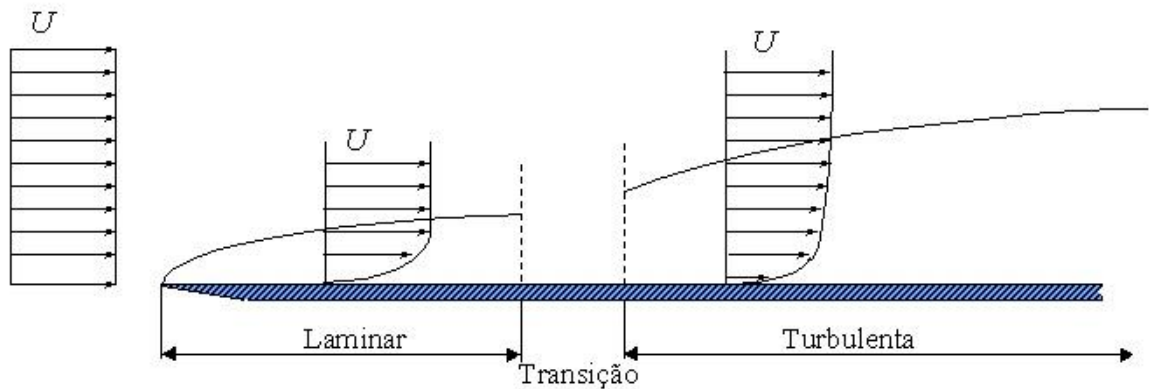


Figura 2 - Camada limite sobre uma placa plana. (FOX, 2006. Modificado)

2.1.2 Escoamentos Laminar e Turbulento

Para simplificar a análise sobre a importância dos efeitos viscosos e de pressão, também chamado de força de inércia, o escoamento viscoso pode ser classificado em laminar ou turbulento, como mostrado na Figura 2. Dizer que o escoamento é laminar implica em dizer que as forças viscosas são dominantes em relação às forças de inércia. E quando as forças de inércias são muito maiores que as forças viscosas, o escoamento se torna turbulento. Portanto, o parâmetro utilizado para medir se o escoamento está no regime laminar ou turbulento é o número de Reynolds.

Segundo o Fox (2006), no escoamento externo sobre uma placa fina sem gradiente de pressão, a transição entre escoamento laminar ou turbulento se dá ao número crítico de Reynolds $Re_c = 5 \times 10^5$, no qual abaixo deste valor o escoamento é laminar e acima se torna turbulento, e pode ser calculado por,

$$Re = \frac{\rho U_{\infty} L}{\mu} \quad (1)$$

onde ρ é a massa específica, U_{∞} é a velocidade característica do escoamento e L o comprimento característico do corpo. Caso o número de Reynolds seja maior que $Re = 5 \times 10^5$, os efeitos viscosos serão muito menores que os efeitos de pressão, porém ainda terão importante consequência ao escoamento. Caso o número de Reynolds

for esteja abaixo desse valor, os efeitos viscosos serão dominantes, sendo o arrasto de atrito mais expressivo que o de pressão.

O escoamento laminar é caracterizado por linhas de corrente em camadas, ou lâminas, uma camada escorregando sobre a outra de forma ordenada havendo somente troca de quantidade de movimento molecular, sendo que qualquer instabilidade é amortecida pelas forças viscosas de cisalhamento que dificultam o movimento relativo entre as camadas. Já o escoamento turbulento é caracterizado por um movimento caótico das partículas de fluido, onde as velocidades flutuam em todas as direções. A turbulência ocorre devido à predominância das forças inerciais sobre as forças viscosas, gerando grande movimento relativo entre as camadas gerando a convecção destas.

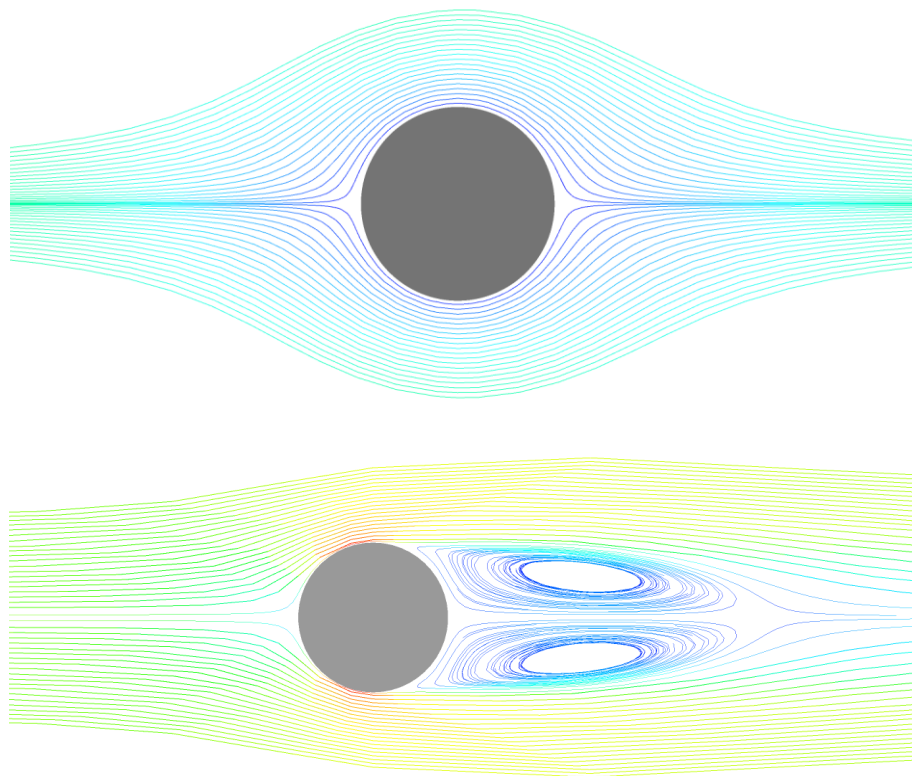


Figura 3 - Fluxo laminar x turbulento. (LEAP)

Na maioria dos problemas de mecânica dos fluidos, a turbulência é quase sempre um fenômeno indesejável, porém inevitável, porque cria maior resistência ao escoamento. Em alguns problemas, como, por exemplo, o escoamento de sangue através dos vasos sanguíneos, a turbulência é desejável, porque o movimento

aleatório das partículas permite o contato de todas as células de sangue com as paredes dos vasos para trocar oxigênio e outros nutrientes. (FOX, 2006)

Num escoamento viscoso externo ao redor de um corpo, a camada limite inicia fina e laminar nas partes frontais do corpo e continua assim até uma posição sobre a superfície denominada ponto de transição, onde o escoamento começa a se tornar turbulento e a camada limite aumenta de espessura. A partir de certo ponto o escoamento se torna totalmente turbulento e de espessura maior que a inicial, aumentando gradativamente até atingir o ponto de separação da camada limite. As equações referentes à camada limite podem obtidas no Anexo A.

Como dito, para valores de Reynolds abaixo do valor crítico, a camada limite do escoamento sobre uma placa plana ainda é laminar, no entanto, em perfis aerodinâmicos existem gradientes de pressões sobre suas superfícies devido às variações de velocidade experimentadas pelo fluido sobre estas. Devido a isso, como o escoamento está a um baixo número de Reynolds, a camada limite deste transporta pouca energia, e o fluido não tem força suficiente para se manter colado à superfície da asa, sofrendo, assim, separação antes do previsto, gerando grande turbulência no bordo de fuga da asa. Por isto, a análise de escoamento ao redor de corpos espessos deve ser feita cuidadosamente, de forma que o escoamento seja modelado corretamente evitando cálculos errôneos da camada limite.

2.1.3 Escoamento Incompressível

O escoamento incompressível é aquele no qual a variação da massa específica do fluido é desprezível, ou seja, o fluido não é comprimido durante seu escoamento. Em temperatura e pressões atmosféricas, o escoamento de um líquido, geralmente pode ser tratado como incompressível, enquanto o da maioria dos gases é compressível.

Segundo o Fox (2006), o escoamento de um gás com transferência de calor desprezível também pode ser considerado incompressível, desde que a velocidade do escoamento seja muito inferior à velocidade do som. O parâmetro utilizado para verificar se o escoamento do gás é incompressível é a razão entre a velocidade do

escoamento, U_{∞} , e a velocidade local do som, c , no gás, também chamado de número de Mach,

$$M = \frac{U_{\infty}}{c} \quad (2)$$

O nome é em homenagem ao físico Ernst Mach, que publicou sua teoria sobre a possibilidade de um corpo ultrapassar a velocidade do som. Para valores de Mach < 0,3, a variação da massa específica é inferior a 5%, sendo assim o escoamento pode ser tratado como incompressível.

2.2 FORÇAS GERADAS PELO FLUIDO NO ESCOAMENTO EXTERNO A UM CORPO

Sempre que houver movimento relativo entre um corpo sólido e o fluido que o circunda, será gerado um vetor de força resultante $\mathbf{F}$ dependente de fatores como a velocidade relativa V_r , a forma e o tamanho do corpo, além, claro, das propriedades do fluido. A força resultante aparece conforme o fluido escoar ao redor do corpo gerando tensões superficiais sobre cada elemento da superfície, que são compostas das tensões de cisalhamento devido às ações viscosas e tangenciais à superfície, e de tensões normais à superfície devido à pressão local gerada. A partir daí já se pode imaginar de onde vêm as principais forças do fluido atuantes no movimento de uma asa, por exemplo.

Decompondo-se o vetor da força resultante $\mathbf{F}$ em duas componentes, uma paralela à direção do movimento e a outra perpendicular ao mesmo, surgem, respectivamente, os vetores da força de arrasto, $\mathbf{F}_D$, e da força de sustentação, $\mathbf{F}_L$, sendo o primeiro oposto ao movimento e responsável, assim, por tentar impedir a progressão do corpo, e o segundo o responsável por tentar manter ou elevar o corpo na direção perpendicular ao movimento, vencendo o peso do mesmo. Obviamente, para se colocar uma asa em movimento também deve existir uma força externa atuante no corpo na direção do movimento e oposta ao vetor da força de arrasto gerado pelo fluido, que é a força de tração, provida pelos motores da aeronave, por exemplo.

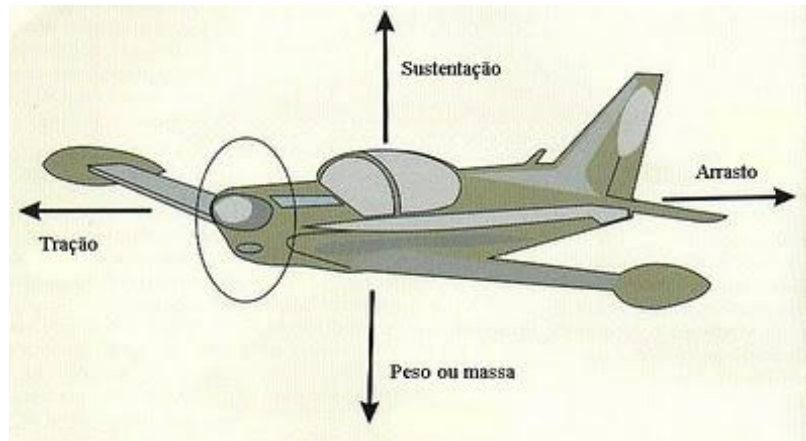


Figura 4 - Forças atuantes em avião. (Manual do Piloto)

2.2.1 Arrasto

Como dito anteriormente, a força de arrasto é a componente da força resultante sobre um corpo que atua paralelamente à direção do movimento relativo. O coeficiente de arrasto, C_D , é definido como,

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 A_P} \quad (3)$$

onde F_D é a *força de arrasto*, A_P é a área projetada da superfície do corpo em contato com o fluido, ρ a massa específica do fluido, V a velocidade relativa do escoamento e o número $\frac{1}{2}$ foi inserido para formar a conhecida pressão dinâmica.

A força de arrasto total em um corpo a velocidades subsônicas é a soma do arrasto de atrito e do arrasto de pressão, chamado de arrasto parasita, podendo existir ainda, o arrasto induzido, que é calculado a parte por se tratar de uma forma diferente de arrasto que só existe em corpos que produzem sustentação. Para escoamentos que não produzem sustentação, dependendo da forma e da posição do corpo no escoamento pode existir apenas um dos dois tipos de arrasto, por exemplo; uma placa fina plana paralela ao escoamento tem apenas arrasto de atrito, já uma placa fina plana normal ao escoamento tem somente arrasto de pressão, e enfim, uma esfera ou um cilindro apresentam as duas formas de arrasto.

2.2.1.1 Arrasto de atrito ou fricção

Este tipo de arrasto está relacionado às forças viscosas do fluido sobre o corpo e depende exclusivamente do número de Reynolds do escoamento. Ele é gerado, basicamente, pelas tensões de cisalhamento geradas e a rugosidade ao longo da superfície do corpo. Como dito anteriormente, as tensões de cisalhamento, devido à condição de não deslizamento na superfície atuam paralelamente e na direção oposta ao movimento, gerando forças opostas ao mesmo. Já a rugosidade da superfície tem a capacidade de tornar o escoamento da camada limite turbulento e espesso antes do que seria previsto para a superfície lisa, aumentando assim, o arrasto.

O coeficiente de atrito é calculado com base no coeficiente de fricção do corpo, C_f , o qual pode ser calculado pelas equações mostradas no Apêndice A para cada condição de camada limite sobre o corpo. O Coeficiente de fricção se relaciona ao coeficiente de atrito pela razão entre a área molhada, S , e a área projetada da asa.

