



Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Engenharia Aeroespacial

Análise de Asa em CFD com diferentes tipos de Winglets

Autor: Lucas Alves Ferreira De Sousa
Orientador: PhD Olexiy Shynkarenko

Brasília, DF
2023



Lucas Alves Ferreira De Sousa

Análise de Asa em CFD com diferentes tipos de Winglets

Monografia submetida ao curso de graduação em (Engenharia Aeroespacial) da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em (Engenharia Aeroespacial).

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: PhD Olexiy Shynkarenko

Brasília, DF

2023

Lucas Alves Ferreira De Sousa
Análise de Asa em CFD com diferentes tipos de Winglets/ Lucas Alves Ferreira
De Sousa. – Brasília, DF, 2023-
84 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: PhD Olexiy Shynkarenko

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 2023.

1. CFD. 2. Winglet. I. PhD Olexiy Shynkarenko. II. Universidade de Brasília.
III. Faculdade UnB Gama. IV. Análise de Asa em CFD com diferentes tipos de
Winglets

CDU

Errata

Lucas Alves Ferreira De Sousa

Análise de Asa em CFD com diferentes tipos de Winglets

Monografia submetida ao curso de graduação em (Engenharia Aeroespacial) da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em (Engenharia Aeroespacial).

Trabalho aprovado. Brasília, DF, :

PhD Olexiy Shynkarenko
Orientador

PhD Rafael Castilho Faria Mendes
Convidado 1

PhD Paolo Gessini
Convidado 2

Brasília, DF
2023

Meus agradecimentos a Deus primeiramente por ser meu companheiro em inúmeras provas, trabalhos e apresentações. Em segundo lugar aos meus pais, que batalharam a vida toda para dar a oportunidade de escolha para eu e minha irmã, uma escolha que ninguém em ambas as famílias tiveram até então. Sou grato também por toda a minha vida pela ajuda e paciência dos professores Olexiy e Manuel Barcelos, graças aos seus espíritos altruístas possibilitaram a conclusão desse trabalho e sua apresentação. Por último, agradeço a excelentíssima Sra. Fernanda Cosme, pela sua amizade em primeiro lugar bem como pela a sua ajuda como psicóloga auxiliando-me no término dessa batalha que estive adiando por tanto tempo. Aos que por uma causalidade lerem esses agradecimentos saibam que esse trabalho representa a força de um cabeça dura, que quando coloca uma coisa na cabeça não há pessoa que tire a não ser ele mesmo.

*“Let me tell you something you already know.
The world ain’t all sunshine and rainbows.
It’s a very mean and nasty place and I don’t care how tough you are it will beat you to
your knees and keep you there permanently if you let it.
You, me, or nobody is gonna hit as hard as life.
But it ain’t about how hard ya hit.
It’s about how hard you can get hit and keep moving forward.
How much you can take and keep moving forward.
That’s how winning is done!”
Rocky Balboa*

Resumo

A utilização de um modelo computacional é de grande importância em um projeto de engenharia para a definição do design a ser escolhido para a aeronave. Esta tese estudou e caracterizou as diferenças das características aerodinâmicas em uma asa 3D com a presença de "winglets", utilizando o aerofólio NASA HSNFL-0213. Os valores dos coeficientes aerodinâmicos e da eficiência aerodinâmica indicaram que a utilização de "winglets" reduziu a razão entre a força de sustentação e de arrasto, para o caso estudado, a utilização de "winglets" degradou a eficiência da asa.

Palavras-chaves: NASA HSNFL-0213, Winglets, CFD.

Abstract

Computational Fluid Dynamics is of great importance in an engineering project to define the design to be chosen for the aircraft. This thesis aims to study and characterize the differences in aerodynamic characteristics in a 3D wing with winglets using the NASA HSNFL-0213 airfoil. The values of aerodynamic coefficients and aerodynamic efficiency indicated that the use of "winglets" reduced the ratio between lift and drag force, for the case studied, the use of "winglets" degraded the efficiency of the wing

Key-words: NASA HSNFL-0213. Winglets. CFD.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Cessna 525 em sua configuração normal (abaixo) e com a instalação de Winglets (Acima) (GROUP, 2021)	19
Figura 2 – Winglet e TACS (GROUP, 2021)	19
Figura 3 – Esquemático de redução nas emissões de dióxido de carbono (IATA, 2013)	21
Figura 4 – Alguns tipos de Retrofits para aeronaves fabricadas até 2030 (IATA, 2013)	22
Figura 5 – Alguns exemplos de Winglets (a) Raked Tip (b) Blended Winglet (c)C-17 Cated Winglet (e) MD-11 Whitcomb Winglets (f) MD-12 Style up/down Winglet (g)API Spiroid (h) Tip Feathers (i) Fence (MCLEAN, 2013)	25
Figura 6 – Visões simplificadas dos vórtices que podem gerar erros (MCLEAN, 2005).	27
Figura 7 – Velocidades em um plano após a asa (MCLEAN, 2005) (MCLEAN, 2013).	28
Figura 8 – Formação de Vórtices atrás de uma asa (MCLEAN, 2005) (MCLEAN, 2013)	29
Figura 9 – Elemento infinitesimal de um fluido em movimento (ANDERSON, 2007).	33
Figura 10 – Diagrama do processo de design (HOWE, 2000).	41
Figura 11 – Diagrama do processo de simulação.	45
Figura 12 – Perfil Aerofólio NASA HSNLF-0213	47
Figura 13 – Coeficientes Aerodinâmicos do NASA HSNLF-0213 (SEWALL R. J. MCGHEE, 1987a)	49
Figura 14 – Coeficiente de pressão e arrasto do Aerofólio NASA HSNLF-0213 (SEWALL R. J. MCGHEE, 1987a).	50
Figura 15 – CAD Asa Padrão - Vista Isométrica e Vista Lateral	50
Figura 16 – CAD Asa Blended Winglets - Vista Isométrica e Vista Lateral	50
Figura 17 – CAD Asa Elliptical Winglets - Vista Isométrica e Vista Lateral	51
Figura 18 – CAD Asa Split Winglets - Vista Isométrica e Vista Lateral	51
Figura 19 – Dimensão do raio do "Inlet"do Volume de Controle	52
Figura 20 – Dimensão da aresta do "Outlet"do Volume de Controle	52
Figura 21 – CAD Volume de Controle próximo a Asa.	53
Figura 22 – Malha do Volume de controle Asa de Referência 1.139.911 nós	55
Figura 23 – Zoom malha do Volume de controle Asa de Referência 1.139.911 nós.	56
Figura 24 – Valor do Coeficiente de Momento em variação com o número de interações da simulação com 22000 interações.	57

Figura 25 – Valor do Coeficiente de Momento em variação com o número de interações da simulação com 1500 interações.	57
Figura 26 – Residuais variando com o número de interações da simulação com 1.500 interações.	58
Figura 27 – Curva de Contorno do Campo Magnitude de Velocidade - Acima : Ângulo de ataque 3 ° Abaixo - Ângulo de ataque 9 °.	59
Figura 28 – Curva de Contorno do Campo Pressão Total - Acima : Ângulo de ataque 3 ° Abaixo - Ângulo de ataque 9 °.	60
Figura 29 – Curva de Contorno do Campo Intensidade de Turbulência - Acima: Ângulo de ataque 3 ° Abaixo - Ângulo de ataque 9 °.	61
Figura 30 – Malha do Volume de controle Asa Blended Winglets 1.546.126 nós . . .	62
Figura 31 – Zoom malha do Volume de controle Blended Winglets 1.546.126 nós. .	63
Figura 32 – Curva de Contorno do Campo Magnitude de Velocidade - Acima: Ângulo de ataque 3 ° Abaixo - Ângulo de ataque 9 °.	64
Figura 33 – Curva de Contorno do Campo Pressão Total - Acima: Ângulo de ataque 3 ° Abaixo - Ângulo de ataque 9 °.	65
Figura 34 – Curva de Contorno do Campo Intensidade de Turbulência - Acima: Ângulo de ataque 3 ° Abaixo - Ângulo de ataque 9 °.	66
Figura 35 – Falhas em malhas da Asa Elliptical Winglets e Asa Split Winglets . . .	66
Figura 36 – Coeficientes de Sustentação simulados da Asa Referência comparados com valores da bibliografia	67
Figura 37 – Coeficientes de Arrastos simulados da Asa Referência comparados com valores da bibliografia	68
Figura 38 – Coeficiente de Momento simulados Asa Referência comparados com valores da bibliografia	68
Figura 39 – Coeficientes de Sustentação simulados da Asa Referência com Asa Blended Winglets	69
Figura 40 – Coeficientes de Arrasto simulados da Asa Referência com Asa Blended Winglets	70
Figura 41 – Coeficientes de Momento simulados da Asa Referência com Asa Blended Winglets	70

Lista de tabelas

Tabela 1 – Descrição dos Componentes dos equipamentos	46
Tabela 2 – Tabela com dados experimentais dos coeficientes aerodinâmicos com $Re = 11 \cdot 10^6$ $M = 0,7$ (SEWALL R. J. MCGHEE, 1987b)	48
Tabela 3 – Tabela com dados experimentais dos coeficientes aerodinâmicos com Número Renoldys 8 milhões e $M=0,51$ (SEWALL R. J. MCGHEE, 1987b)	48
Tabela 4 – Dados Geométricos dos Modelos de Asa	51
Tabela 5 – Coeficiente de sustentação utilizando do fator de eficiência de Oswald C_{LO} para diferentes ângulos	51
Tabela 6 – Condições Inicias da Simulação	54
Tabela 7 – Dados Simulados Asa de Referência	58
Tabela 8 – Dados Simulados Asa Blended Winglets	63
Tabela 9 – Dados da razão entre as forças de Sustentação e Arrasto, C_{Di} e C_{D0} Asa Referência	64
Tabela 10 – Dados da razão entre as forças de Sustentação e Arrasto, C_{Di} e C_{D0} Asa Blended Winglet	64
Tabela 11 – Coeficientes de Sustentação simulados com malhas diferentes.	70
Tabela 12 – Coeficientes de Arrasto simulados com malhas diferentes.	71