2.2.1.2 Arrasto de pressão

Este arrasto pode também ser chamado de arrasto de forma por estar diretamente relacionado à forma do objeto ao qual o fluido escoar e sua área frontal (no caso de aerofólios e asas, a área utilizada é a planifórmica, ou seja, é a área projetada da asa, pois esta varia com a variação do ângulo de ataque). Esta relação se deve ao fato de o arrasto de pressão ser causado pelo gradiente de pressão gerado pela separação do escoamento, separação esta que dependendo da forma pode ser expressiva ou não. Por exemplo, o escoamento ao redor de uma placa perpendicular ao mesmo é separado nas bordas, gerando arrasto de pressão na esteira formada. Já para uma asa, ou um objeto carenado, sua superfície é arredondada e sem bordas proeminentes permitindo o fluido contorná-la sem que haja separação prematura ou expressiva do escoamento do mesmo.

Para escoamentos abaixo de $Re = 1000$, o arrasto de pressão é dependente da razão de aspecto de sua área frontal (b/h) e do número de Reynolds. Para o número

de Reynolds acima de 1000 o arrasto é essencialmente dependente da razão de aspecto, apenas, porque os pontos de separação e o tamanho da esteira dependerão somente da geometria do objeto.

Além disso, segundo Kroo (2007), o arrasto de pressão é pouco influenciado por variações pequenas no ângulo de ataque de uma asa, por exemplo. O arrasto de pressão pode ser considerado constante em variações desse ângulo entre 0° e 5°.

2.2.2 Sustentação

Para a maioria dos objetos em movimento em um fluido, a força mais significativa do fluido é o arrasto. Entretanto, existem alguns objetos, tais como aerofólios, para os quais a sustentação é significativa. A sustentação é definida como a componente da força do fluido perpendicular ao movimento do fluido. Para um aerofólio, o coeficiente de sustentação é escrito como

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho V^2 A_p} \quad (4)$$

onde F_L é a força de sustentação gerada no mesmo. Pode-se observar que a forma básica mostrada aqui é a mesma da Equação 3, onde a força produzida pelo fluido é o produto da pressão dinâmica pela área e pelo correspondente coeficiente.

Segundo o Fox (2006), os coeficientes de arrasto e de sustentação para um aerofólio são funções do número de Reynolds e do ângulo de ataque; o ângulo de ataque, α , é o ângulo entre a corda do aerofólio e o vetor velocidade da corrente livre. A *corda* de um aerofólio é o segmento de reta ligando a extremidade da borda de ataque à extremidade da borda de fuga, como pode observado na Figura 5. A forma da seção da asa é obtida por meio da combinação de uma *linha média* e uma distribuição de espessura. Quando o aerofólio tem uma seção simétrica, tanto a linha média quanto a corda são linhas retas e coincidentes. Um aerofólio de linha média curva é chamado de *cambado*. A área perpendicular ao escoamento muda com o ângulo de ataque no caso de aerofólios e asas, conseqüentemente, a área

plantiforme, ou área projetada, A_p é usada para definir os coeficientes de arrasto de sustentação para um aerofólio.

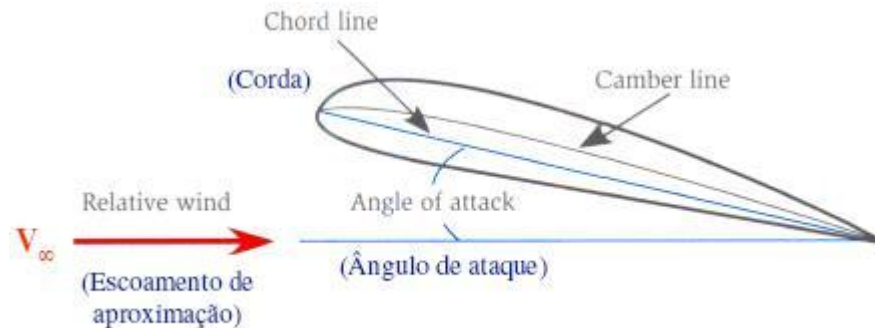


Figura 5 - Exemplo de perfil aerodinâmico.

A sustentação aerodinâmica é largamente explicada pelo efeito Bernoulli, onde um aumento da velocidade sobre a superfície superior (extradorso) do aerofólio causa um decréscimo na pressão local, e uma diminuição da velocidade na superfície inferior (intradorso) leva a um aumento da pressão. Devido a estes gradientes de pressões criados, relativos à atmosfera, o aerofólio experimenta uma força vinda do intradorso para o extradorso, a força de sustentação. Por estes fatos, o extradorso e o intradorso, respectivamente, podem ser chamados de *superfície de sucção* e *superfície de pressão*.

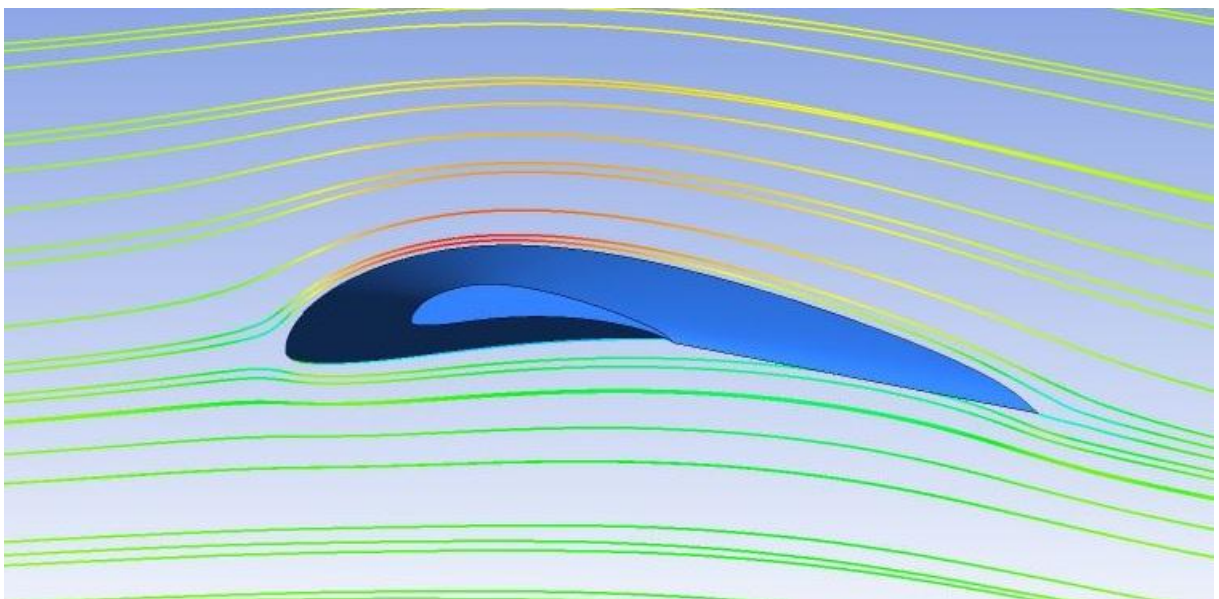


Figura 6 – Escoamento ao redor de perfil aerodinâmico

Gráficos (chamados de polares) de C_L versus C_D e da razão sustentação/arrasto, C_L/C_D , são comumente utilizados para apresentar dados de aerofólios. Esta razão é muito importante no projeto de uma aeronave: o coeficiente de sustentação determina a sustentação da asa e, portanto, a carga que pode ser carregada, e o coeficiente de arrasto indica uma grande parte (além do causado pela fuselagem, etc.) do arrasto que o motor da aeronave deve superar de modo a gerar a sustentação necessária; então, em geral, o objetivo é um alto valor para C_L/C_D .



Figura 7 - Exemplo de polar da razão CL/CD para um perfil NACA 0010

2.2.3 Arrasto induzido

Todos os aerofólios reais, ou seja, todas as asas têm envergadura finita e possuem menos sustentação e mais arrasto que os dados de suas seções de aerofólio indicam. Uma das formas de se explicar isto é que, se considerando a distribuição de pressão próxima ao final da asa, a baixa pressão média sobre o extradorso e a alta pressão média sobre o intradorso fazem com que o fluido escoe na extremidade da asa, da parte inferior para a parte superior, gerando uma trilha de vórtices, os

quais utilizam parte da energia que seria utilizada para geração de sustentação para a sua circulação, criando assim, o chamado *arrasto induzido*.

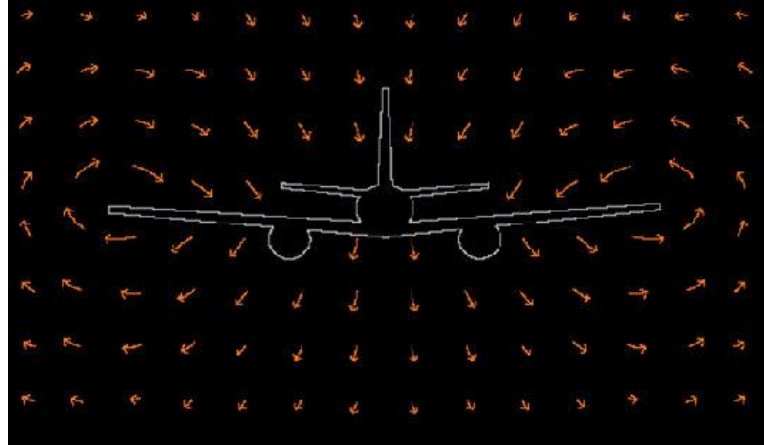


Figura 8 - Movimentação das camadas de ar devido à diferença de pressão entre a parte inferior e superior da asa. (Boeing, 2002)

Esses efeitos, causados por uma envergadura finita, estão concentrados próximos de sua ponta, então, é claro que uma asa curta sofrerá mais desses efeitos que uma asa muito longa, e inexistiriam em uma envergadura infinita. Assim, fica claro que esses efeitos estejam diretamente relacionados à razão de aspecto da asa, definida como.

$$Ar = \frac{b^2}{A_p} \quad (5)$$

onde b é a envergadura da asa e A_p a sua área projetada.

Os vórtices produzidos na ponta da asa são um resultado da geração de sustentação e produzem um escoamento para baixo (*downwash*). Como resultado disto, a asa observa uma redução no ângulo de ataque efetivo, α_{eff} , que é proporcional ao coeficiente de sustentação, C_L . Esta redução no ângulo de ataque efetivo em relação ao ângulo de ataque geométrico, α , da asa é chamada de ângulo de ataque induzido, α_i , como mostrado na Figura 9.

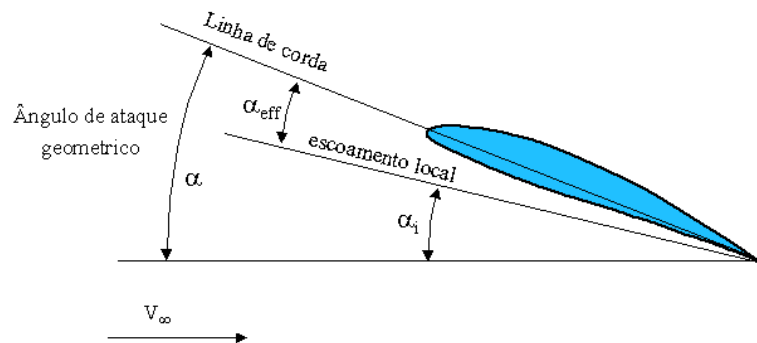


Figura 9 - Ângulo de ataque induzido. (Alé, 2010)

Assim, quanto mais a asa gera sustentação, mais vórtices e mais *downwash* serão gerados aumentando o ângulo de ataque induzido, assim como uma redução na razão de aspecto também tornará pior esses efeitos. Segundo Roskam (1997), o ângulo de ataque induzido é definido como,

$$\alpha_i \approx \frac{C_L}{\pi Ar} \quad (6)$$

Logo, para que a asa (com Ar finito) gere a mesma sustentação que sua seção de aerofólio (com $Ar = \infty$), o ângulo de ataque geométrico dela deve ser aumentado do ângulo de ataque induzido, como mostrado na figura 10.

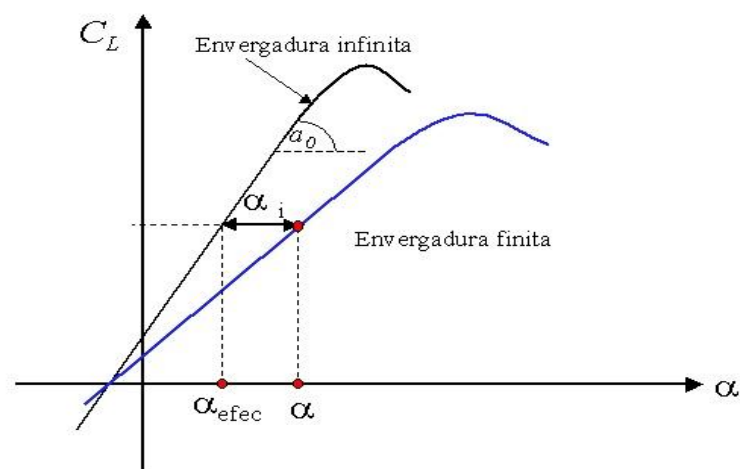


Figura 10 - Efeito da razão de aspecto finita sobre o C_L de uma asa. (Alé, 2010)

O downwash faz também com que o vetor da força de sustentação, perpendicular ao ângulo de ataque efetivo, seja inclinado para trás no valor do ângulo de ataque induzido, como mostrado na Figura 11. É essa componente direcionada para trás do vetor da força de sustentação que representa o arrasto induzido.