Lista de abreviaturas e siglas

AD	Airworthiness Directive
AFM	Aircraft Flight Manual
ATLAS	Active Load Alleviation System
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
CAD	Computer Aided Design
CFD	Computational Fluid Dynamics
FAA	Federal Aviation Administration
ICAO	International Civil Aviation Organization
IATA	International Air Transport Association
ISA	International Standard Atmosphere
NV	Navier-Stokes
RAB	Registro Aeronáutico Brasileiro
TACS	Tamarack Active Control Surfaces
TCDS	Type Certificate Data Sheet

Lista de símbolos

AR	Aspect ratio
S	Área da Asa
C_p	Calor específico a pressão constante
C_v	Calor específico a volume constante
C_d	Coefficiente de Arrasto
C_{di}	Coefficiente de Arrasto induzido
C_l	Coefficiente de Sustentação
V_i	Componente da velocidade do escoamento
$\rho \vec{g}$	Contribuição da força gravitacional
Y_m	Dilatação flutuante do escoamento
G_k	Energia cinética de turbulência
b	Envergadura
e_0	Fator de eficiência de Oswald
\vec{F}	Forças de corpo de campo
M	Mach
I	Matriz identidade
m	Massa
ρ	Massa Específica
ρ_t	Massa Específica de estagnação
σ	Números de Prandtl do escoamento
γ	Razão entre calores específicos
p	Pressão
p_t	Pressão de estagnação

ε	Taxa de dissipação
ω	Taxa de dissipação específica
T	Temperatura
T_t	Temperatura de estagnação
$\bar{\tau}$	Tensor de tensão
u	Velocidade do escoamento
V	Velocidade
a	Velocidade local do som
ν	Volume
μ	Viscosidade molecular
μ_t	Viscosidade de turbulência

Sumário

	Motivação	18
I	ASPECTOS GERAIS	20
1	ASPECTOS GERAIS	21
1.1	Definição do Problema	21
1.2	Objetivos	22
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	24
2.1	Winglets	24
2.1.1	Wingtip fence	24
2.1.2	Canted winglets	25
2.1.3	Blended winglets	25
2.1.4	Raked wingtip	25
2.1.5	Whitcomb's Winglet	26
2.1.6	737 MAX Winglets	26
2.1.7	Spiroid Winglets	26
2.2	Arrasto e Vórtices nas pontas da asas	26
2.2.1	Arrasto Viscoso Friction Drag	26
2.2.2	Pressure Drag	27
2.2.3	Wave Drag	27
2.2.4	Arrasto induzido (Induced Drag)	27
2.3	Coeficientes Aerodinâmicos de uma Asa	29
2.3.1	Força de Sustentação e Coeficiente de Sustentação	29
2.3.2	Coeficiente de Momento	30
2.4	Eficiência Aerodinâmica	31
2.5	Princípio da Continuidade e Conservação de massa	32
2.6	Equação de Navier-Stokes Conservação do Momento	33
2.7	Relações Termodinâmicas	35
2.7.1	Equação de Estado Gás Ideal	35
2.7.2	Equações de Estado	35
2.8	CFD - Computational Fluid Dynamics	36
2.9	Ansyes Fluent	36
2.9.1	Modelos de escoamento turbulentos	37
2.9.1.1	O modelo $k - \epsilon$ standart	37

2.9.1.2	O modelo $k - \omega$ Standart	37
2.9.1.3	O modelo $k - \omega$ SST	38
II	METODOLOGIA E DESENVOLVIMENTO	39
3	METODOLOGIA	40
3.1	Aspectos sobre design de um produto aeronáutico	40
3.1.1	Requisitos	40
3.1.2	Estudo de Viabilidade	41
3.1.3	Método Científico	42
3.2	Sistemática	42
3.2.1	Modelo 3D	43
3.2.2	Malha	43
3.3	Equipamentos Utilizados	44
4	DESENVOLVIMENTO	47
4.0.1	Aerofólio NASA HSNLF-0213	47
4.1	Modelos em CAD	48
4.1.1	Dimensões	49
4.2	Malha	51
4.3	Condições Iniciais	53
5	RESULTADOS E DISCUSSÃO	55
5.1	Resultados	55
5.1.1	Asa de Referência	55
5.1.1.1	Malha do volume de controle da Asa Referência	55
5.1.1.2	Convergência da Simulação	56
5.1.1.3	Coeficientes Aerodinâmicos da Asa Referência	56
5.1.1.4	Contornos Asa Referência	57
5.1.2	Asa Blended Winglets	62
5.1.2.1	Malha do volume de controle da Asa Blended Winglets	62
5.1.2.2	Coeficientes Aerodinâmicos Asa Blended Winglets	62
5.1.2.3	Contornos Asa Blended Winglets	63
5.1.3	Eficiência Aerodinâmica, Coeficiente de arrasto induzido e Coeficiente de arrasto parasita para sustentação nula	63
5.1.4	Asa Elliptical Winglets e Asa Split Winglets	65
5.2	Discussão	67
5.2.1	Asa de Referência	67
5.2.2	Eficiência Aerodinâmica e Aplicação de Winglets	67
5.2.3	Sensibilidade da Malha de Asa de Referência	69

6	CONCLUSÃO	72
6.1	Considerações Finais	72
	REFERÊNCIAS	73
	ANEXOS	75

Motivação

Inovações tecnológicas sempre acompanharam disputas militares, na primeira guerra mundial a utilização de inovações como os tanques e aviões evidenciaram a necessidade pela pesquisa e inovação. Em contraponto, na segunda metade do século XX, parcerias entre empresas privadas e o governo geraram grandes inovações como a introdução de "winglets", estruturas aerodinâmicas que são posicionadas nas pontas das asas, na aviação executiva com a produção do Learjet 28/29 Longhorn. (REYNOLDS, 1979). Essa inovação fomentou-se devido a crise do petróleo ocorrido na década de 70, onde o preço do combustível fóssil aumentou em quase 400 % (JUNIOR, 2020), iniciando-se uma corrida com o intuito de reduzir o consumo de combustível, inclusive na aviação em geral.

A pandemia do novo corona vírus aposentou grandes aeronaves com eficiência baixa (UBIRATAN, 2020), a procura por aeronaves mais eficientes e desta forma com baixo consumo de combustível tende a aumentar. Constatou-se, recentemente, que a aplicação dessa geometria é capaz de reduzir o consumo de combustível em até 4% (JOHNSTON, 2020).

Além do estudo aerodinâmico de uma asa em três dimensões com a introdução de estruturas aerodinâmicas como os winglets, a motivação para esse trabalho deu-se durante o estágio obrigatório realizado na SETE Táxi Aéreo LTDA., os conhecimentos obtidos da aeronave 525 através do plano de manutenção das aeronaves, junto com o lançamento pelo FAA da Airworthiness Directive (AD) 2020-24-06 antiga 2019-08-13 (FAA, 2020) emitida pelo FAA após um incidente com uma aeronave possuindo uma modificação com o sistema de winglets da Tamarack, onde a adição de winglets alterou o escoamento na ponta da asa.

Em conjunto com a modificação da asa com a adição de winglets houve a instalação de "active load alleviation system"(ATLAS), um sistema que controla superfícies de controle que auxiliariam os "ailerons" a realizar o movimento de rolagem, essas superfícies de controle são chamados de Tamarack active control surface TACS e estão representados na figura 1. Durante um voo as superfícies de controle travaram em uma posição que ocasionou o avanço da camada limite nas pontas da asa e em consequência na perda drástica na sustentação. Segundo reporte do relatório os testes realizados na certificação dessa modificação de projeto da aeronave 525 foram insuficientes, principalmente em respeito sobre as limitações de velocidade e manobra da aeronave após a modificação.

Segundo o próprio FAA os testes realizados na certificação dessa modificação de projeto da aeronave 525 foram insuficientes, principalmente a respeito sobre as limitações de velocidade e manobra da aeronave após instalada.



Figura 1 – Cessna 525 em sua configuração normal (abaixo) e com a instalação de Winglets (Acima) (GROUP, 2021)



Figura 2 – Winglet e TACS (GROUP, 2021)

Outra fabricante de modificação do projeto de tipo da aeronave com a instalação de winglets é a BLR Aerospace que fabrica winglets para turbo-hélices, como por exemplo o Beechcraft King Air, e declara que a instalação desse tipo de superfícies aumentam o gradiente de subida ao nível do mar em até 50% e reduz a utilização de pista na decolagem em até 33% (BLR-AEROSPACE,). Essas características aliadas com as promessas de redução no consumo de combustível e aumento na altitude são grandes atrativos para os consumidores.

Esses casos evidenciam que a importância do estudo aerodinâmico sobre "winglets" e suas modificações no escoamento sobre as asas.

Parte I

Aspectos Gerais

1 Aspectos Gerais

1.1 Definição do Problema

A preocupação com as emissões de gases que contribuem com o efeito estufa aumentaram gradativamente ao longo dos anos a influência do homem no meio ambiente com a utilização de combustíveis fósseis que não são renováveis é uma grande preocupação, cerca de 2% das emissões de dióxido de carbono no mundo é derivado da aviação (IATA, 2013).

A busca por aumentar a eficiência das aeronaves e por consequente a redução nas emissões de dióxido de carbono teve o início após a crise de petróleo na década de 70. Entretanto, a efetividade de resoluções de entidades internacionais como a A38-18 da International Civil Aviation Organization - ICAO, são recentes e buscam a redução e o aumento na eficiência de combustível das aeronaves.

Desde 2009, toda indústria aeronáutica adotou metas ousadas para tornar a indústria mais sustentável, são elas (IATA, 2013):

- Aumentar a eficiência de combustível em 1,5% por ano entre 2009 até 2020;
- Alcançar crescimento líquido de carbono neutro até 2020, isto é, um crescimento do setor não havendo aumento nas emissões de dióxido de carbono;
- Reduzir emissões de dióxido de carbono na aviação global de 50% até o ano de 2050 referente ao valores do ano de 2005.

Além do objetivo de redução no consumo de combustível, a redução no custos com combustível da operação de aeronaves é um atrativo para os operadores. Desta forma, os fabricantes de aeronaves buscam utilizar de tecnologias capazes de alcançar essas reduções.

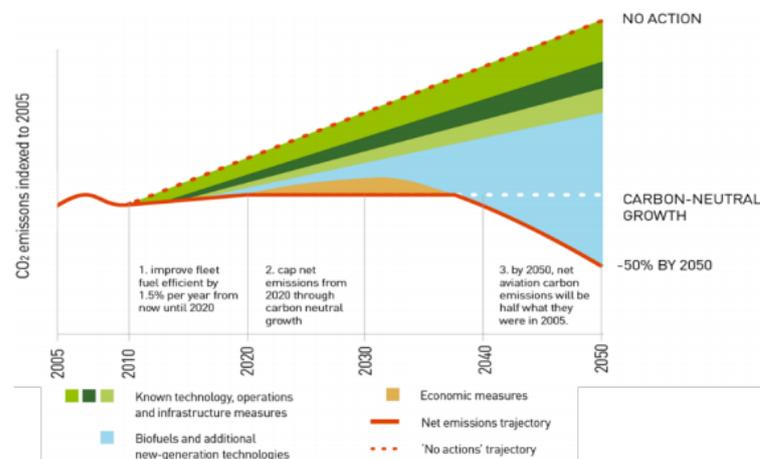


Figura 3 – Esquemático de redução nas emissões de dióxido de carbono (IATA, 2013)

Group	Concept	Type of Technology	Fuel Reduction Benefits
Aerodynamics	Variable Camber	Retrofit	1 to 2%
	Riblets	Retrofit	1%
	Raked Wingtip	Retrofit	3 to 6%
	Winglets	Retrofit	3 to 6%
Cabin	Lightweight Cabin Interior	Retrofit	1 to 5%
Material & Structure	Advanced Materials	Production Upgrade	1 to 3%
	Active Load Alleviation	Production Upgrade	1 to 5%
	Composite Primary Structures	Production Upgrade	1 to 3%
	Composite Secondary Structures	Production Upgrade	<1%
System	Adjustable Landing Gear	Production Upgrade	1 to 3%
	Taxi Bot	Retrofit	1 to 4%
	Advanced Fly-by-Wire	Production Upgrade	1 to 3%
	Structural Health Monitoring	Retrofit	1 to 4%
Advanced Engine Components	Fan Component Improvement	Production Upgrade	2 to 6%
	Very High BPR Fan	Production Upgrade	2 to 6%
	Advanced Combustor	Production Upgrade	5 to 10%

Figura 4 – Alguns tipos de Retrofits para aeronaves fabricadas até 2030 (IATA, 2013)

Um dos pilares para alcançar as metas da International Air Transport Association - IATA é a aplicação de tecnologias para a fuselagem e motores, inclusive utilizando de retrofit em alguns modelos, conforme é demonstrado na tabela 4.

Como é visível na figura 4, segundo dados da IATA a utilização de winglets em modelos de aeronaves que já foram fabricadas tem um potencial de redução no consumo de combustível de cerca de 6%.

Um bom exemplo para essa situação, onde aeronaves com baixa eficiência estão tornando-se obsoletas, é o caso dos grandes jumbos, aeronaves comerciais de grande porte que tem uma alta capacidade para passageiros e/ou cargas, que por causa da pandemia causada pela Covid-19 e o aumento nos custos de operação, como do combustível, foram retiradas de serviço.

Modelos menos eficientes como a família Boeing 747, estão sendo aposentados devido ao aumento nos custos operacionais, como é o caso de uma aeronave digamos com design atual como o Airbus A380, que foi inserido há pouco tempo no mercado e algumas companhias aéreas já desistiram de utilizar esse modelo (UBIRATAN, 2020).

Problema: Emissões elevadas de Dióxido de Carbono proveniente da aviação em geral.

Hipótese: A Realização de um retrofit em uma aeronave, coma instalação de winglets, pode aumentar a eficiência aerodinâmica e assim reduzir o consumo de combustível, logo reduzir a emissão de Dióxido de Carbono.

1.2 Objetivos

O objetivo principal é testar a hipótese arquitetada, verificando se a instalação de winglets pode aumentar a eficiência aerodinâmica de uma asa reduzindo o arrasto induzido e, desta forma, estimar a redução de combustível, por meio da instalação dessas

geometrias.

- **Objetivo Primário:** Design e estudo aerodinâmicos através de CFD de uma asa 3D equipada com Winglets.
- **Objetivo Secundários:**
 - Construção de modelos 3D em CAD de quatro configurações de asa : Asa sem winglets(Asa de referência), Asa com Blended Winglet e Asa com Elliptical Winglets e Asa com Split Winglets.
 - Construção das Malhas para cada caso a ser simulado.
 - Simulação do escoamento em 3D.
 - Visualização do escoamento sobre os Winglets e dos vórtices.
 - Cálculo da eficiência e das forças aerodinâmicas utilizando dados simulados.

A asa de referência que irá retrofit será a do Cessna 525.

2 Revisão Bibliográfica

2.1 Winglets

Os "winglets" são estruturas aerodinâmicas que são posicionadas nas pontas das asas e tem como principal característica reduzir o arrasto induzido, reduzindo o efeito da esteira de turbulência, e em alguns casos podem gerar sustentação (MCLEAN, 2005). Entretanto, esses perfis aerodinâmicos podem aumentar o arrasto total, já que há um aumento da área da asa, ou seja, do arrasto viscoso e entre as junções pode ocorrer vórtices no escoamento que também contribuem para o aumento do arrasto.

Logo a busca por um balanço positivo é necessário, além dessas características os winglets podem promover (MCLEAN, 2005):

- Redução no consumo de combustível;
- Aumento no alcance da aeronave;
- Redução no tamanho de pista requerida para decolagem;
- Aumento no teto de operação da aeronave;
- Aumento na velocidade de cruzeiro;
- Redução no ruído acústico na decolagem;
- Melhorar na estética da aeronave como uma forma de customização.

Todavia os winglets possuem duas grandes desvantagens, a primeira delas é o aumento no custo com o desenvolvimento do projeto, aquisição e manutenção preventiva e corretiva. E segunda grande desvantagem é incerteza que a utilização dessas estruturas irão gerar um aumento na eficiência, pois o uso dessas estruturas aumentam o peso e o arrasto viscoso (MCLEAN, 2005).

2.1.1 Wingtip fence

São dispositivos aerodinâmicos que são fixados nas asas das aeronaves, são estruturas geralmente planas em concordância com o escoamento. O propósito dessas estruturas é evitar que as rotação dos escoamentos inferior e superior a asa, isto é, reduzir a geração de vórtices (WHITCOMB, 1976).

Esses dispositivos aumentam a eficiência do perfil alar já que preveem os efeitos do descolamento do escoamento no sentido perpendicular da corda. Além disso, os "wingtip fences" podem reduzir a velocidade de estol. Mas essas superfícies podem adicionar o

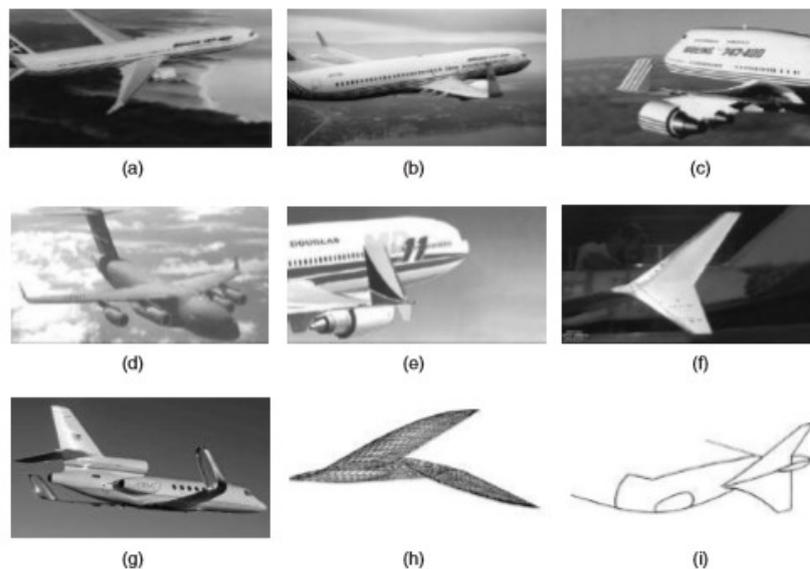


Figura 5 – Alguns exemplos de Winglets (a) Raked Tip (b) Blended Winglet (c) C-17 Catted Winglet (e) MD-11 Whitcomb Winglets (f) MD-12 Style up/down Winglet (g) API Spiroid (h) Tip Feathers (i) Fence (MCLEAN, 2013)

arrasto viscoso maior que a redução do arrasto induzido (MCLEAN, 2013), inclusive na interação entre a asa e a estrutura, desta forma, é necessário avaliar uma eficiência global assim como Whitcomb fez em seu trabalho (WHITCOMB, 1976).

2.1.2 Canted winglets

São superfícies aerodinâmicas instaladas nas pontas das asas, esses "winglets" são inclinados, curtos e deslocados. A sua inclinação produz um aumento na sustentação, estas estruturas foram introduzidos na aviação civil, principalmente no Airbus A330 A340 e no Boeing 747-400. Esses tipos de "winglets" estão começando a serem retirados do serviço, já que os novos tipos são mais otimizado (GUERAICHE; POPOV, 2017).

2.1.3 Blended winglets

Consiste em um dispositivo aerodinâmico, quase plano nas pontas das asas. A sua característica principal é a transição suave entre a asa e o winglet, o que adiciona melhores características aerodinâmicas, como sustentação e redução no arrasto. Essa geometria foi desenvolvida por Louis B. Gratzler, que obteve sua patente em 1994 (GRATZER, 1994).

2.1.4 Raked wingtip

Raked wingtips são uma pequena variação na ponta de asa, não são verticais como os outros tipos de winglet, mas atuam com o mesmo princípio. Sua grande vantagem é a redução de peso na estrutura, comparado com a instalação de um winglet. Principalmente

em grandes aviões, já que a adição de peso na estrutura da asa não supera os benefícios aerodinâmicos e é comumente utilizado nos aviões da Boeing (747, 777 e 787).