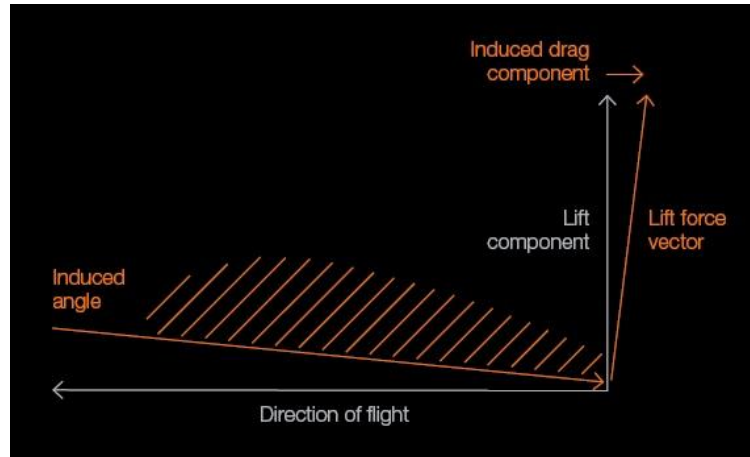


Figura 11 - Arrasto induzido. (Boeing, 2002)

A partir da simples geometria da figura 11, pode-se chegar à definição do coeficiente de arrasto induzido, C_{Di} , que segundo Roskam (1997), é

$$C_{Di} \approx C_L \alpha_i \approx \frac{C_L^2}{\pi A r} \quad (7)$$

Assim, o arrasto total de uma asa de envergadura finita será

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A r} \quad (8)$$

onde C_{D0} é o coeficiente de arrasto parasita da asa, que nada mais é que a soma do arrasto de atrito e do arrasto de pressão da asa.

As equações (6), (7) e (8), são válidas somente para asas que produzem uma distribuição uniforme de *downwash*. Assim, para os casos onde a distribuição não é

uniforme, a maioria, deve-se adicionar o fator de correção “e”, conhecido como fator de eficiência de Oswald, o qual varia de 0,85 a 0,95 para essas asas. Logo,

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi A r e} \quad (9)$$

e

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A r e} \quad (10)$$

Para os casos onde existe uma superfície vertical, deve-se substituir a razão de aspecto da asa, A , por uma razão de aspecto efetiva, A_{eff} , a qual é definida por Hoerner (1985) em função da altura da superfície vertical, como,

$$A r_{eff} = A r + \Delta A r \quad (11)$$

na qual,

$$\frac{\Delta A r}{A r} \approx \frac{k h}{b} \quad (12)$$

onde, $k = 1,9$ para valores de até $h/b = 0,4$.

2.2.3.1 Técnicas e ferramentas para redução do arrasto induzido

Como dito anteriormente, a geração do arrasto induzido está diretamente relacionada ao coeficiente de sustentação gerado pela asa e a razão de aspecto. Então, para reduzi-lo, basta que a razão de aspecto da asa seja aumentada, ou seu coeficiente de sustentação reduzido, mas reduzi-lo implica em carregar uma carga menor, e geralmente, conseguir carregar uma carga maior é um dos objetivos dos projetistas de aeronaves.

Para que o objetivo de reduzir o arrasto induzido seja alcançado, um novo projeto da aeronave deve ser realizado, recebendo modificações em envergadura, estrutura e etc. Porém, uma das razões para que a envergadura da asa não seja aumentada é que o seu aumento implicaria em maiores esforços estruturais devido ao maior peso, e seria necessário que a estrutura fosse reforçada, o que aumentaria ainda mais o peso, e, além disso, o custo para essas mudanças seria altíssimo, o que torna inviável esta utilização. E, no caso de uma aeronave já construída, seria inviável realizar modificações tão extensas, que também teriam custos muito elevados. Existem também restrições quanto a aumentar a envergadura devido aos espaços em torno da aeronave, por exemplo, aeroportos estreitos com pequenas áreas de manobras poderiam se tornar inutilizáveis para essas aeronaves com envergadura estendida. Na competição *SAE Aerodesign*, um dos principais problemas em aumentar a envergadura da aeronave é a limitação das dimensões da aeronave apresentada no regulamento da competição, ou seja, existe um somatório das dimensões total da aeronave, com um intervalo predefinido que deve ser respeitado pela equipe, ou gerará ônus em sua pontuação. Assim, aumentar a envergadura, implicaria em diminuir o comprimento da aeronave ou a envergadura do estabilizador horizontal, por exemplo.

Com base nisso, muitas ferramentas foram desenvolvidas para que os projetos atinjam o objetivo de reduzir o arrasto induzido e evitem o aumento de envergadura da asa. Algumas destas ferramentas são os dispositivos de ponta de asa, que são dispositivos adicionados à ponta da asa com o intuito de melhorar aerodinamicamente esta região. Alguns dos dispositivos mais utilizados desde o início da pesquisa sobre o arrasto induzido são os *Winglets*, *Blended winglets* e *Wind Fences*.

Para todos estes foram desenvolvidas técnicas para que sua aplicação em asas já construídas se tornasse viável. Com isso, muitas companhias aéreas compram das fabricantes os *winglets*, que são instalados na asa da aeronave após algumas adaptações, sem que mudanças estruturais expressivas na aeronave sejam necessárias, diminuindo os custos com combustíveis e não necessitando de ser construída uma nova aeronave.

2.3 WINGLETS

2.3.1 Histórico

Uma das primeiras técnicas utilizadas para diminuição do arrasto induzido foi o desenvolvimento de *end plates*, simples placas montadas perpendicularmente à asa em sua ponta, no final do século 19 pelo britânico F.W. Lanchester. Elas aumentavam a envergadura efetiva da asa, diminuindo o arrasto induzido em condições de alta sustentação, contudo em altas velocidades seu modelo gerava grandes separações de escoamento gerando um aumento muito grande no arrasto parasita para justificar seu uso. Em 1910, Prandtl desenvolveu a teoria do *Plano Trefftz*, que é um plano a uma distância infinita do “*downstream*” da aeronave e perpendicular à esteira formada com o objetivo de determinar o arrasto induzido da mesma. Com base nessa teoria, muitos pesquisadores puderam estudar e determinar os efeitos do arrasto induzido (Eppler, 1997), chegando a várias conclusões, entre elas, de que o aumento da razão de aspecto efetivo da asa seria um dos principais contribuintes para a diminuição do arrasto induzido.

Em 1922, Elliott Reid, na NASA em Langley, estudando as modificações na ponta da asa para redução do arrasto induzido, mostrou que todas as modificações em situações de baixa sustentação apresentaram pior desempenho que a ponta de asa inalterada, mesmo sendo muito efetivas em situações de alta sustentação. Com base nisso, Paul Hemke, em 1927 desenvolveu algumas fórmulas rudimentares usadas para calcular o arrasto induzido em *end plates* para mono e biplanos. Seus cálculos foram de encontro aos resultados experimentais e mostraram, ainda, que a forma da seção dos *end plates* é muito importante.

Desde o início do século 19, e até os dias de hoje, muitos dispositivos e extensões da ponta da asa foram desenvolvidos na busca pela diminuição do arrasto induzido e uma melhor eficiência aerodinâmica das asas. Richard Whitcomb, pela NASA, alcançou maiores ganhos na eficiência através de um projeto minucioso de um *end plate* de grande razão de aspecto, o qual chamou de *winglet*. Em seu experimento, publicado em 1976, mostrou que o *winglet* desenvolvido por ele melhorou a razão

L/D (*Lift/Drag*), em um fator de aproximadamente dois, em comparação com as extensões de ponta de asa típicas.

Desde então, os *winglets* e mecanismos de ponta de asa similares para redução do arrasto induzido tem passado por inúmeros estudos e desenvolvimento, tendo sido criadas várias outras geometrias de dispositivos de ponta de asa, em busca sempre da melhor eficiência possível. Em 1994, a *Aviations Partners Inc.* desenvolveu a chamada *Blended Winglet*, que tem como objetivo manter os ganhos do *winglet* desenvolvido por Whitcomb e diminuir o arrasto de interferência gerado por elas na junção aguda entre o *winglet* e a asa, efeito este obtido pela suavização da junção. O inventor deste tipo de *winglet*, Louis B. Gratzner foi quem também desenvolveu a ponta de asa espiroidal, em 1992, recebendo a patente dos dois modelos. Mais tarde, na suíça, em 1996, La Roche desenvolveu o conceito do “*wing grid*” e também recebeu a patente por sua invenção. Desta forma, os projetistas seguem inventando e experimentando novas formas a cada dia na tentativa de chegar à geometria perfeita.

Nos dias de hoje, a maioria das fabricantes de aeronaves está aderindo à utilização de algum tipo de dispositivo de ponta de asa. A *Boeing* é uma das quais investe na utilização, principalmente da *Blended Winglet* como descrito na *Boeing Aero Magazine* nº17 (2002), enquanto a *Airbus* utiliza seu modelo de *Wind Fence*. A fabricante nacional de aviões, Embraer, também tem investido largamente na utilização desses dispositivos. E hoje faz o uso do *winglet* em grande parte de suas aeronaves. Recentemente a Embraer desenvolveu o primeiro monomotor movido a etanol do mundo, o Ipanema, uma aeronave agrícola que utiliza *winglets* para melhorar sua baixa razão de aspecto.



Figura 12 - Alguns dispositivos de ponta de asa. 1 – *Winglets*, 2 – *Blended winglets*, 3 – *Wind fences* e 4 – *Wing grids*.

2.3.2 Características e princípio físico de funcionamento

Os *Winglets* são dispositivos aerodinâmicos aplicados à ponta da asa da aeronave em posições verticais ou próximas a esta. Uma das suas principais características geométricas é sua grande razão de aspecto, ou seja, elas apresentam um grande comprimento relativo à sua corda, e possuem perfil aerodinâmico como a asa. O principal objetivo dos *winglets* é reduzir o arrasto induzido produzido pela asa em condições de alta sustentação sem gerar grandes penalizações em perda de sustentação e aumento do arrasto de atrito e pressão.

Segundo Whitcomb (1976), muito se estudou sobre *winglets* e uma das conclusões retiradas destes estudos por pesquisadores anteriores é que para que a superfície vertical seja totalmente efetiva, ela deve produzir forças laterais eficientemente.

Estas forças são necessárias para reduzir a geração de circulação induzida do escoamento ao redor da ponta da asa. Pesquisas sobre o escoamento do fluido na região da ponta da asa sem e com *winglets* indicam que o efeito físico básico dos *winglets*, que gera a redução do arrasto, é a difusão vertical dos vórtices produzidos pela asa, o escoamento induzido gerado que escapa do intradorso para o extradorso da asa por sua ponta é bloqueado pelos *winglets*. Assim, essas superfícies também podem ser chamadas de difusores de vórtices.

Deve-se observar, também, que essas forças necessárias para reduzir a circulação induzida do escoamento juntamente com o peso adicionado a asa por aplicação dos *winglets* a sua ponta, acabam contribuindo para a geração de momentos fletores na asa, o que gera maiores esforços na raiz da asa. Isto requer uma estrutura reforçada e aumento de peso da aeronave.

Segundo o Fox (2006), outros dois fatores interessantes e importantes são, devido ao fato dos *winglets* serem uma superfície aerodinâmica e gerarem forças laterais, essas forças podem contribuir na redução do arrasto induzido de outra forma e na geração, também, de sustentação adicional. Ou seja, *winglets* com ângulo de ataque negativo gerarão a força lateral levemente inclinada para frente tendo, assim, uma componente paralela à direção do escoamento e oposta à força de arrasto, contribuindo assim para a redução destes. Como os *winglets* são geralmente posicionados inclinados em relação à asa, as forças produzidas também tem uma componente na vertical, contribuindo, assim, para um pequeno aumento na sustentação.

Alguns estudos, como descritos por Hoerner (1985) e pela NASA (2011) mostram que os *winglets* aplicados à asa fizeram com que estas atingissem reduções de até 30% no arrasto induzido, 7% de economia de combustível e 5% de redução na distância de decolagem da aeronave em comparação com a asa sem *winglets*, provando que sua aplicação em asas já existentes é extremamente interessante.

2.3.3 Parâmetros de projeto de *winglets*

O projeto de *winglets* é complexo devido à sua interação com a geometria da asa, que podem ser de várias formas, e por isso, o *winglet* de um modelo específico de avião dificilmente funcionará tão bem em outro modelo totalmente diferente, podendo até piorar o desempenho deste. Portanto, um modelo matemático específico para se projetar *winglets* inexistente. Cálculos teóricos disponíveis por Mangler (1938), Weber (1956) e Eppler (1997) fornecem uma indicação da distribuição de carga na envergadura da asa e de superfícies verticais em sua ponta para se atingir o arrasto induzido ótimo no escoamento. Contudo, elas não descrevem como a configuração deve ser moldada para se chegar a esta distribuição de carga ou como devem ser projetadas para se alcançar o melhor desempenho.

Em seu trabalho para a NASA, Whitcomb (1975), a partir dos cálculos teóricos disponíveis, de considerações físicas do escoamento e extensiva exploração experimental, chegou ao seu modelo de *winglets*. No seu artigo, Whitcomb descreve as principais características de seus *winglets* e descreve como modifica-las e ainda, a influência destas modificações.

Estas características básicas dos projetos de *winglets* permitem ao projetista buscar por uma configuração ótima do *winglet* para aquela asa na qual será aplicado. O projetista deve ficar atento em ajustar suas características de forma que, primeiro, o *winglet* nunca estole antes da asa, ou seja, o estol, que causa a separação da camada limite a alto ângulo de ataque, deve ocorrer primeiro simultaneamente a asa, caso contrário, a aeronave poderá ficar mais instável em curvas, por exemplo, podendo ocorrer perda de sustentação súbita em toda a asa a partir dos *winglets*, e segundo, a sua forma deve ser a mais eficiente aerodinamicamente, gerando uma distribuição de forças normais à sua superfície próxima a distribuição de uma asa elíptica e gerando o menor arrasto possível. Os principais parâmetros de projeto dos *winglets*, segundo Whitcomb (1975), são os seguintes:

- **Seção de aerofólio:** A forma do aerofólio do *winglet* deve satisfazer dois requisitos básicos. É ele que deve prover eficientemente coeficientes de força normal na direção do interior da asa, e a sua forma deve retardar a separação da camada limite no *winglet*, de forma que isto ocorra primeiro na asa.
- **Altura ou Envergadura:** é a característica mais importante do *winglet* e de qualquer outro dispositivo de ponta de asa. Teorias disponíveis, como no Weber (1956), por exemplo, indicam que a redução do arrasto induzido aumenta quase que linearmente com o aumento da envergadura. Contudo, também indicam que as cargas normais à superfície do *winglet* e as forças na região da ponta da asa requeridas para a redução do arrasto induzido requerida também aumentam com o aumento da envergadura da mesma. Essas forças maiores aumentam o momento de flexão, o que acarretará numa penalidade de carga suportada. Assim, a envergadura ótima deve ser um compromisso entre considerações aerodinâmicas e estruturais.
- **Afilamento:** Para tentar aproximar a forma da área do *winglet* da forma elíptica, usa-se o afilamento, reduzindo a corda a partir da raiz do *winglet* até a sua ponta.
- **Ângulo de Enflechamento:** Ajuda a reduzir o arrasto gerado pelo *winglet*. Para isso deve-se variar a sua inclinação em relação à vertical. Geralmente com uma inclinação para trás se atinge os melhores resultados, e é o comumente utilizado.
- **Ângulo de incidência e Torção:** O ângulo de incidência, ângulo de base ou ainda, ângulo de ataque do *winglet* é o ângulo desta em relação ao escoamento do ar. Este deve ser tal que, também, permita ao *winglet* não estolar antes da asa. O ângulo de torção é o ângulo relativo entre a ponta do *winglet* e a sua raiz e tem como função evitar o estol da ponta antes da asa.
- **Diedro:** Estudos baseados em cálculos teóricos mostram que a configuração ótima dos *winglets* deve ter um pequeno ângulo para fora entre o *winglet* e 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 este a ponta da asa, diminuindo assim o arrasto por interferência.

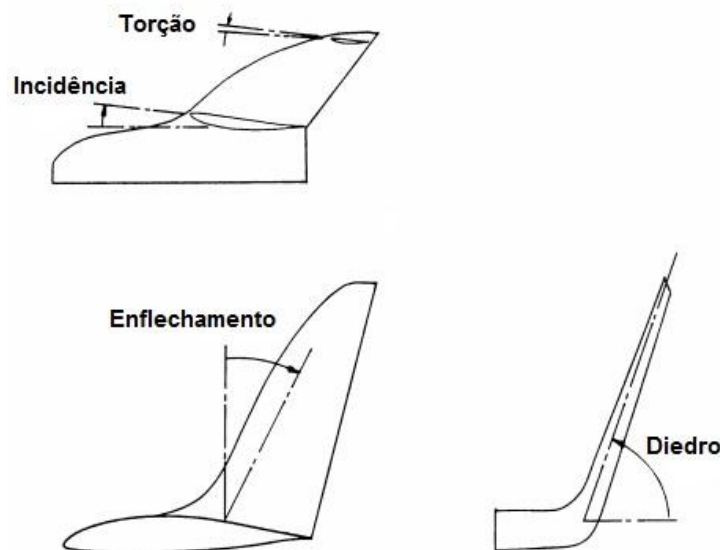


Figura 13 - Parâmetros para configuração do *winglet*. (Maughmer, 2001. Modificado)

Com base no trabalho de Whitcomb (1975), Hoerner (1985) apresentou um ponto de partida para se projetar um dispositivo de ponta de asa vertical, a razão de aspecto efetiva, que é a razão de aspecto da asa com uma superfície vertical adicionada a ela, e apresenta também uma forma de se analisar o desempenho do *winglet* com base em algumas correlações matemáticas, permitindo ao projetista mudar o parâmetro necessário e recalculer a eficiência de seu *winglet*.

2.3.4 Estudo de *winglets* utilizando dinâmica de fluidos computacional (DFC)

Graças ao desenvolvimento tecnológico e da informática, a utilização de técnicas de simulação em DFC se tornou uma forte e importante ferramenta no projeto de *winglets*. Utilizando este método o projetista pode analisar seu projeto preliminar e, caso necessário, modificar todos os parâmetros que achar importante e reavalia-los, podendo-se chegar a resultados ótimos com mais rapidez e facilidade sem a necessidade de se aparatos experimentais como túneis de vento.

A utilização das ferramentas de DFC é recente, tendo em vista que seu desenvolvimento ocorreu principalmente entre o final dos anos 80 e início da década de 90, quando as principais fabricantes de aeronaves começaram a utilizá-las extensivamente para desenvolver e melhorar aerodinamicamente seus projetos, dentre elas, a fabricante nacional Embraer. No artigo de De Mattos et al. (2003), publicado pela Embraer, o autor descreve o desenvolvimento dos *winglets* pela fabricante e o que motivou a empresa a investir no desenvolvimento destes. Segundo ele, o arrasto induzido representa entre 30 a 40% do arrasto total de uma aeronave, sendo a sua redução muito significativa no desempenho da aeronave. Com a utilização de ferramentas computacionais foi possível para a Embraer analisar a utilização de *winglets* em aeronaves já existentes, o que seria complicado de se fazer caso fossem realizados testes em escalas reais ou somente utilizando túneis de vento. Foi possível, também, desenvolver novos projetos de aeronaves já incluindo os *winglets*. Isso tudo foi possível, pois as ferramentas de DFC permitem ao projetista praticar mudanças nos parâmetros de projeto e analisa-las com muita facilidade. De Mattos et al. (2003) conclui seu artigo dizendo que o DFC provou ser mandatório para um desenvolvimento eficiente de *winglets*, que juntamente com extensivos testes em escala em túnel de vento pode-se chegar às configurações ótimas desses dispositivos.

Contudo, a análise de *winglets* não é tão simples quanto parece. Segundo Marini et al. (2002), a confiabilidade do uso do DFC só pode ser estabelecida após verificação e validação dos métodos utilizados. Isto se deve ao fato de o DFC ser fortemente afetado pela geometria e principalmente pela metodologia numérica aplicada, ou seja, estes dois quesitos interagem entre si. Portanto, para se analisar uma geometria complexa, deve-se analisar cuidadosamente qual a metodologia de cálculo a ser aplicada. Isso implica em analisar as condições de contorno utilizadas no modelo, condições de escoamento, se este é laminar ou turbulento, e aplicar os modelos de turbulência mais apropriados para cada caso, bem como condições de cálculo na camada limite.

Bardina et al. (1997), em um artigo técnico pela NASA, realizou um estudo com os quatro modelos de turbulência mais utilizados, o $K-\epsilon$ de Launder e Sharma, o $K-\omega$ de Wilcox, o SST $K-\omega$ (*Shear Stress Transport*) de Menter e o modelo de uma equação

de Sparlat e Allmaras. Neste trabalho ele descreve os modelos, bem como suas condições de contorno e o tratamento de cada um nas proximidades da parede do modelo, ou seja, na camada limite. Ele avaliou e validou escoamento livres e na camada limite para modelos subsônicos e supersônicos. Ao fim, Bardina conclui que o modelo *SST* é o que apresenta melhor desempenho para análises aerodinâmicas, pois este une o melhor dos dois modelos $K-\epsilon$ e $K-\omega$ em um único, com o ônus de requerer maior esforço computacional. Em 2001, Ferreira et al. (2001), em uma análise parecida para estes mesmos três modelos de turbulência e utilizando o software CFX focando na separação da camada limite do escoamento, realiza a análise para diferentes geometrias, dentre elas, um perfil aerodinâmico NACA e um modelo de difusor de asa. A conclusão de Ferreira et al. (2001), após validação dos estudos com dados experimentais, é de que o modelo *SST* consegue capturar a separação da camada limite obtendo resultados próximos dos testados para situações adversas de gradientes de pressão, sendo este o trunfo do modelo.

O outro fator importante para validação de uma análise em DFC é a malha gerada para o modelo. Esta é a que tem a função em subdividir o domínio do modelo em um subdomínio de elementos ou volumes que representem a geometria analisada matematicamente de forma a permitir a análise numérica posterior. Com base nisto, vários modelos matemáticos foram desenvolvidos, bem como inúmeras formas de se criar uma boa malha representativa do modelo, um processo que requer algum tempo de estudo e análise.

A geração da malha para o modelo é basicamente um processo de testes. Como existem diversas formas de se criar a malha para um modelo, não se pode dizer qual o melhor método a se utilizar. Sabe-se que o método multi-bloco gera malhas com elementos uniformes e que diminuem bastante o esforço computacional e melhoram a precisão, contudo, são malhas que apresentam maior dificuldade de serem geradas, pois normalmente precisam ser geradas manualmente, em comparação com as malhas não estruturadas. As malhas não estruturadas, geralmente possuem maior esforço computacional e menor eficiência, contudo são geradas automaticamente por softwares geradores de malha. Uma forma de resolver este problema é a criação de malhas híbridas, nas quais os locais do escoamento onde as informações são mais importantes são aproximados de malhas estruturadas,

enquanto os locais de menos importância são compostos por elementos não organizados. A possibilidade de geração de malhas adaptativas é, ainda, uma maneira eficiente para geração de malhas automáticas que necessitem de menor esforço computacional e que se possam obter melhor precisão dos cálculos nas regiões de importância. A malha é gerada de forma organizada nas proximidades da geometria com uma espessura tal que comporte a camada limite do escoamento e suas perturbações, permitindo assim, de maneira mais eficiente os cálculos nesta região.

2.4 FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL

2.4.1 DFC

O DFC, em inglês, *Computational Fluid Dynamics (CFD)*, é a análise baseada na simulação computacional de sistemas que envolvam escoamento de fluido, troca de calor e os vários outros fenômenos contidos na esfera da dinâmica dos fluidos. É uma ferramenta poderosa que abrange várias aplicações industriais e não industriais.

O objetivo do DFC é permitir a análise rápida e prática de novos projetos, bem como a realização de modificações no mesmo, além de ser extremamente útil para simular sistemas perigosos ou que estão fora dos seus limites normais de operação, ou seja, permite análises seguras e simulações de cenários de acidentes. A utilização do DFC permite ao engenheiro analisar, também, sistemas onde analiticamente seria inviável.

Segundo Versteeg e Malalasekera (1995) os códigos que fazem parte do DFC são estruturados em torno de algoritmos numéricos que solucionam os problemas de fluidodinâmica. De forma a fornecer fácil acesso ao seu poder de solução numérica todos os pacotes comerciais de DFC incluem uma sofisticada interface para que o usuário possa introduzir os parâmetros do problema e analisar seus resultados. Desta forma, todos os códigos possuem pelo menos três elementos principais: um pré-processador, o analisador e o pós-processador.

1) **Pré-processamento:** consiste das entradas do problema para o programa de DFC através de uma interface amigável para a subsequente transformação desta entrada em uma forma adequada para ser usada no *solver*. Nesta fase são definidos os seguintes passos:

- Definição da geometria da região de interesse ou domínio computacional;
- Geração da malha: subdivisão do domínio em um número menor e não sobreposto de subdomínios. Uma grade ou malha das células (ou volume de controle ou elementos) é criada;
- Seleção dos fenômenos físicos e químicos que serão modelados;
- Definição das propriedades do fluido;
- Especificação das condições de contorno apropriadas aos elementos que coincidem ou tocam o contorno do domínio.

A solução do problema de escoamento (com velocidade, pressão, temperatura, etc.) é calculada nos nós de cada elemento. A acurácia da solução do problema é governada pelo número de nós na malha gerada. Geralmente, quanto maior o número de nós, maior será a acurácia, porém maior será também o custo computacional em tempo de processamento. As malhas podem ser otimizadas normalmente através do refinamento de seus elementos em regiões onde grandes variações das propriedades do escoamento são esperadas. Os pré-processadores mais modernos permitem ao usuário acessar as propriedades físicas e químicas de diversos materiais, além de permitir selecionar o modelo de processo físico ou químico mais adequado ao problema (como por exemplo, os modelos de turbulência, transferência de calor, modelos de combustão) ao lado das principais equações para o escoamento fluido.

2) **Analizador:** segundo Versteeg e Malalasekera (1995), existem três correntes distintas de técnicas para solução numérica: diferenças finitas, elementos finitos e volumes finitos. Em linhas gerais, os métodos numéricos que formam a base do *solver* realizam os seguintes passos:

- Aproximação das variáveis desconhecidas do escoamento através de funções simples;

- Discretização por substituição das aproximações nas equações que governam o escoamento e subsequente manipulação matemática;
- Solução de equações algébricas.

As principais diferenças entre as três correntes estão associadas ao modo como as variáveis do escoamento são aproximadas e os processos de discretização.