2.1.5 Whitcomb's Winglet

Esse tipo de winglet projeta duas superfícies uma no sentido superior e uma menor no sentido inferior da asa, esse modelo foi apresentado pela primeira vez por Richard T. Whitcomb, durante a sua pesquisa na NASA (WHITCOMB, 1976). Segundo o seu trabalho, a sua geometria reduziria o arrasto induzido em 20% e resultando dessa forma, em um aumento na razão entre a sustentação e arrasto em 9%, para Mach 0,78 (WHITCOMB, 1976), o que duas vezes maior se comparado com uma extensão da asa de acordo com dados experimentais (WHITCOMB, 1976).

2.1.6 737 MAX Winglets

O winglet dessa aeronave Boeing 737 Max é uma mistura entre winglet, wingtip fence e raked wingtip. Segundo a Boeing reduz em 1,5% o consumo de combustível e é o tipo mais eficiente de winglet (BOEING, 2017).

2.1.7 Spiroid Winglets

Esse tipo de winglet possui uma característica única, o seu loop, a separação entre duas partes das asas que se encontra no loop. Esse design sugere uma maior redução nos vórtices. Foi testado primeiro no jato médio Gulfstream II em 1993 (MCLEAN, 2013).

2.2 Arrasto e Vórtices nas pontas da asas

O arrasto é intrínseco do movimento de um corpo sobre um fluido ou vice e versa, entender como ele se forma e age no corpo é de extrema importância no desenvolvimento de uma superfície aerodinâmica, o arrasto total é composto por alguns componentes, que estão descritos abaixo.

2.2.1 Arrasto Viscoso Friction Drag

Esse tipo de arrasto é formado pela viscosidade do fluido e pela formação da camada limite. Em um escoamento compressível, isto é, onde a massa específica varia, a interação entre o escoamento e um corpo geram uma diferença de velocidade entre camadas dos escoamento. A velocidade do escoamento na superfície é zero e aumenta até a velocidade do escoamento (ANDERSON, 2007).

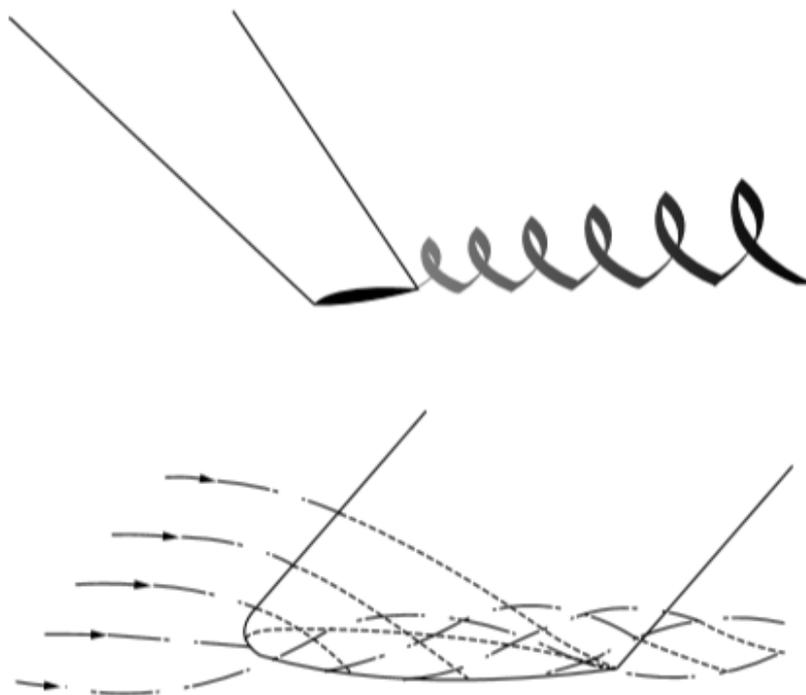


Figura 6 – Visões simplificadas dos vórtices que podem gerar erros (MCLEAN, 2005).

2.2.2 Pressure Drag

Essa parcela do arrasto está conectada com a geometria do corpo que é inserida no fluido. A diferença entre as distribuições de pressões no corpo geram uma tendência de rotação do fluido e conseqüentemente vórtices que dissipam a energia do escoamento.

2.2.3 Wave Drag

É o arrasto inerente nos escoamentos transônicos e supersônicos, onde a diferença entre as pressões antes e depois da onda de choque, provocam diferenças nas propriedades do escoamento.

2.2.4 Arrasto induzido (Induced Drag)

Existem algumas visões sobre como o escoamento em uma asa finita acontece, entre elas, há algumas que simplificam o fenômeno e podem levar a equívocos. É tradicionalmente divulgado que a utilização de winglets é justificada, pois nas pontas das asas acontecem o encontro entre as duas partes do escoamento, uma de baixa pressão e outra de alta pressão, o que provoca o rotacionamento entre elas, logo há a formação de vórtices que roubam energia e aumentam o arrasto (MCLEAN, 2013).

Para entender como funciona o arrasto induzido é necessário entender que a conservação de momento estabelece que a força de arrasto altere o balanço de momento e de pressão do escoamento e também que a conservação de energia requer que o trabalho

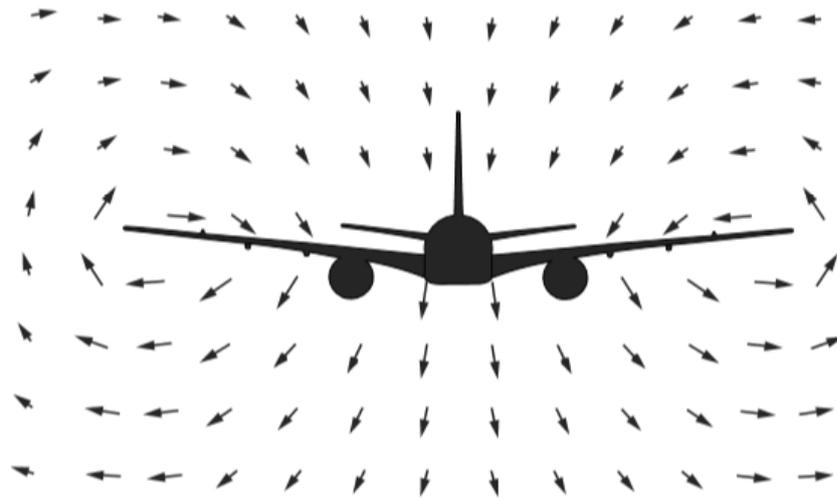


Figura 7 – Velocidades em um plano após a asa (MCLEAN, 2005) (MCLEAN, 2013).

feito contra a força de arrasto gere um aumento no calor e na energia cinética (MCLEAN, 2013). Enquanto outros tipos de arrasto, como o viscoso e "wave drag" a troca de energia é em sua maioria na forma de calor, no arrasto induzido a maior parte de dissipação de energia é através da energia cinética.

A energia cinética dissipada pelo arrasto induzido está conectada com o fluxo de grande escala de fluido, no caso de uma aeronave o fluxo de ar. O fluxo de ar caracterizada pelo escoamento descendente entre as áreas inferiores das pontas de asa e o escoamento ascendente na parte superior é representado na figura 7 (MCLEAN, 2013)(ANDERSON, 2007).

É possível perceber a diferença entre a visão compacta de vórtices, veja figura 2.2.4 e como o escoamento se comporta no caso real, veja figura 7. Para entender o caso real é necessário conhecer sobre vórtices e a esteira de turbulência.

Os vórtices são causados quando um escoamento rotaciona, as linhas de corrente tem um aspecto circular, eles são dispositivos que dissipam energia (ANDERSON, 2007), o padrão de velocidades é exposto na figura 7.

A tendência de rotação do escoamento produzido pela diferença de pressão entre a zona de alta pressão abaixo da asa e a zona de baixa pressão acima da asa causa a formação dos vórtices (ANDERSON, 2007). A asa é uma barreira física que impede essa rotação entre os escoamentos, desta forma a formação dos vórtices se dá conforme a figura 8.

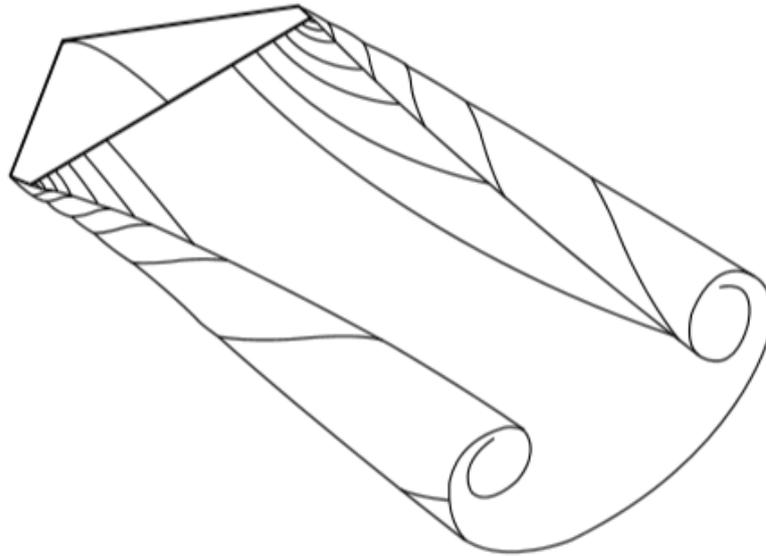


Figura 8 – Formação de Vórtices atrás de uma asa (MCLEAN, 2005) (MCLEAN, 2013)

2.3 Coeficientes Aerodinâmicos de uma Asa

2.3.1 Força de Sustentação e Coeficiente de Sustentação

A força de sustentação (L) em uma asa pode ser calculada utilizando a seguinte equação:

$$L = \frac{\rho V^2 S C_l}{2} \quad (2.1)$$

Onde:

- L é a força de sustentação;
- ρ é a massa específica do ar;
- V é a velocidade relativa do ar em relação à asa.
- S é a área da superfície da asa.
- C_l é o coeficiente de sustentação

O coeficiente de sustentação (C_l) é uma medida adimensional que depende do ângulo de ataque (α), que é a diferença entre a orientação da asa e a direção do fluxo de ar. A relação entre o coeficiente de sustentação e o ângulo de ataque pode ser representada pela curva de polar de sustentação de uma asa específica (ANDERSON, 2016). Portanto, para obter a força de sustentação, é necessário conhecer: a densidade do ar, a velocidade relativa do ar, a área da superfície da asa e o coeficiente de sustentação correspondente

ao ângulo de ataque em consideração. É importante lembrar que essa é uma equação simplificada, e existem outros fatores que podem influenciar a força de sustentação, como a forma da asa, a viscosidade do ar e outros efeitos aerodinâmicos.

O coeficiente de sustentação de uma asa finita pode ser calculado usando uma abordagem simplificada conhecida como teoria de sustentação de circulação finita. Este método é baseado na ideia de que uma asa pode ser aproximada por um conjunto de vórtices, e a circulação desses vórtices é relacionada ao coeficiente de sustentação.

Pode-se encontrar o coeficiente de sustentação (C_l) utilizando do fator de eficiência de Oswald, de acordo com:

$$C_l = \frac{(2\pi AR\alpha)}{1 + \sqrt{1 + \frac{AR\alpha}{\pi e^2}}} \quad (2.2)$$

Onde:

- AR é a razão de aspecto da asa (relação entre a envergadura e a corda média);
- α é o ângulo de ataque da asa (ângulo entre a direção da velocidade relativa do ar e a corda da asa);
- e é a eficiência da envergadura da asa (normalmente assume-se um valor entre 0,8 e 0,9).

Além disso, o coeficiente de sustentação também é afetado por outros fatores, como o perfil aerodinâmico da asa, o número de Reynolds, a viscosidade do ar, entre outros. Esses fatores podem exigir ajustes ou correções adicionais na fórmula básica, dependendo da precisão desejada para a análise (ANDERSON, 2016) (MCLEAN, 2013).

2.3.2 Coeficiente de Momento

O coeficiente de momento (C_m) é uma medida do momento em torno de um ponto de referência, geralmente o centro de gravidade, de uma aeronave ou objeto aerodinâmico. O cálculo do coeficiente de momento envolve a consideração do momento devido à sustentação, arrasto e outros efeitos aerodinâmicos.

$$C_m = \frac{\rho V^2 S c}{2} \quad (2.3)$$

Onde, c é a corda média aerodinâmica.

2.4 Eficiência Aerodinâmica

O coeficiente aerodinâmico do arrasto induzido para o caso ideal de uma asa plana é demonstrado abaixo, sendo que S é a área da asa e o b é a envergadura e a razão de aspecto ou "aspect ratio" AR .

$$C_{Di} \sim C_L^2 \frac{S}{b^2} = \frac{C_L^2}{AR} \quad (2.4)$$

Todavia, no caso de uma asa não plana ou com a distribuição de carga não linear o arrasto induzido será diferente do caso ideal e é indispensável o emprego de um fator de eficiência, e (MCLEAN, 2013).

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{AR\pi e} \quad (2.5)$$

Outro fator de eficiência é chamado de fator de eficiência de Oswald, e_0 , que considera a variação do coeficiente de sustentação no arrasto total (MCLEAN, 2013), desta forma o coeficiente de arrasto total fica descrito, como:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{AR\pi e_0} \quad (2.6)$$

Daniel Raymer empiricamente expressou o fator de eficiência de Oswald utilizando dados históricos de aeronaves que possuíam asas retas, Raymer obteve a seguinte expressão:

$$e_0 = 1,78(1 - 0,045AR^{0,68}) - 0,64 \quad (2.7)$$

A visão clássica de uma aeronave em voo indica que há quatro tipos de forças atuantes: de sustentação (lift), de arrasto (drag), peso e de impulsão. A sustentação e o arrasto são forças que dependem das características aerodinâmicas do escoamento.

É elementar perceber que a razão entre essas duas forças aerodinâmicas corresponde à eficiência de uma asa, visto que quando maior for a razão representa uma grande produção de sustentação com um arrasto pequeno. Em outras palavras pode presumir que a aeronave tem maior capacidade de carga e é necessário menos combustível para gerar impulso. A razão entre as forças aerodinâmicas é descrita por:

$$C_L/C_D = L/D \quad (2.8)$$

Portanto a eficiência da asa pode ser expressada como função do arrasto total.

$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{C_L}{(C_{D_0} + C_L^2/AR\pi e_0)} \quad (2.9)$$

Com o proposito de determinar o valor da maior eficiência é necessário encontrar o valor máximo da equação em relação a C_L , logo aplica-se a o teste da derivada.

$$\frac{d}{dC_L}(C_L/C_D) = \frac{C_{D_0} + C_L^2/AR\pi e_0 - C_L[2C_L/(AR\pi e_0)]}{(C_{D_0} + C_L^2/AR\pi e_0)^2} = 0 \quad (2.10)$$

Realizando as devidas simplificações é possível encontrar:

$$C_{D_0} = C_L^2/AR\pi e_0 \quad (2.11)$$

Logo para o caso onde a razão entre a sustentação e o arrasto o coeficiente de sustentação é dado por:

$$C_L = \sqrt{AR\pi e_0 C_{D_0}} \quad (2.12)$$

Substituído o valor do coeficiente do coeficiente de sustentação encontrado é possível encontrar eficiência máxima.

$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{(\pi e_0 AR C_{D_0})^{1/2}}{2C_{D_0}} \quad (2.13)$$

2.5 Princípio da Continuidade e Conservação de massa

Partindo do principio que a massa não pode ser criada e nem destruída. Considerando uma região de um escoamento, o ρ é a massa específica do fluido, V é o volume. A taxa do aumento de massa é dada por:

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho dV = \int_V \frac{\partial \rho}{\partial t} dV \quad (2.14)$$

Onde o termo abaixo representa a derivada temporal.

$$\frac{\partial}{\partial t} \quad (2.15)$$

Dessa forma pode-se escrever a taxa do fluxo de massa.

$$\int_A \rho u dA \quad (2.16)$$

Onde u é a velocidade do fluido e dA é a área de um elemento na direção a superfície, deste modo é possível escrever a equação de conservação de massa.

$$\int_V \frac{\partial \rho}{\partial t} dV = - \int_A \rho u dA \quad (2.17)$$

Utilizando do teorema de Gauss, que transformar a integral de superfície em uma integral de volume, na equação 2.17 comete o surgimento do símbolo de divergente na equação.

$$\int_A \rho u dA = \int_V \nabla \cdot (\rho u) dV \quad (2.18)$$

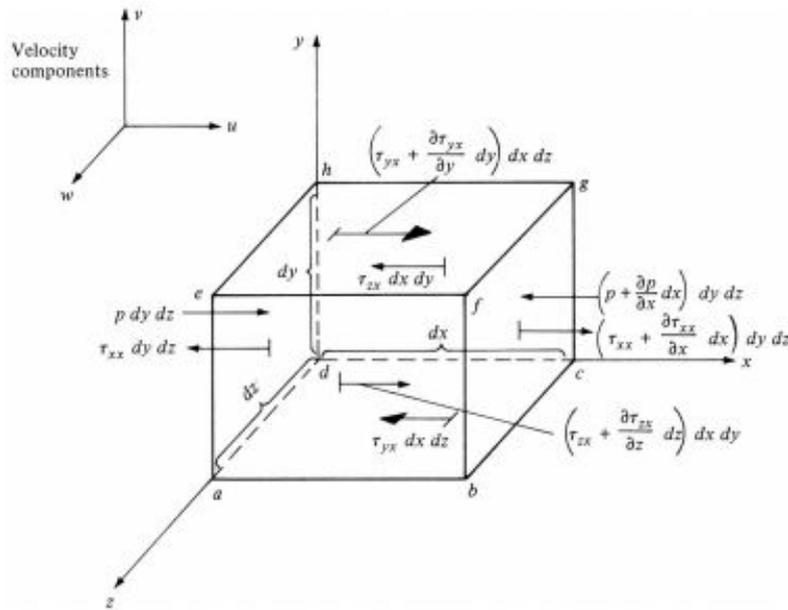


Figura 9 – Elemento infinitesimal de um fluido em movimento (ANDERSON, 2007).

Logo a equação da continuidade em sua forma geral pode ser escrita como:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u) = 0 \quad (2.19)$$

2.6 Equação de Navier-Stokes Conservação do Momento

A partir da observação de um fenômeno físico, como o escoamento de um fluido sobre uma superfície, é possível representá-lo de outra forma com o intuito de recriá-lo ou prever características do mesmo. A modelagem de um sistema geralmente possui simplificações, essas que em alguns casos sustentam a possibilidade de descrever o fenômeno com uma qualidade aceitável. No caso exemplificado acima, as equações de Navier-Stokes podem descrever um escoamento com precisão, vale ressaltar que essas não são validas em todo momento, pois a incerteza causada pela vorticidade do escoamento muda as suas características.

As equações de Navier-Stokes podem representar um escoamento com uma fidelidade aceitável (MCLEAN, 2013), as equações de NS são um conjunto de equações parciais diferenciais não lineares que dependem do tempo e do espaço. Elas podem ser obtidas através da aplicação da segunda lei de newton para fluidos.

Considere um elemento infinitesimal de um fluido em movimento, como é demonstrado na figura 9, aplicando a segunda lei de newton para esse elemento na componente x , temos:

$$F = m * a \quad (2.20)$$

Considerando somente a componente x a somatória de todas as forças atuantes no elemento na direção x , negligenciando as forças de superfícies e adotando que as únicas forças atuantes no elemento são causadas pela pressão e os efeitos viscosos essa somatória pode ser escrita como:

$$F_x = [p - (p + \frac{\partial p}{\partial x})dx]dydz + [(\tau_{xx} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x}dx) - \tau_{xx}]dydz + [(\tau_{yx} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y}dy) - \tau_{yx}]dxdz + [(\tau_{zx} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z}dz) - \tau_{zx}]dxdy \quad (2.21)$$

Relembrando da seguinte relação $\rho = v/m$ e que o elemento possui um volume infinitesimal, a massa do elemento é dado por:

$$m = \rho dx dy dz \quad (2.22)$$

Lembre-se que a aceleração é a taxa de variação da velocidade, logo para a direção x a aceleração a_x é a taxa de variação ao longo do tempo da velocidade em x que é representada por u .