3) **Pós-processador:** segundo Versteeg e Malalasekera (1995), com a crescente popularidade das estações de trabalho na engenharia, com capacidade de processamento gráfico superior, os pacotes de DFC são fornecidos com ferramentas versáteis para visualização das informações. Nestes pacotes é possível a visualização de:

- Domínio da geometria e da malha;
- Desenho dos vetores;
- Trajetória da partícula;
- Desenhos em 2D e 3D;
- Manipulação visual dos resultados (rotacionar, transladar, redimensionar, etc.);
- Escala por cores dos resultados em contornos sombreados ou linhas;
- Variáveis secundárias.

2.4.2 Modelos de turbulência

A maioria dos escoamentos encontrados na prática de engenharia e na natureza são turbulentos. A camada limite sobre a asa de um avião é normalmente turbulenta, as correntes no oceano são turbulentas, a camada limite atmosférica sobre a superfície da Terra é turbulenta, assim como o escoamento em compressores axiais onde a velocidade do escoamento é elevada. Segundo Kundu e Cohen (2004) este tipo de escoamento não permite um estudo analítico estrito, e este depende fortemente de intuição física. Algumas características de escoamentos turbulentos são:

- Aleatoriedade - os escoamentos turbulentos parecem ser irregulares, caóticos e imprevisíveis;
- Não lineares - o escoamento turbulento é altamente não linear.
- Difusivos - devido à mistura macroscópica das partículas de fluido, escoamentos turbulentos são caracterizados por uma rápida taxa de difusão de momento e calor.
- Vorticidade - a turbulência é caracterizada por altos níveis de vorticidade. A estrutura de um escoamento turbulento é vagamente chamada de turbilhões. A visualização do escoamento turbulento apresenta diversas estruturas coalescentes, divididas, alongadas e sobre tudo rotatórias.
- Dissipativos - o mecanismo de alongamento dos vórtices transfere energia e vorticidade para o aumento das menores escalas, até que o gradiente se torne tão grande que ele se espalhe ou dissipe pela viscosidade, portanto o escoamento turbulento requer um constante suprimento de energia para compensação das perdas viscosas.

As variáveis em um escoamento turbulento não são determinísticas em detalhes e devem ser tratadas como variáveis randômicas por modelos estatísticos, portanto são necessárias manipulações matemáticas para se definir um valor médio destas variáveis.

Segundo Kundu e Cohen (2004) um escoamento turbulento satisfaz instantaneamente as equações de Navier-Stokes. No entanto, é virtualmente difícil prever o escoamento em detalhe, já que há uma grande faixa de escalas para serem resolvidas, desde as menores escalas espaciais na ordem de milímetros, como as menores escalas de tempo na ordem de milissegundos. Até os computadores mais poderosos encontrados hoje em dia levariam um enorme tempo de computação para os detalhes de um escoamento turbulento ordinário, resolvendo todas as escalas mais finas envolvidas. De maneira geral, temos interesse em encontrar apenas as

características grosseiras deste escoamento, tais como a distribuição da velocidade e temperatura médias. Devemos então derivar as equações de movimento para um estado médio em um escoamento turbulento e examinar o efeito das flutuações turbulentas podem causar no escoamento. Para isso são utilizadas as *equações de Navier-Stokes do modelo da média de Reynolds* e as *equações de transporte para o tensor de Reynolds*, as quais são descritas e devidamente explicadas por Versteeg e Malalasekera (1995). A partir destas equações foram criados os modelos matemáticos de turbulência para os variados tipos de escoamentos. Para escoamentos viscosos e incompressíveis, os modelos de turbulência mais conhecidos são o $K-\epsilon$, o $K-\omega$ e o SST.

2.4.2.1 O modelo $K-\epsilon$

Segundo Ferreira et al (2001), no modelo $K-\epsilon$ as equações de transporte para a energia cinética turbulenta K e a sua dissipação ϵ (ϵ é a quantidade de K por massa e tempo convertida em calor pela ação viscosa) são resolvidas e subsequentemente a viscosidade turbulenta é calculada a partir do produto de uma escala de velocidade turbulenta e uma escala de comprimento turbulento.

A equação de ϵ é utilizada para se determinar a escala de comprimento turbulento. Experiências mostram que a escolha da equação para escala tem um efeito significativo na estimativa de escoamentos turbulentos, e que a equação de ϵ tem severas limitações na região próxima à parede. O problema principal é que este modelo leva a uma estimativa exagerada da escala de comprimento turbulento em escoamentos com gradientes de pressão adversos, o que resulta em altas tensões de cisalhamento do fluido próximo a parede. Por exemplo, a característica de estol de uma aeronave é controlada pela separação do fluido na asa. Modelos de turbulência baseados na equação de ϵ predizem o ponto de separação muito tarde e subestimam o total de separação, o que resulta em uma característica de desempenho errônea do aerofólio. Por isso, este modelo é geralmente utilizado em simulações onde os efeitos viscosos do escoamento sobre a parede não tem muita importância no resultado esperado do trabalho.

2.4.2.2 O modelo $K-\omega$

Uma alternativa a equação de ε é a equação de ω na forma desenvolvida por Wilcox (1993). Ao invés de uma equação para a taxa de dissipação de turbulência ε , uma equação da frequência turbulenta ω de larga escala é utilizada. Segundo Ferreira et al (2001), a equação de ω tem significantes vantagens nas proximidades da superfície e precisamente estima a escala de comprimento turbulento em escoamentos com gradientes de pressão adversos levando a uma melhor estimativa da tensão de cisalhamento na parede. Além disso, o modelo tem uma formulação bem simples para baixos Reynolds, o que não requer termos não lineares adicionais de suavizações na parede. A viscosidade turbulenta é calculada a partir de uma escala de velocidade turbulenta e da frequência turbulenta.

Uma das principais vantagens do modelo $K-\omega$ é a sua robustez mesmo para aplicações complexas, e a reduzida demanda para uma integração com a parede. Segundo Menter (1992), a principal deficiência do modelo $K-\omega$ básico é a grande sensibilidade da solução ao escoamento invíscido, fora da camada limite, levando a cálculos errôneos das forças normais de pressão. Tentando evitar esse problema, uma combinação do modelo $K-\omega$ próximo à parede e do modelo $K-\varepsilon$ longe da parede foi proposta, levando modelo SST .

2.4.2.3 O modelo SST

Segundo Ferreira et al (1991), o modelo SST combina as vantagens dos dois modelos anteriores para chegar a uma formulação ótima para um grande leque de aplicações. Para isso, uma função de suavização $F1$ é introduzida, a qual é igual a 1, próxima superfície do sólido, e igual a 0, para o escoamento afastado da parede. Ela ativa o modelo $K-\omega$ na região próxima a parede e o modelo $K-\varepsilon$ para o resto do escoamento. Por essa aproximação, o desempenho atrativo próximo à parede para o modelo $K-\omega$ pode ser utilizado sem os erros potenciais da sensibilidade ao escoamento livre desse modelo. Além disso, o modelo SST também apresenta uma modificação da viscosidade turbulenta. Esta modificação permite a captura precisa do ponto de separação da camada limite sob gradientes de pressão.

No artigo técnico da NASA, de Bardina et al (1997), o modelo *SST* foi descrito como o mais preciso modelo em sua classe. O modelo *SST* e outros modelos avançados de turbulência estão incorporados ao CFX, o que coloca estes entre os melhores e mais precisos softwares de estimativa de escoamento de fluido. Contudo, para que sejam realizados cálculos precisos utilizando-se este modelo de turbulência, a malha gerada para o domínio deve ter boa qualidade nas proximidades a parede do corpo, de forma que a camada limite seja totalmente resolvida.

3 METODOLOGIA

O foco deste trabalho foi analisar a influência de *winglets* em uma asa para *aerodesign*. Para isto, duas configurações de asa foram utilizadas, com uma delas sendo a asa base do projeto e a outra com o *winglet* projetado, sendo que para cada uma foram analisadas dois ângulos de ataque, 0° e 5° .

Os *winglets* desta análise foram desenvolvidos por simulações em softwares de DFC. Para a análise do desempenho da configuração previamente desenvolvida, foram utilizados os softwares *Solidworks* e *ANSYS CFX*, os quais possuem as ferramentas necessárias para a modelagem e análise computacional. Posteriormente as simulações, os resultados obtidos para a asa base, foram analisados e comparados com os resultados teóricos desta, de forma a validar o funcionamento das ferramentas de DFC. Após isto, os demais resultados foram analisados e comparados entre si para se obter a resposta sobre a eficiência dos *winglets* na redução do arrasto induzido.

3.1 GEOMETRIA DA ASA E DOS WINGLETS

Para a realização deste projeto, foi selecionada a asa projetada pela equipe AVES para a competição de *aerodesign* do ano de 2013. Por questão de simplificação de cálculos e diminuição de esforço computacional nas simulações foi utilizada a metade esquerda da asa selecionada, cortada por um plano de simetria em seu centro. As dimensões da asa utilizada são dadas a seguir:

Tabela 1 - Parâmetros geométricos da asa

Perfil Aerodinâmico	Aerovix 2009
Semi-envergadura, $b/2$	1181 mm
Corda da raiz, CR	451,4 mm
Corda da ponta, Ct	158,2 mm
Corda da MAC, Cmac	412,2 mm
Taper Ratio, TR	0,35
Razão de aspecto, Ar	6
Área Projetada, Ap	0,928 m ²

O objetivo principal é diminuir o arrasto induzido gerado na asa. Contudo, não foi estipulada qual é esta porcentagem do arrasto induzido a se reduzir, mas sim reduzi-lo ao máximo possível para o projeto do *aerodesign*.

Como mostrado anteriormente, a redução no arrasto induzido está diretamente relacionada ao aumento da envergadura da asa, ou seja, ao aumento da razão de aspecto desta. Com a utilização de *winglets*, a razão de aspecto efetiva da asa é aumentada. De acordo a bibliografia (Hoerner, 1985), as aeronaves comerciais de transporte apresentam em média razões de aspecto próximas de 8, o que significa que é uma razão de aspecto que tem uma boa funcionalidade, já que razões de aspecto abaixo de 6 já são consideradas muito baixas para aeronaves de transporte.

Com base nisso, foi utilizado como parâmetro de projeto o aumento da razão de aspecto da asa para uma razão de aspecto efetiva, $Ar_{eff} = 8$ utilizando os *winglets*. Assim, utilizando a teoria mostrada no Hoerner (1985), foi calculada a envergadura total aproximada, h , destes para se atingir tal valor.

Com este valor calculado, foi verificado se esta envergadura aumentaria a altura total da aeronave, a altura do chão até seu ponto mais alto, já que existem restrições em relação às dimensões da aeronave conforme o regulamento da competição SAE *Aerodesign*. Como esta aeronave tem uma cauda elevada, a altura da sua empenagem vertical somada à altura da cauda era maior que a altura total da asa com os *winglets*, permitindo que estes fossem adicionados à asa sem ônus algum ao somatório das dimensões da aeronave.

A partir deste ponto, a asa foi desenhada no software XFLR5, o qual é uma ferramenta de análises para aerofólios, asas e aeronaves para baixos números de Reynolds que, segundo seu manual (*Guidelines for XFLR5*, 2011), este se baseia nos códigos do XFOIL (Drela, 1989) e nos métodos dos painéis 3D (Kroo, 2007), no *Vortex Lattice Method*, VLM (Drela; Youngren, 2007) e *Lifting Line Theory*, LLT (Sivells; Neely, 1947). Portanto, este software é uma ferramenta interessante para análises rápidas de projetos de aeromodelos, sendo utilizado largamente neste quesito, contudo, ele não apresenta a precisão e robustez das ferramentas de DFC comerciais existentes. Por isso, o XFLR5 foi utilizado para que o método de tentativa

e erro para que a configuração do *winglet* fosse realizada de maneira mais rápida, sendo posteriormente realizada uma análise precisa desta no CFX.

Assim, a configuração inicial utilizada do *winglet* foi baseada na utilizada por Whitcomb (1976) em seu trabalho, com exceção da envergadura, já calculada para o presente trabalho. A partir desta, os parâmetros de projeto dos *winglets* descritos por Whitcomb (1976) em seu trabalho foram sendo variados e analisados no XFLR5 de forma que a sua forma ótima fosse encontrada, a qual reduziria ao máximo o arrasto induzido sem prejudicar a sustentação da asa para aquela envergadura predefinida. Assim, as dimensões geométricas finais obtidas dessa forma estão descritas na tabela 2.

Tabela 2 - Parâmetros geométricos dos *winglets*

Perfil Aerodinâmico	KC 135 winglet
Altura, h	234 mm
Corda da raiz, CR	158,2 mm
Corda da ponta, Ct	55 mm
Corda da MAC, Cmac	86 mm
Taper Ratio, TR	0,347
Ângulo de Diedro, β	80,15°
Ângulo de Enflechamento, γ	29,5°
Razão de aspecto, Ar	2,2
Área Projetada, Ap	0,025

Com estes parâmetros definidos, o passo seguinte foi desenhar a geometria no software de CAD 3D, *Solidworks*, para que a partir deste a geometria fosse transferida para o ANSYS. Os desenhos da asa sem e com *winglet* podem ser observados no Apêndice B, onde também estão representados alguns parâmetros geométricos.

Como o fluido, no caso o ar, escoando ao redor da asa foi o material analisado neste trabalho, o qual foi desenhado no CAD para que pudesse ser posteriormente simulado no CFX. No DFC, o escoamento tem um domínio finito fechado, ou seja, o escoamento é delimitado por todos os lados, definindo o domínio do fluido o qual fica ao redor da asa. Na prática simula-se um túnel de vento de seção retangular, no qual existem paredes laterais, o topo do túnel, a base do túnel, a entrada de fluido, a

saída de fluido e finalmente, numa posição pré-estabelecida no interior do túnel, a superfície a analisar.