Como nosso elemento de fluido está em movimento, não podemos aplicar um simples derivada, como estamos observando o elemento que está movimentando junto a linha de corrente como se estivesse parado precisamos utilizar o referencial lagrangiano desta forma outro tipo de derivada é utilizada a substantiva ([ANDERSON, 2007](#)).

$$a_x = Du/Dt \quad (2.23)$$

Combinando as equações acima obtemos para a componente x a equação:

$$\rho \frac{Du}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} \quad (2.24)$$

De forma análoga pode-se obter para as componentes y e z , a equação acima é a equação do momento na direção x . Considerando que $\tau_{xy} = \tau_{yx}$, $\tau_{yz} = \tau_{zy}$, $\tau_{zx} = \tau_{xz}$, τ_{xx} , τ_{yy} e τ_{zz} as equações de NS podem ser escritas como:

Componente x :

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} + \rho \omega \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x}(\lambda \nabla \cdot V + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x}) + \frac{\partial}{\partial y}[\mu(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y})] + \frac{\partial}{\partial z}[\mu(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial \omega}{\partial x})] \quad (2.25)$$

Componente y :

$$\rho \frac{\partial \nu}{\partial t} + \rho u \frac{\partial \nu}{\partial x} + \rho v \frac{\partial \nu}{\partial y} + \rho \omega \frac{\partial \nu}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} [\mu (\frac{\partial \nu}{\partial x} + \frac{\partial \nu}{\partial y})] + \frac{\partial}{\partial y} (\lambda \nabla \cdot V + 2\mu \frac{\partial \nu}{\partial y}) + \frac{\partial}{\partial z} [\mu (\frac{\partial \omega}{\partial y} + \frac{\partial \nu}{\partial z})] \quad (2.26)$$

Componente z:

$$\rho \frac{\partial \omega}{\partial t} + \rho u \frac{\partial \omega}{\partial x} + \rho v \frac{\partial \omega}{\partial y} + \rho \omega \frac{\partial \omega}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial x} [\mu (\frac{\partial \mu}{\partial z} + \frac{\partial \omega}{\partial y})] + \frac{\partial}{\partial y} [\mu (\frac{\partial \omega}{\partial y} + \frac{\partial \nu}{\partial z})] + \frac{\partial}{\partial z} (\lambda \nabla \cdot V + 2\mu \frac{\partial \omega}{\partial z}) \quad (2.27)$$

As equações acima representam a versão completa das equações de NS para qualquer caso não-permanente, compressível, em três dimensões de escoamento (ANDERSON, 2007).

2.7 Relações Termodinâmicas

2.7.1 Equação de Estado Gás Ideal

O modelo de gás ideal simplificar a cinética das partículas do gás de maneira que é possível desprezar a perda de energia oriunda dos choques entre as partículas, esse modelo dedica-se a características macroscópicas dos gases. Por intermédio dessa simplificação do fenômeno e de observações físicas do fenômeno obteve-se uma equação que relacionava o estado de um gás ideal, a lei de Clapeyron (ÇENGEL, 2013).

$$P\nu = RT \quad (2.28)$$

Onde a constante R é a constante universal dos gases perfeitos, P a pressão absoluta, T é a temperatura absoluta e ν é o volume específico.

Esse modelo possui boa precisão em baixas pressões e altas temperaturas, onde a densidade de um gás diminui e dessa forma os choque entre as partículas são menos frequentes. O ar pode ser considerado como um gás perfeito em certas condições de pressão e temperatura com um erro menor do que 1% em seus estados (ÇENGEL, 2013).

2.7.2 Equações de Estado

Considerando um modelo isentrópico, onde a entropia do sistema permanece a mesma durante um processo, e não há a transferência de calor e também a reversibilidade do processo pode-se utilizar a razão entre os calores específicos para descrever as equações de estado. A interação entre a pressão e a massa específica é governada por um conjunto de equações, onde γ é a razão entre calores específicos e M é o número de Mach do escoamento.

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v} \quad (2.29)$$

$$M = \frac{u}{a} \quad (2.30)$$

Onde C_p é o calor específico a pressão constante e C_v é o calor específico a volume constante. Já para a equação do número de Mach, u é a velocidade e a é a velocidade local do som.

Considerando o ar como um gás perfeito, e o escoamento em regime permanente pode aplicar as equações abaixo, note que há uma relação entre as características locais (pressão, temperatura e densidade) com as de estagnação.

$$\frac{T}{T_t} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{-1} \quad (2.31)$$

$$\frac{p}{p_t} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{-\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2.32)$$

$$\frac{\rho}{\rho_t} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{-1}{\gamma - 1}} \quad (2.33)$$

2.8 CFD - Computational Fluid Dynamics

A utilização da computação para resolver problemas aerodinâmicos é feita desde o século passado ([DRIKAKIS D. KWAK, 2016](#)), CFD é um método numérico bastante utilizado para solucionar problemas aerodinâmicos, a análise através desse método complementa o método através do experimento, se tornou um forma importante para o desenvolvimento de projetos ([CHATTOT, 2015](#)). E atualmente é uma parte indispensável para o design de uma aeronave. Com a ajuda de um software de CFD, Ansys Fluent, será realizado simulações dos escoamentos sobre as asas com diferentes configurações de winglets com o intuito de comparar os coeficientes e forças aerodinâmicas presentes no escoamento.

2.9 Ansys Fluent

O Ansys Fluent resolve as equações de Conservação de massa e de Conservação de momento para todos os tipos de escoamento. Entretanto para escoamento que possuem uma transferência de calor e/ou compressibilidade é necessário outro tipo de equação a de Conservação de energia. Além da compressibilidade para a análise de escoamentos turbulentos além das equações já citadas há também a resolução de equações do transporte ([ANSYS, 2013](#)).

A equação da conservação do momento pode ser reescrita através das equações descritas na seção Equações de Navier-Stokes ([ANSYS, 2013](#)).

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\vec{v}) + \nabla \cdot (\rho\vec{v}\vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\bar{\tau}}) + \rho\vec{g} + \vec{F} \quad (2.34)$$

Onde p é a pressão estática, $\bar{\bar{\tau}}$ é o tensor de tensão, $\rho\vec{g}$ é a contribuição da força gravitacional e \vec{F} é qualquer outro tipo de força aplicada. O tensor tensão é calculado por:

$$\bar{\bar{\tau}} = \mu(\nabla\vec{v} + \nabla\vec{v}^T) - \frac{2}{3}\nabla \cdot \vec{v}I \quad (2.35)$$

Onde μ é a viscosidade molecular, I é a matriz identidade.

2.9.1 Modelos de escoamento turbulentos

2.9.1.1 O modelo $k - \varepsilon$ standart

O modelo $k - \varepsilon$ standart é uma modelagem matemática em CFD para simular as características de um escoamento turbulento, o modelo $k - \varepsilon$ foi construído com um foco no mecanismo que influencia a energia cinética de turbulência k e a taxa de dissipação ε , esse modelo foi proposto por Launder e Spalding (ASHRAFI; SEDAGHAT, 2014), e são recomendadas para um escoamento totalmente turbulento(ANSYS, 2013).

Equação para energia cinética turbulenta:

$$\frac{\delta}{\delta t}(pk) + \frac{\delta}{\delta x_i}(pk u_i) = \frac{\delta}{\delta x_j}[(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k})\frac{\delta k}{\delta x_j}] + G_k + G_b - p\varepsilon - Y_M + S_k \quad (2.36)$$

Equação para dissipação:

$$\frac{\delta}{\delta t}(p\varepsilon) + \frac{\delta}{\delta x_i}(p\varepsilon u_i) = \frac{\delta}{\delta x_j}[(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon})\frac{\delta \varepsilon}{\delta x_j}] + C_{1\varepsilon}\frac{\varepsilon}{k}(G^k + C_{3\varepsilon}G_b) - C_{2\varepsilon}\rho\frac{\varepsilon^2}{K} + S_\varepsilon \quad (2.37)$$

Onde σ_ε e σ_k são número de Prandtl turbulento do escoamento para k e ε , respectivamente. V_i a componente da velocidade do escoamento, Y_m é a contribuição da dilatação flutuante do escoamento, G_k representa a energia cinética de turbulência gerada pelos gradiente de velocidade do escoamento e G_b a energia cinética de turbulência gerada pela flutuabilidade. A_1, A_2, A_3 são constantes e μ_t viscosidade de turbulência e μ a viscosidade. Já os termos S_{ke} S_ε são termos atribuídos na modelagem (ANSYS, 2013).

2.9.1.2 O modelo $k - \omega$ Standart

O modelo $k - \omega$ é um modelo empírico baseado nas equações de transporte para a energia cinética turbulenta k e a taxa de dissipação específica ω que também pode ser descrita como razão entre ε e k . Esse modelo foi modificado durante os anos e recebeu melhorias e modificações para aumentar a sua precisão(ANSYS, 2013).

As equações para esse modelo estão dispostas abaixo: Equação para energia cinética turbulenta k :

$$\frac{\delta}{\delta t}(pk) + \frac{\delta}{\delta x_i}(pk u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j}) + G_k - Y_k + S_k \quad (2.38)$$

Equação para a taxa de dissipação específica ω

$$\frac{\delta}{\delta t}(p\omega) + \frac{\delta}{\delta x_i}(p\omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j}) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (2.39)$$

2.9.1.3 O modelo $k - \omega$ SST

O modelo $k - \omega$ SST é bastante similar ao modelo $k - \omega$ Standart a diferença entre os eles por causa de duas características do modelo $k - \omega$ SST. A primeira dá-se na mudança gradual entre o modelo $k - \omega$ na região interior da camada limite, no caso próximo a asa, para um modelo $k - \varepsilon$ em regiões mais afastadas da camada de limite, onde o escoamento é totalmente turbulento (ANSYS, 2013). A segunda características que difere os modelos é a formulação na viscosidade para considerar os efeitos cisalhantes nas equações de transporte, por esse motivo o modelo recebeu o nome de SST Shear-Stress Transport.