A posição do perfil no interior do túnel de vento numérico é de extrema importância, pois se pretende que o escoamento resultante seja o menos perturbado possível pela existência de paredes laterais. Também é importante que haja uma distância desde a entrada do fluido até a asa, que permita que o escoamento esteja já desenvolvido ao chegar nela. Finalmente, é preciso garantir que a saída do escoamento esteja a uma distância mínima para que não só o escoamento não sofra fluxos reversos, bem como também a esteira provocada pela presença da asa já se encontre totalmente desenvolvida.

Assim, após a análise de alguns trabalhos como o do Firooz (2006) e Wolfe (1997) e foram estipuladas as dimensões do túnel de vento, no qual a asa se encontra a $3C_R$ da sua entrada e $7C_R$ da saída, $3C_R$ do topo e da base, sendo que o centro da asa é coincidente com o plano de simetria, para que o efeito de simetria seja respeitado. O túnel de vento de perfil quadrado, ou seja, sua largura é igual a sua altura e a parede oposta ao plano de simetria está a 2952,5 mm desta, ou seja, a $2,5b$. Estas dimensões, com exceção da última, são mostradas na Figura A3 no Apêndice B, em milímetros.

3.2 GERAÇÃO DA MALHA

A geração da malha é uma das etapas mais importantes na preparação para simulações aerodinâmicas, pois é ela que definirá quais são as principais regiões de interesse do domínio. As regiões próximas às paredes da asa são as regiões onde se deve buscar maior refinamento, de tal forma que os efeitos de camada limite e turbulência sejam capturados mais precisamente, por isso, o posicionamento do primeiro nó da malha próximo à superfície da asa é muito importante.

Segundo Versteeg e Malalasekera (1995), o parâmetro utilizado para se avaliar a distância do primeiro nó da malha próximo à parede da asa é o y^+ , o qual é uma distância adimensional entre ambos, como mostrado na Figura 14.

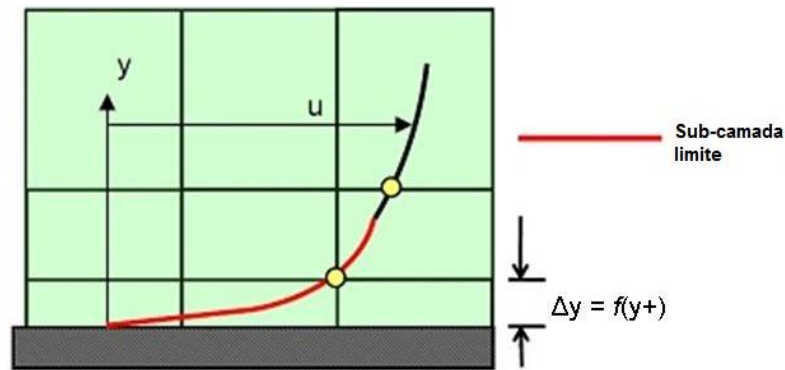


Figura 14- Representação do y^+ . (LEAP)

Deve-se ter o cuidado de que os valores do y^+ resultantes da malha gerada não sejam tão grandes a ponto de o primeiro nó da malha fique fora da região da camada limite. Caso isto ocorra, as funções de parede usadas pelo modelo de turbulência escolhido podem calcular incorretamente as propriedades do fluido nesse primeiro nó e trazer erros ao gradiente de pressão e perfis de velocidade.

Ainda, segundo o guia do usuário do CFX-*Meshing*, para simulações aerodinâmicas, o y^+ deve ter valores de no máximo 1 para que os cálculos sejam realizados corretamente. Portanto, este foi o valor buscado na malha gerada. E para se calcular a distância Δy que o primeiro nó deve ter a partir da parede foram utilizadas as equações descritas por Versteeg e Malalasekera (1995). A partir destas foi obtido o valor de 2×10^{-5} m para Δy .

Para a geração de uma malha eficiente, vários métodos disponíveis dentro do CFX-*Meshing* foram utilizados. Inicialmente, foram definidos os parâmetros de geração da malha automática, onde os elementos gerados foram tetraédricos e com tamanho suficiente para capturar as partes mais finas da geometria da asa. Posteriormente, foi utilizada a ferramenta *Face sizing*, na superfície da asa, o qual limita o tamanho máximo dos elementos gerados na mesma, para que um cálculo mais preciso seja realizado nessa região.

O método utilizado para que fosse obtido o valor do y^+ necessário para precisão dos cálculos foi o método *Inflation*, o qual permite uma geração de elementos prismáticos no contorno selecionado, de forma que seja gerada uma malha mais

uniforme e organizada para facilitar os cálculos capturando as condições do escoamento na região de forma mais eficaz. Esse método foi utilizado em toda a superfície da asa, formando 20 camadas de elementos prismáticos, sendo que a primeira camada foi fixada à metade do valor de Δy calculado anteriormente, ou seja, 1×10^{-5} , de forma que o primeiro nó ficasse dentro da camada limite e aumentando a uma taxa de 1,4 a partir deste. A partir daí, foram geradas diversas malhas para se avaliar a qualidade destas a partir dos resultados obtidos na posterior simulação, onde o ponto de partida foi uma malha mais grosseira, a qual, em seguida, foi sendo refinada até se obter a melhor qualidade possível com o menor refinamento possível da mesma, de forma que esta fornecesse resultados acurados sem exigir muito esforço computacional.

Na Figura 15, é mostrada a malha gerada para a asa sem *winglets*, a qual serviu de base para as outras malhas. Nela, percebe-se o *Inflation* em todo o contorno da superfície com elementos prismáticos organizados e com crescimento gradativo, e, a partir deste, a continuação da malha em elementos tetraédricos desorganizados, e também, crescendo gradativamente para a região de menor interesse. Na Figura 16 também é possível observar o nível de refinamento da malha gerada na superfície da asa, isto para que o resultado obtido seja suficientemente preciso.

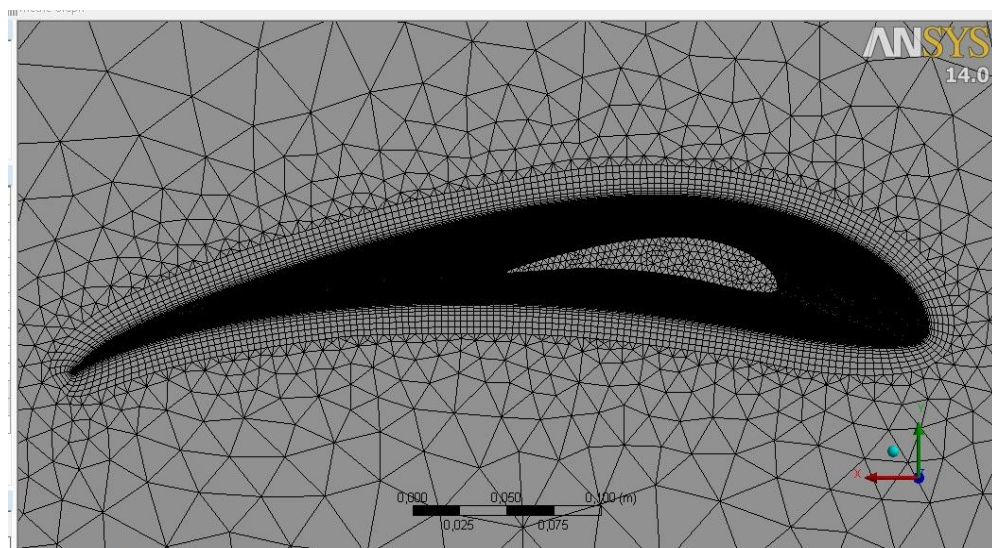


Figura 15 - Malha gerada para a asa sem *winglet*.

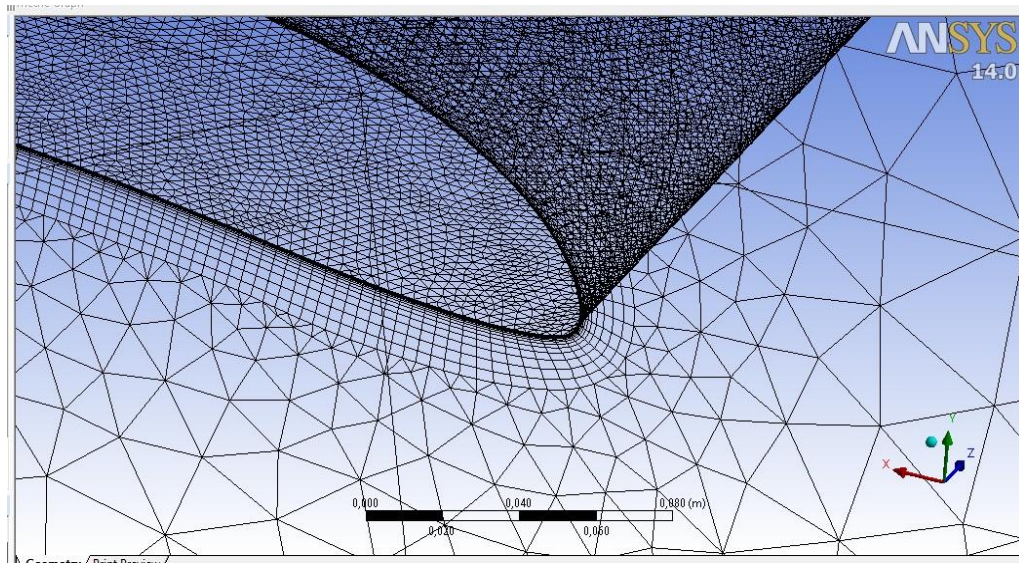


Figura 16 - Detalhe da malha gerada

Como se pode perceber, o *Inflation* capturou mais que a espessura da camada limite, que para esse problema foi calculada com base nas equações mostradas no Apêndice A, e mede em torno de 8 mm já nas porções finais da asa, onde essa é turbulenta. Isto é importante para não ocorrer erros em alguns pontos e a camada limite não ser bem resolvida. Pode-se notar, também, que as primeiras camadas do *Inflation* são bem finas, onde a primeira destas foi colocada à metade do valor necessário para se capturar bem a subcamada limite nas porções turbulentas da camada limite. Assim, os efeitos viscosos podem ser capturados com maior precisão.

Para a geração da asa com *winglet* foram utilizados os mesmos métodos mostrados anteriormente, os quais partiram de uma malha inicial e aumentou-se seu refino gradativamente, contudo, não foi possível obter o mesmo resultado da malha gerada para a asa sem *winglet*.

3.3 CONDIÇÕES DE CONTORNO

Este trabalho trata do escoamento ao redor de uma asa em três configurações. As condições de contorno aplicadas foram as mesmas para os três modelos gerados.

Para este trabalho foi considerado que a asa voa a 15 m/s, que é a velocidade média de cruzeiro da aeronave da equipe Aves. O fluido utilizado foi o ar, o qual foi analisado como gás ideal à pressão de referência de 1 atm. A Figura 17 representa esquematicamente as regiões de contorno do problema, que são as mesmas para os três modelos.

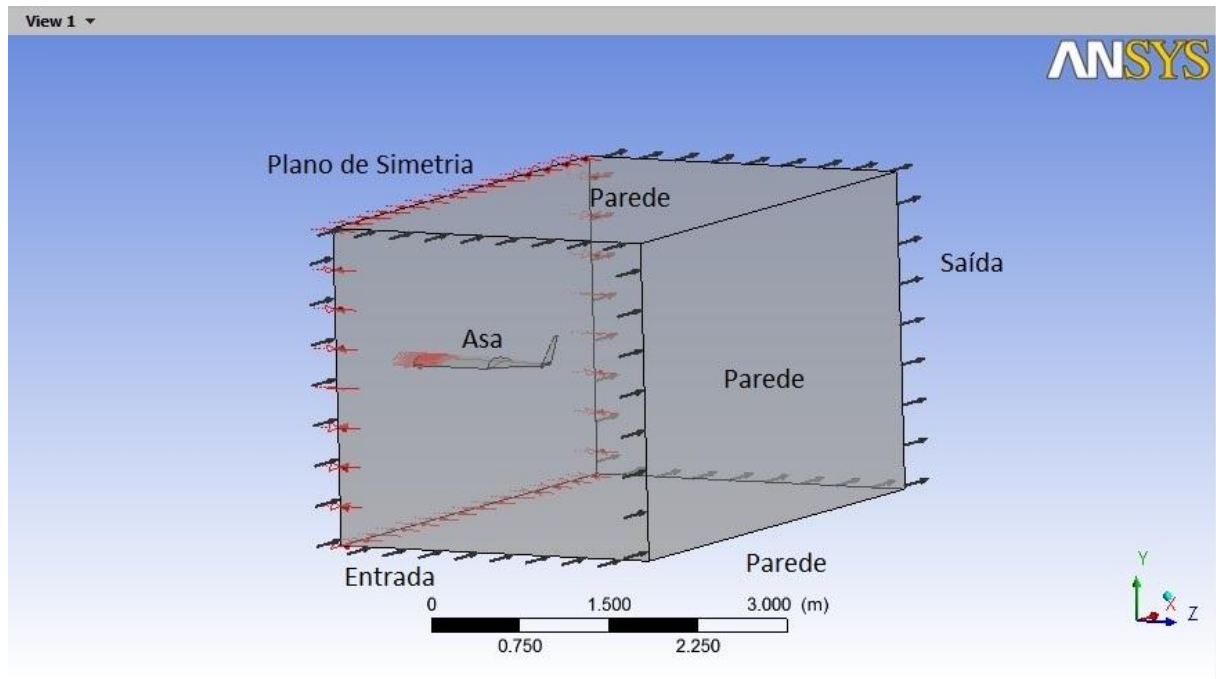


Figura 17 - Esquema das condições de contorno.

As condições de contorno adotadas para este trabalho estão listadas na Tabela 3. Estão descritos na Tabela 4 outros parâmetros importantes, relativos ao domínio, utilizados na simulação.

Tabela 3 - Condições de contorno

Contornos	
Entrada	
Type	INLET
Location	Entrada
<i>Settings</i>	
Flow Regime	Subsonic
Mass And Momentum	Normal
V	15 [m/s]
Turbulence	Medium Intensity and Eddy Viscosity Ratio
Saída	
Type	OUTLET
Location	Saida
<i>Settings</i>	
Flow Regime	Subsonic
Mass And Momentum	Static Pressure
Relative Pressure	0 [atm]
Plano de Simetria	
Type	SYMMETRY
Location	Simetria
<i>Settings</i>	
Asa	
Type	WALL
Location	Asa
<i>Settings</i>	
Mass And Momentum	No Slip Wall
Wall Roughness	Smooth Wall
Paredes	
Type	WALL
Location	Paredes
<i>Settings</i>	
Mass And Momentum	Free Slip Wall

Tabela 4 - Propriedades do Fluido

<i>Materials</i>	
Air Ideal Gas	
Morphology	Continuous Fluid
<i>Settings</i>	
Reference Pressure	1.0 [atm]
Heat Transfer Model	Isothermal
Fluid Temperature	25 [°C]
Turbulence Model	SST
Turbulent Wall Functions	Automatic

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

De forma a obter um resultado confiável e também com acurácia razoável foi definido que o critério de convergência que os resíduos deveriam atingir fosse igual a 1×10^{-4} . O número mínimo de iterações igual a 100 foi definido, com um máximo de 500 iterações. Esses são valores especificados no guia do usuário do CFX.

Neste projeto de graduação, são apresentadas as simulações realizadas para validação das malhas e análise dos *winglets*, tendo como modelo de turbulência para análise o SST.

Duas simulações para a asa sem *winglet* e duas para a asa com *winglets* foram realizadas, uma com ângulo de ataque $\alpha = 0^\circ$ e outra com ângulo de ataque $\alpha = 5^\circ$ para cada uma. O objetivo dessas simulações foi analisar e mensurar a influência da utilização de *winglets* em asas de baixos números de Reynolds utilizadas no *aerodesign*, o qual, neste caso, tem valor $R_e = 4,6 \times 10^6$. Apesar de este valor indicar um escoamento ainda laminar, no caso de uma placa plana, os modelos de turbulência como o SST foram utilizados, de forma que a separação e a turbulência sofrida prematuramente pela camada limite devido aos fatores de gradiente de pressão adversos pudessem ser captadas com mais precisão.

4.1 ANÁLISE E VALIDAÇÃO DOS MÉTODOS UTILIZADOS

Os dados das simulações realizadas para a asa sem *winglet* não foram utilizados somente para compará-los com os resultados obtidos desta utilizando *winglets*. Eles também foram comparados com os dados da asa real, os quais foram calculados previamente pela equipe AVES, para as duas situações de ângulo de ataque na velocidade de escoamento de 15 m/s de forma a possibilitar a validação e comprovação dos parâmetros utilizados nestas simulações.

Os dados utilizados para comparação foram os coeficientes de sustentação e os coeficientes de arrasto, os quais foram calculados a partir das forças obtidas após a

simulação, no CFX-Post. As forças para meia asa são mostradas na Tabela 5, e a comparação entre os coeficientes é mostrada na Tabela 6.

Tabela 5 – Comparação das forças geradas pela asa. (Real x Simulado)

α	Tipo	Real (N)	Simulado (N)
0°	Sustentação	59,600	59,911
	Arrasto total	5,143	5,183
	Arrasto induzido	3,517	3,557
5°	Sustentação	80,167	79,496
	Arrasto total	8,040	7,936
	Arrasto induzido	6,468	6,263

Tabela 6 - Comparação dos coeficientes gerados pela asa. (Real x Simulado)

α	Tipo	Real	Simulado	Erro %
0°	CL	0,968	0,973	0,52
	CD	0,084	0,084	0,77
	CDi	0,057	0,058	1,13
5°	CL	1,302	1,291	-0,84
	CD	0,131	0,129	-1,29
	CDi	0,105	0,102	-3,17

A partir dos dados da Tabela 6, pode-se verificar que, para os coeficientes de sustentação e arrasto total, foram obtidos valores com erros abaixo de 0,8% para o ângulo de ataque de 0°, enquanto para o ângulo de ataque de 5°, os valores destes foram obtidos com erros menores que -1,3%, o que mostra uma boa precisão dos cálculos nas simulações realizadas para a asa. Já o valor do erro para o arrasto induzido ficou acima dos outros, na casa de 1,13% para $\alpha = 0^\circ$ e -3,17% para $\alpha = 5^\circ$. Este erro maior pode ser explicado pela forma como este é calculado, ou seja, ele é proporcional ao quadrado do coeficiente de sustentação e, por isso, o erro entre o real e simulado é aumentado ao se calcular o CD_i .

4.2 RESULTADOS COM WINGLETS

Após a análise e validação dos resultados obtidos das simulações da asa, foram analisados os dados obtidos a partir das simulações da asa com *winglets*. Esses dados foram comparados com os dados obtidos para a asa sem os mesmos. Primeiramente, podem ser observadas na Tabela 7 as forças geradas pelo ar sobre a asa. Em seguida, na Tabela 8, estão apresentados os coeficientes de sustentação e arrasto produzidos.

Tabela 7 - Forças obtidas para a asa sem e com *winglet*.

α	Tipo	Asa sem <i>winglet</i> (N)	Asa com <i>winglet</i> (N)
0°	Sustentação	59,911	59,611
	Arrasto total	5,183	4,364
	Arrasto induzido	3,588	2,641
5°	Sustentação	79,496	80,38
	Arrasto total	7,836	6,586
	Arrasto induzido	6,263	4,802

Deve-se lembrar de que estas forças mostradas na Tabela 7 foram obtidas para meia asa. Contudo, os dados para a asa inteira são mostrados posteriormente na Tabela 9 para melhor visualização dos efeitos do *winglet*. A seguir, na Tabela 8 são apresentados os coeficientes para a asa sem e com *winglets*. A partir destes, pode-se observar a importante característica apresentada por estes dispositivos aerodinâmicos, que é a expressiva redução do arrasto induzido, representada pela redução do CD_i em torno de 25%.

Tabela 8 - Comparação dos coeficientes para asa sem e com *winglets*

α	Tipo	Asa sem <i>winglet</i>	Asa com <i>winglet</i>	Dif. %
0°	CL	0,973	0,968	-0,50
	CD	0,084	0,072	-13,88
	CD_i	0,058	0,043	-26,39
5°	CL	1,291	1,305	1,11
	CD	0,127	0,107	-15,95
	CD_i	0,102	0,078	-23,33

Da Tabela 8 nota-se, também, que a configuração de *winglets* utilizada neste trabalho não apresentou influência significativa no coeficiente de sustentação produzido pela asa. Além disso, pode-se observar que apesar da grande redução no

arrasto induzido gerado pela utilização dos *winglets*, o arrasto total da asa não foi reduzido na mesma proporção, ficando entre 14 e 15%. Isto pode ser mais bem visualizado ao se analisar a Tabela 9. Desta, tem-se que cerca de 0,4 N da redução do arrasto induzido foi perdida na redução do arrasto total da asa.

Tabela 9 – Comparação das forças na asa inteira sem e com *winglets*.

α	Tipo	Asa s/ winglet	Asa c/ winglet	Diferença (N)
0°	Sustentação	119,821	119,222	-0,599
	Arrasto total	10,367	8,928	-1,439
	Arrasto induzido	7,176	5,282	-1,894
5°	Sustentação	158,992	160,76	1,768
	Arrasto total	15,672	13,172	-2,500
	Arrasto induzido	12,526	9,604	-2,922

Essa perda de efeito do *winglet* no arrasto total da asa está relacionada ao arrasto parasita do conjunto, o qual é a diferença entre o arrasto total e o arrasto induzido da asa. Na Tabela 10, é mostrado o efeito dos *winglets* no arrasto parasita da asa sem e com estes.

Tabela 10 - Efeito dos *winglets* no arrasto parasita

0°	Arrasto Parasita (N)	Aumento %
Com	3,646	14,26
Sem	3,191	
5°		Aumento %
Com	3,568	13,41
Sem	3,146	

Como se pode notar, a utilização dos *winglets* causou um aumento de cerca de 0,4 N, ou $\pm 14\%$, no arrasto parasita do conjunto em relação à asa sem estes, exatamente o mesmo valor perdido da redução do arrasto induzido. Isto era esperado, já que os *winglets* aumentam em torno de 10% a área molhada da asa, onde se poderia estimar um aumento pouco maior que 0,3 N, utilizando como base o arrasto parasita da asa sem *winglets*.

O arrasto total, mostrado na Tabela 9, teve uma redução em torno de 14%, como já dito. Apesar de não ser tão grande quanto a redução pura do arrasto induzido esta é uma redução importante para o desempenho da aeronave, já que esta redução juntamente com a sustentação relativamente inalterada, promove um efeito expressivo na razão de planeio da aeronave (CL/CD), a qual é a mais importante para se avaliar o desempenho da mesma. Na Tabela 11 são mostradas as relações CL/CD para cada caso, asa sem e com *winglet* com $\alpha = 0^\circ$ e 5° .

Tabela 11 - Razão de planeio

Razão CL/CD			
α	Sem <i>winglets</i>	Com <i>winglets</i>	Dif. %
0°	11,558	13,354	15,53
5°	10,145	12,205	20,31

Nesta Tabela é apresentada, também, a diferença da relação de planeio da asa nas duas situações, para cada configuração de asa. Pode-se observar que houve um aumento significativo nas duas situações, de 15,53% para $\alpha = 0^\circ$ e de mais de 20% para $\alpha = 5^\circ$. Isto é importante, pois neste caso, esta relação indica que para a aeronave carregar uma mesma carga o seu motor fará um menor esforço, ou, com o mesmo esforço do motor esta poderá atingir maiores velocidades, situações que implicarão em um voo mais estável e seguro, facilitando principalmente pousos e decolagens, onde a velocidade de voo é reduzida e a sustentação bastante elevada devido ao ângulo de ataque maior necessário para essas manobras.

5 CONCLUSÃO

A partir das comparações da asa sem e com *winglet* foi concluído que estas não oferecem grandes influências na sustentação gerada pela asa na configuração aqui analisada, na qual os *winglets* estão com ângulo de incidência nulo. Portanto, é possível que ao variar este ângulo, algum acréscimo importante à sustentação pode ser alcançado ao mesmo tempo em que se reduz o arrasto da asa.

Concluiu-se, ainda, que apesar da adição de área molhada à asa por parte da aplicação dos *winglets* em suas pontas, a redução no arrasto total da asa foi possível principalmente pela grande redução alcançada do arrasto induzido, atingindo em torno de 25%. Contudo, ao se projetar *winglets*, deve-se ficar atento a isto, pois dependendo da área adicionada, o aumento no arrasto parasita pode anular o ganho em redução do arrasto induzido. Neste caso, foi perdido cerca de 16% do ganho do arrasto induzido pelo aumento do arrasto de atrito. Apesar disso, foram alcançadas reduções em torno de 14% e 15% do arrasto total da asa, o que implica em diminuições de até 2,1 N do esforço a ser realizado pelo motor da aeronave. Esta redução obtida no arrasto total da asa permitiu que a razão de planeio desta, CL/CD , fosse aumentada nos mesmos 14% e 15%.

Assim, neste trabalho foi possível concluir que é válida a utilização de *winglets* em aeronaves como a da Equipe Aves no intuito de reduzir o arrasto induzido e consequentemente reduzir o arrasto total desta, já que estas aeronaves geralmente trabalham a altos coeficientes de sustentação, o que é a principal razão para a eficácia dos *winglets*. E como se sabe na competição de *Aerodesign* cada peso reduzido ou ganho em sustentação valem alguns pontos a mais.

6 TRABALHOS FUTUROS

Como não se consegue projetar *winglets* a partir de uma equação direta (estas dependem de vários fatores que estão interligados), o processo de tentativa e erro é o mais indicado neste caso, o qual, juntamente com análises em ferramentas de DFC pode obter resultados excelentes para um projeto específico. Sabe-se ainda que os *winglets* analisados neste trabalho estão longe da melhor configuração possível para a asa utilizada para tal. Portanto, muitos parâmetros de projeto dos *winglets* podem ser aprimorados a partir deste projeto.

A utilização de ferramentas DFC é inevitável para projetos mais eficientes. Com este trabalho, pode-se perceber que esta é uma ferramenta muito poderosa que possibilita a escolha entre vários caminhos para se realizar as simulações necessárias, sendo que cada um destes se encaixam melhor em determinado problema. Além disto, a geração de malhas para os domínios apresenta ainda um maior leque de opções. Somente no pacote ANSYS existem três maneiras de se gerar a malha para o problema, o *CFX-Meshing*, o *ICEM* e o *Turbo Grid*. Cada um destes tem a sua particularidade. Portanto, um estudo prévio de cada um destes ajudará a geração de malhas melhores e mais eficientes. Para o trabalho presente, a utilização do *ICEM* se mostra a melhor opção, e como abordado anteriormente, ele gera malhas mais leves com elementos mais organizados, contudo, requer um melhor conhecimento de seu funcionamento e é um pouco mais demorado, enquanto o *CFX-Meshing* é fácil e mais rápido de utilizar, porém produzindo malhas menos eficientes.