As equações para esse modelo estão dispostas abaixo: Equação para energia cinética turbulenta k :

$$\frac{\delta}{\delta t}(pk) + \frac{\delta}{\delta x_i}(pk u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j}) + G_k - Y_k + S_k \quad (2.40)$$

Equação para a taxa de dissipação específica ω

$$\frac{\delta}{\delta t}(p\omega) + \frac{\delta}{\delta x_i}(p\omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j}) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (2.41)$$

Onde G_k representa a energia cinética de turbulência, da mesma maneira que no modelo $k - \omega$ Standart. G_ω denota a geração da taxa de dissipação específica ω . Γ_k e Γ_ω representam a difusividade de k e ω já Y_k e Y_ω representam a dissipação de k e ω devido a turbulência. Os termos $S_{k\epsilon}$ e S_ϵ são termos atribuídos na modelagem. O termo D_ω representa a difusão entre os métodos de $k-\epsilon$ e $k-\omega$ (ANSYS, 2013).

$$D_\omega = 2(1 - F_1)\rho \frac{1}{\omega \sigma_{\omega,2}} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (2.42)$$

Parte II

Metodologia e Desenvolvimento

3 Metodologia

3.1 Aspectos sobre design de um produto aeronáutico

O projeto de um modelo de aeronave começa muito antes do seu primeiro voo, como é dito em *Introduction to Aeroautics: A Design Perspective* "Engenheiros vivem pela oportunidade de projetar uma aeronave e após anos de trabalho vê-lá voar" (BRANDT R. J. STILES, 1953). Esse trabalho árduo sofre várias alterações durante o tempo, essas alterações no projeto podem mudar até mesmo a seu sucesso futuro, com intuito de produzir um produto que atenda a missão e aos requisitos mínimos e que haja um consenso no design o método científico é utilizado.

Essa mesma perspectiva pode-se aplicada em um projeto de winglets, além de utilizar o método científico, que é o cerne de projetistas, os objetivos desse trabalho não depende somente do o que o modelo consegue cumprir mas também dos aspectos relacionados ao tempo.

O projeto inicia-se com a definição da missão do projeto, o propósito que justifica o design (HOWE, 2000), assim como os requisitos e capacidades esperadas do projeto. Como é de se esperar o custo para o desenvolvimento e construção de um novo design é elevado como uma forma de reduzir os desperdício deve-se evitar mudanças na missão e os requisitos mínimos, mas deve-se reconhecer que aeronaves, e dessa forma em sua aerodinâmica, possuem capacidades e limitações inerentes (STINTON, 1966).

3.1.1 Requisitos

O lançamento de um novo projeto de aeronave acompanha a percepção de um necessidade além da capacidade de alguma aeronave existente, geralmente um novo projeto aeronáutico é necessário devido ao fim da vida útil da aeronave ou o seu design é obsoleto em relação aos novos modelos (HOWE, 2000). Em alguns casos um novo design é necessário devido a uma nova oportunidade de mercado, como demonstrado na definição do problema a crescente preocupação com as emissões de dióxido de carbono impulsionou o mercado a realizar retrofit em modelos de aeronaves antigos para aumentar sua eficiência.

A identificação dos requisitos e tarefas que o produto precisar exercer geralmente pode vim do feedback dos: operadores, pilotos, donos das aeronaves, centros de manutenção , etc. Outra fonte para os requisitos podem vim da própria fabricante através da sua leitura de mercado e sua filosofia. Os requisitos podem ser classificados entre: Requisitos de performance, requisitos de voo e requisitos estruturais (HOWE, 2000).

Os requisitos de performance são o desempenho que a aeronave deve apresentar, eles podem ser requisitos como distância para pouso e decolagem, consumo de combustível, etc. No caso desse trabalho o requisito principal de performance é a diminuição do arrasto

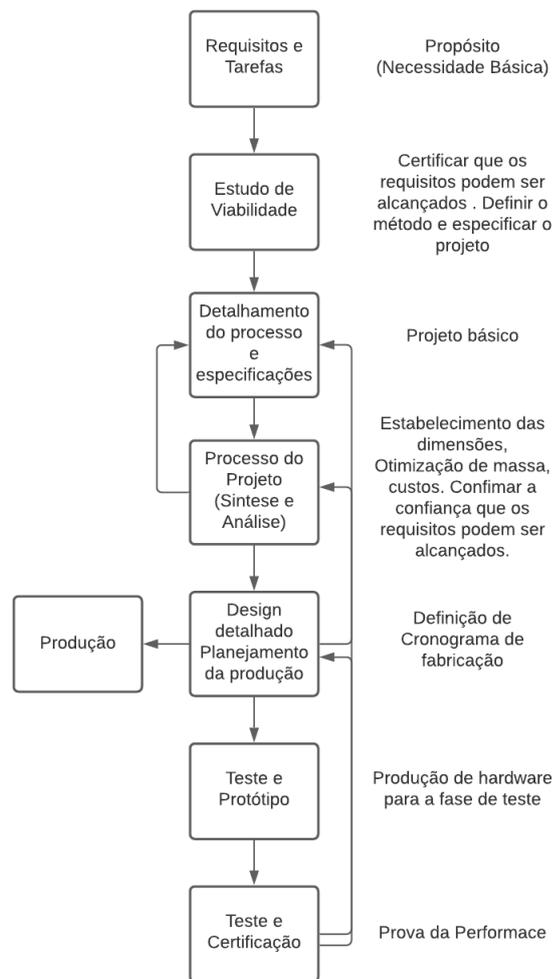


Figura 10 – Diagrama do processo de design (HOWE, 2000).

induzido. Já os requisitos de voo estão relacionados com a operação da aeronave e inclui nesse tipo: estabilidade estática, estabilidade dinâmica e controle da aeronave. Enquanto que o último tipo, requisitos estruturais, estão relacionados com os requisitos da estrutura em questão da sua rigidez e os esforços (HOWE, 2000).

3.1.2 Estudo de Viabilidade

Durante as primeiras fases do design o trabalho é encontrar o melhor conceito possível, a utilização de simulações é essencial (BRANDT R. J. STILES, 1953) para determinar a melhor configuração de asa.

Dentro desse estudo de viabilidade designs preliminares são feitos com intuito de: analisá-los, verificar se os mesmos cumprem com os requisitos e qual dentre eles, é a melhor opção para ser otimizada.

Essa tese é focada no estudo de viabilidade se a modificação na asa com a adição

de winglets irá apresentar uma performance maior no que se diz em respeito as características aerodinâmicas, portanto o uso de simulações para as comparações entre os designs propostos faz indispensável.

3.1.3 Método Científico

Através da figura 10 fica implícito o uso do método científico na busca por um novo design aeronáutico, o método científico pode-ser descrito da seguinte forma (BRANDT R. J. STILES, 1953):

- Definição do problema inicial A definição do problema inicial no caso do desenvolvimento de um produto aeronáutico está ligado aos requisitos e as tarefas que esse produto será encarregado.
- Reunir dados sobre o problema
- Criar uma hipótese
- Descrever testes para hipótese
- Realizar testes
- Confrontar os resultados dos testes com a hipótese, se a hipótese não conseguir descrever os resultados dos testes retorne ao segundo passo.

Como foi demonstrado no primeiro capítulo dessa tese os dois primeiros tópicos já foram expostos, desta forma é necessário descrever como serão realizados o testes para a hipótese.

3.2 Sistemática

Seguiu-se os seguintes passos para obtenção dos resultados:

- Criação do modelo 3D.
- Geração da malha através do Ansys, seguindo o esquema da figura 11.
- Iniciação do escoamento utilizando um modelo do ar incompressível e de gás perfeito com courant number igual a 1 nas primeiras 100 interações, após o fim das 100 interações alterou-se o courant number para 3 e prosseguir até o calculo da próximas 1900 interações .

- Aplicação de um modelo de turbulência $k-\omega$ SST com interpolação dos dados obtidos na simulação incompressível, cálculo das próximas 100 iterações com *courant number* igual a 1, ao fim mudança para *courant number* 3 e cálculo de mais 100 iterações e por fim alteração para *courant number* 5 e cálculo das próximas 1300 iterações .
- Obtenção dos resultados das simulação.
- Análise dos dados obtidos.

Após a confecção do CAD e do volume de controle no Fusion 360® transferiu para o Ansys®2023 R1 por meio do formato .iges o volume de controle dos modelos de asa. Utilizando-se de métodos de refinamento como *sizing*, para obtenção de um número de elementos compatível com o modelo de turbulência e após inspeção visual do modelo e verificação de número de elementos alimentou o módulo Fluent do Ansys® com a malha do volume de controle. Conforme o diagrama da figura 11.

3.2.1 Modelo 3D

O modelo 3D da asa deu-se por meio dos dados obtidos no 525 Maintenance Manual da Textron Aviation e a utilização da ferramenta Fusion 360 da AutoDesk®. Esse software de CAD - Computer Aided Design, oferece uma série de ferramentas de extensões, inclusive para criação dos pontos de aerofólios, no qual fez-se uso para a obtenção da asa e winglets utilizando dos pontos da geometria do aerofólio.

3.2.2 Malha

A produção da malha é o passo mais importante quando é utilizado o método de CFD, uma malha que reproduza bem o escoamento e que ao mesmo tempo possua um custo de processamento adequado é essencial. Quanto maior o número de elementos ou células, maior é o tempo para o processamento e portanto há uma elevação no custo para a computação dos dados, a mesma relação ocorre para o caso de uma malha com pouco elementos, ela terá um custo de processamento menor mas a qualidade será também inferior em relação a uma malha com muitos elementos. Logo deve-se encontrar um ponto de equilíbrio entre o número de elementos e o custo de processamento, ou seja, da capacidade de analisar a malha e o refinamento da mesma. As malhas são estruturas que discretizam o domínio em pequenos elementos, permitindo a resolução das equações Navier-Stokes, Continuidade, Conservação de Massa, Energia e Estado, para os escoamentos em caso de turbulência há adição na resolução para o modelo de turbulência.

Existem diferentes tipos de formatos de malhas que podem ser utilizados em CFD, sendo que cada um tem suas próprias características e aplicações. Alguns dos formatos de

malhas mais comuns são: Malha estruturadas, Malhas não-estruturadas, Malhas híbridas e Malhas adaptativas.