Assim, análises mais aprofundadas dos parâmetros dos *winglets* podem ser realizadas de forma a se alcançar o melhor desempenho possível destes aplicados a asa. Além disso, uma melhor geração da malha, utilizando o *ICEM*, por exemplo, pode ser realizado, o que contribuiria para a diminuição do tempo computacional gasto com uma melhor precisão dos cálculos, possibilitando análises mais eficientes dos *winglets* e seus parâmetros.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- 1 ALÉ, J. V. Apostila de Mecânica dos Fluidos. Cap. 11, escoamento Viscoso Externo: Forças Aerodinâmicas. PUCRS, Departamento de Engenharia Mecânica, 2010.
- 2 ANSYS CFX-Mesh Tutorials, 2004.
- 3 BARDINA, J. E.; HUANG, P. G.; COAKLEY, T. J. Turbulence Modeling Validation, Testing, and Development. Technical Report, NASA TM 110446. 1997.
- 4 BARGSTEN, C. J.; GIBSON, M. T. NASA Innovation in Aeronautics: Selected Technologies That Have Shaped Modern Aviation. Technical Report, NASA/TM-2011-216987. NASA Headquarters, Washington, DC, 2011.
- 5 BOEING AERO MAGAZINE, No. 17, Janeiro 2002. Disponível em: http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_17/winglets.html> Acesso em 15 ago. 2013.
- 6 DE MATTOS, B. S.; MACEDO, A. P.; DA SILVA FILHO, D. H. Considerations About Winglet Design. Embraer, São José dos Campos, 2003.
- 7 DRELA, M. XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils. MIT Dept. of Aeronautics, Cambridge, Massachusetts, 1989.
- 8 DRELA, M.; YOUNGREN, H. Athena Vortex Lattice (AVL). 2007. Disponível em <http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>>. Acesso em 02 set. 2013.
- 9 EPPLER, R. Induced Drag and Winglets. Stuttgart, 1997.
- 10 FERREIRA, J. C.; HOLZWARTH, A.; MENTER, F.; ESCH, T.; LUU, A. Advanced CFD Analysis of Aerodynamics Using CFX. Otterfing, Germany, 2001.
- 11 FIROOZ, A.; GADAMI, M. Turbulence Flow for NACA 4412 in Unbounded Flow and Ground Effect. Int. Conference on Boundary and Interior Layers. 2006.
- 12 FOX, R. W. Introdução a Mecânica dos Fluidos. 6. Ed. Rio de Janeiro, LTC, 2006.
- 13 HOERNER, S. F. Practical Information on Aerodynamic and Hydrodynamic Lift. 2. Ed. 1985.
- 14 KATZ; PLOTKIN. Low Speed Aerodynamics: From wing theory to panel methods. Cambridge University Press, 2nd Ed. 2001.
- 15 KROO, I. Applied Aerodynamics: A Digital Text Book. V. 5.0. Desktop Aeronautics, Inc. Stanford, California, 2007. Disponível em <http://www.desktop.aero/appliedaero/preface/welcome.html>>. Acesso em 10 ago. 2013.

- 16 KUNDU, P.; COHEN, I. M. Fluid Mechanics. Elsevier Academic Press, 2004.
- 17 LEAP, Computational Fluid Dynamics Blog. Disponível em <
<http://www.computationalfluidynamics.com.au/>>. Acesso em 02 set. 2013.
- 18 MANGLER, W. The Lift Distribution of Wings with End Plates. Technical Report, NACA TM 856, 1938.
- 19 MANUAL DO PILOTO. Forças que Atuam no Avião. Disponível em<
<http://manualdopiloto.blogspot.com.br/2011/02/forcas-que-atuam-no-aviao.html>>. Acesso em 10 ago. 2013.
- 20 MARINI, M.; PAOLI, R.; GRASSO, F.; PERIAUX, J.; DESIDERI, J. A. Verification and Validation in Computational Fluid Dynamics: The Flownet Database Experience. JSME, International Journal Series B-Fluids and Thermal Engineering, 45(1):15–22. 2002.
- 21 MAUGHMER, M. D. The Design of Winglets for Low-Speed Aircraft. The Pennsylvania State University. University Park, Pennsylvania, 2001.
- 22 MENTER, F.R. Influence of free-stream values on $K-\omega$ turbulence model predictions". AIAA Journal, 30(6), 1992.
- 23 ROSKAM, DR. JAN. Airplane aerodynamics and Performance. Kansas, DAR Corporation, 1997.
- 24 SADRAEY, M. Aircraft Performance Analysis. Chapter 3: Drag Force and Drag Coefficient. VDM Verlag Dr. Muller, 2009.
- 25 SIVELLS, J. C.; NEELY, R. H. Method for calculating wing characteristics by lifting line theory using nonlinear section lift data. NACA Technical Note 1269, April 1947.
- 26 VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method. Longman, New York, 1995.
- 27 WEBER, J. Theoretical Load Distribution on a Wing with Vertical Plates. R. & M. No. 2960, British A.R.C., 1956.
- 28 WHITCOMB, R. T. A Design Approach and Selected Wind-Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing-tip Mounted Winglets. NASA Technical Note D-8620. NASA Langley Research Center, Hampton, Va, 1976.
- 29 WILCOX, D.C. Turbulence Modeling for CFD. DCW Industries, Inc., La Canada, CA, 1993.
- 30 WOLFE, W. P.; OCHS, S. S. CFD Calculations of S809 Aerodynamic Characteristics. AIAA. Vols. 97-0973. 1997.
- 31 XFLR5. Guidelines for XFLR5 v6.03. Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers. February, 2011.

ANEXO A - Resumo das equações de camada limite

O uso de cada equação apresentadas abaixo dependerá do regime de escoamento, que poderá ser plenamente laminar, poderá ser plenamente turbulento ou poderá existir na placa uma região com escoamento laminar e posteriormente uma região com escoamento turbulento.

I - Camada Limite Laminar

Perfis de Velocidade

Linear $\frac{u}{U} = \frac{y}{\delta}$	Parabólico $\frac{u}{U} = 2 \frac{y}{\delta} - \left(\frac{y}{\delta}\right)^2$	Senoidal $\frac{u}{U} = \sin\left(\frac{\pi y}{2\delta}\right)$
---	---	---

Equação de Blasius $3 \times 10^5 < Re_x < 5 \times 10^5$

$C_f = \frac{0,664}{Re_x^{1/2}}$	$C_D = \frac{1,328}{Re_L^{1/2}}$	$\tau_w = \frac{0,332 \rho U^2}{\sqrt{Re_x}}$
----------------------------------	----------------------------------	---

$\frac{\delta(x)}{x} = \frac{5}{\sqrt{Re_x}}$	$\frac{\delta^*(x)}{x} = \frac{1,73}{\sqrt{Re_x}} \quad \delta^*(x) = 0,346 \delta(x)$	$\theta(x) = \frac{1}{7} \delta(x)$
---	--	-------------------------------------

II - Camada Limite Turbulenta (escoamento turbulento desde a borda de ataque)

Perfis de Velocidade Exponencial $\frac{u}{U} = \left(\frac{y}{\delta}\right)^{1/7}$
--

Equação de Kármán – Prandtl ($Re_c = 5 \times 10^5$) $C_D = 0,074 Re_L^{-0,2} \quad \text{para } Re_c < Re_L < 10^7$	$C_f = 0,0594 Re_x^{-1/5} \quad \text{para } Re_c < Re_L < 10^7$
---	--

Equação de H. Schlichting $C_D = \frac{0,455}{(\log Re_L)^{2,58}} \quad \text{para } 10^7 < Re_L < 10^9$	$\tau_w = 0,0233 \rho U^2 \left(\frac{\nu}{U \delta}\right)^{1/4}$
---	--

$\frac{\delta(x)}{x} = 0,381 Re_x^{-1/5}$	$\delta^*(x) = \frac{\delta(x)}{8}$	$\theta(x) = \frac{7}{72} \delta(x)$
---	-------------------------------------	--------------------------------------

III – Camada Limite Turbulenta com Camada Laminar Anterior

$C_D = 0,074 Re_L^{-0,2} - \frac{1700}{Re_L} \quad \text{para } 5 \times 10^5 < Re_L < 10^7$
--

$C_D = \frac{0,455}{(\log Re_L)^{2,58}} - \frac{1700}{Re_L} \quad \text{para } 10^7 < Re_L < 10^9$
--

$\frac{\delta(x)}{x} = 0,381 Re_x^{-1/5} - 10256 Re_x^{-1} \quad \text{para } 5 \times 10^5 < Re_x < 10^7$
--

APÊNDICE A - Desenhos esquemáticos

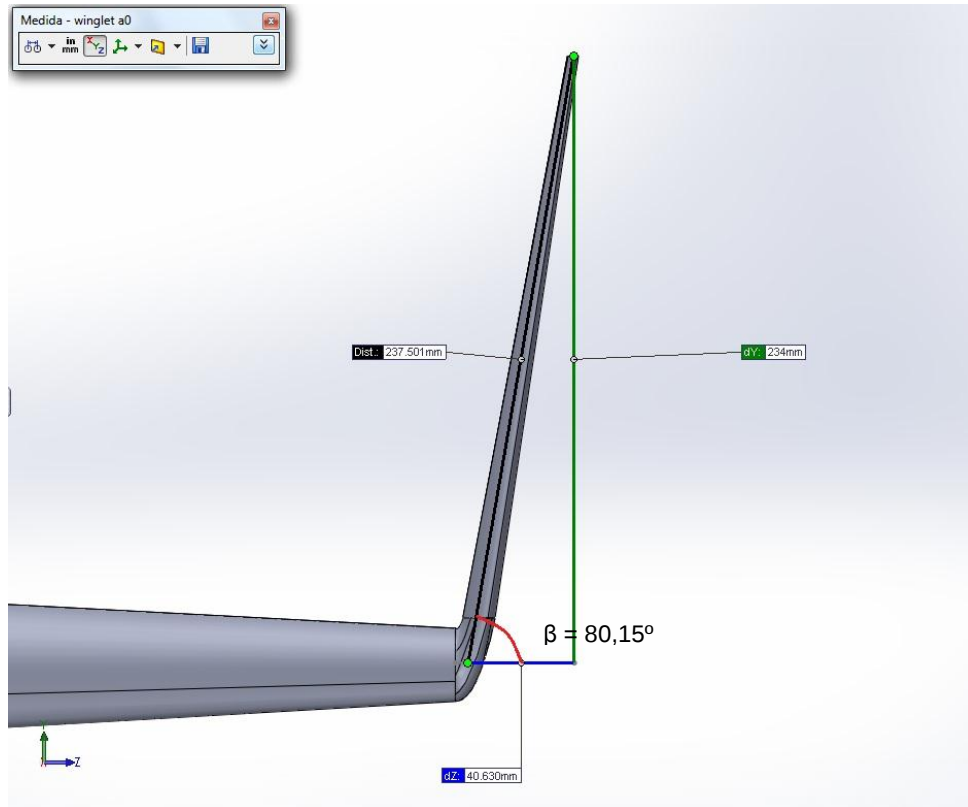


Figura A1 – Winglet – Vista frontal

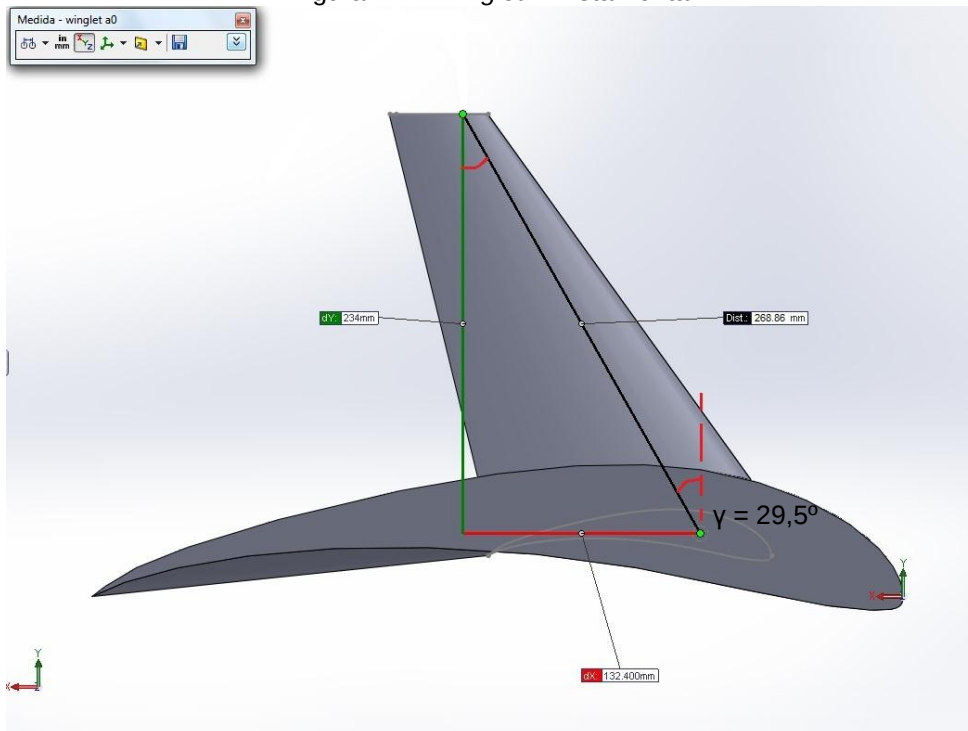


Figura A2 – Winglet – Vista lateral



Figura A3 – Dimensões do túnel de vento