- Malha estruturada: Nesse tipo de malha, os elementos (células) são dispostos de forma regular e organizada, geralmente seguindo linhas retas. As malhas estruturadas são eficientes para problemas com geometrias simples e simetria, mas podem ser difíceis de gerar em geometrias complexas.
- Malha não-estruturada: As malhas não-estruturadas não seguem uma estrutura regular. Os elementos podem ter formas arbitrárias, e sua conectividade não segue um padrão fixo. Esse tipo de malha é mais flexível e pode ser aplicado em geometrias complexas, permitindo uma boa adaptação às formas irregulares. No entanto, a organização dos cálculos em malhas não-estruturadas pode ser mais complexa e menos eficiente em relação às malhas estruturadas.
- Malha híbrida: Elas são combinações de malhas estruturadas e não-estruturadas e são usadas para aproveitar as vantagens de ambos os tipos de malhas. Por exemplo, uma malha estruturada pode ser usada em uma região onde a geometria é mais simples, enquanto uma malha não-estruturada pode ser usada em uma região mais complexa o que permite uma boa representação da região de interesse e diminuição no número de elementos e células.
- Malha adaptativa: É gerada por meio de refinamento ou alteração em partes específicas da região de interesse com base nas características do escoamento. A malha adaptativa pode melhorar a precisão dos resultados e reduzir os recursos computacionais necessários.

O diagrama da figura 11 demonstra como a simulação do projeto decorreu desde a criação da representação computacional da geometria, até a aquisição dos dados.

3.3 Equipamentos Utilizados

Foram utilizados para esta tese dois equipamentos, um desktop e um notebook, a comunicação entre esses dois equipamentos realizou-se de três formas: Mídia física (pen drive), utilizando armazenamento na nuvem com a utilização da ferramenta One Drive e utilizando armazenamento na nuvem do software Fusion 360 ®.

A descrição dos equipamentos segue abaixo.

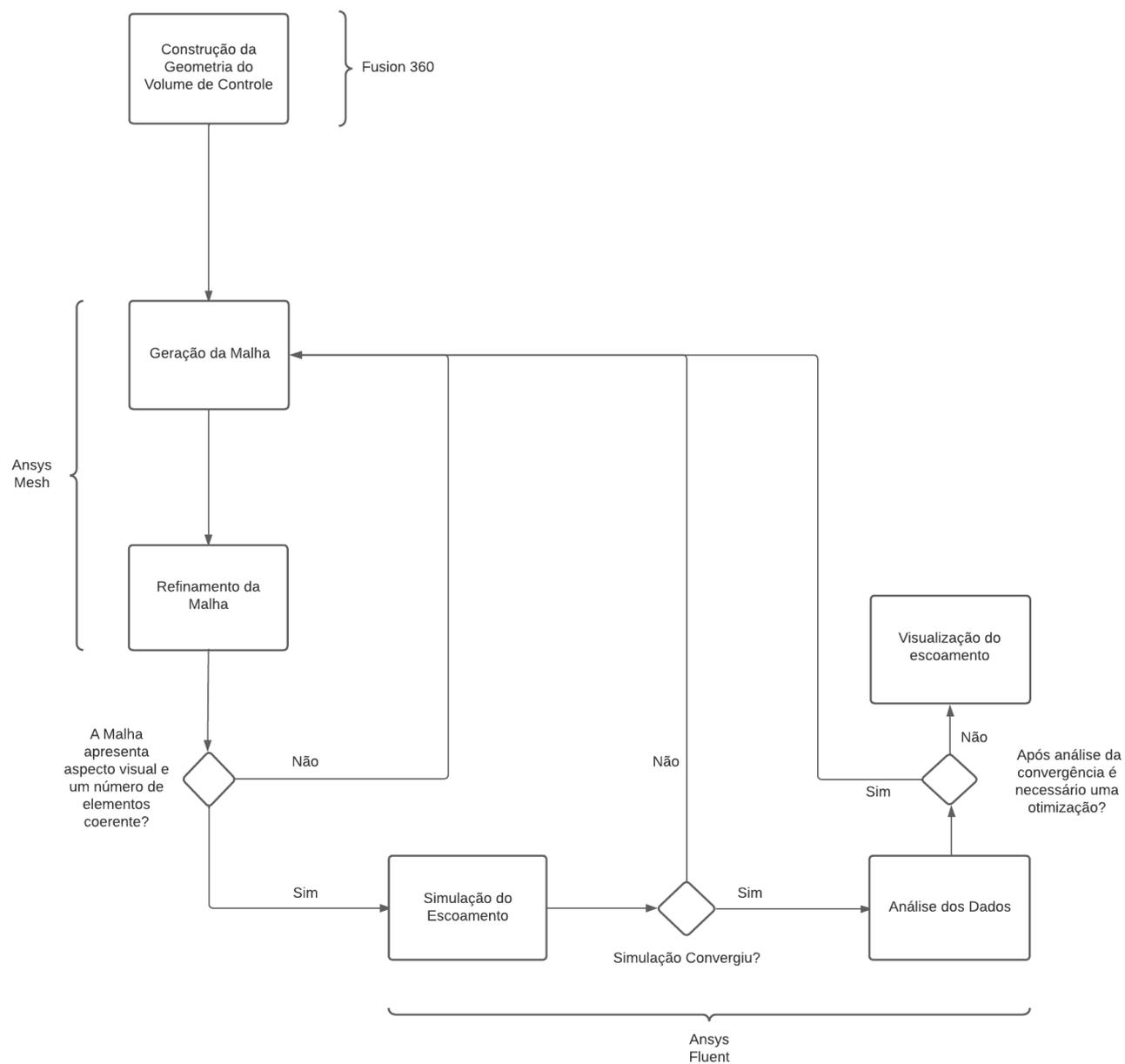


Figura 11 – Diagrama do processo de simulação.

	Equipamento 1 (Notebook)	Equipamento 2 (Desktop)
Processador	Intel®Core I5-8250U 1,60 GHz 1,80 GHz	AMD Ryzen 7 1800X 3,80 GHz
Mémoria Ram	8,00 GB	16,00 GB (Utilizável 15,88 GB)
Armazenamento	950 GB	1,213 TB
Placa de Vídeo	Nvidia®GeForce MX150 2GB Vram	Nvidia®GeForce GTX 1070Ti- 8GB Vram
Sistema Operacional	Windows 10 Home	Windows 10 Pro

Tabela 1 – Descrição dos Componentes dos equipamentos

4 Desenvolvimento

4.0.1 Aerofólio NASA HSNLF-0213

A família de aerofólios HSNLF foram geradas com o intuito de obter aerofólios com escoamento laminar de forma natural para velocidades transônicas, desta forma o nome High Speed Natural Laminar Airfoil (SEWALL R. J. MCGHEE, 1987a). O perfil alar do HSNFL-0213 é representado na figura 12.

Através de experimentos realizados no Langley Transonic Tunnel em 1987 verificou que para o número de Mach igual a 0,7 e o número de Reynolds 11 milhões o coeficiente de sustentação do aerofólio foi de 0,26 (SEWALL R. J. MCGHEE, 1987a), os coeficientes aerodinâmicos do perfil estão representados nas figuras 13 e 14, além como dispostos nas tabela 4.0.1 , que representa os coeficientes aerodinâmicos para número de Mach igual a 0,7 e o número de $Re = 11 \cdot 10^6$ e na tabela 4.0.1 que demonstra os número de Mach igual a 0,51 e o número de Reynolds 8 milhões, esses resultados são uma reprodução do trabalho (SEWALL R. J. MCGHEE, 1987b).

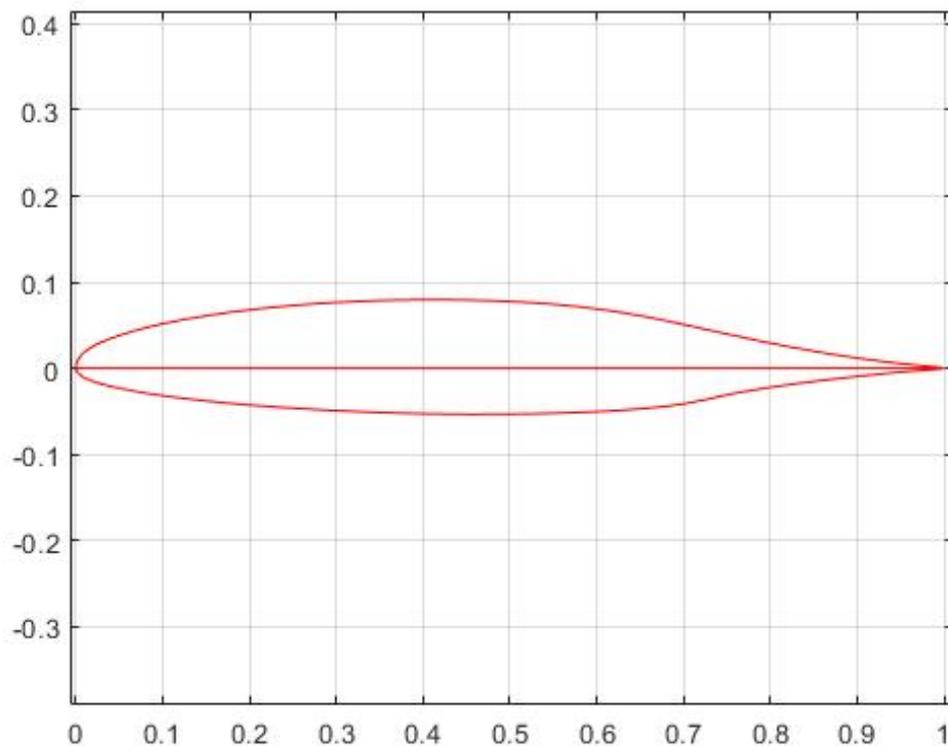


Figura 12 – Perfil Aerofólio NASA HSNLF-0213

Coeficientes Aerodinâmicos $Re = 11 \cdot 10^6$ $M = 0,7$				
Ângulo de Ataque α	Cn	Cm	Cd	Cl
-2,04°	-0,0119	-0,0145	0,00817	-0,0119
-1,04°	0,1221	-0,0173	0,00757	0,1221
-0,51°	0,1939	-0,0189	0,00841	0,1939
-0,05°	0,2531	-0,0194	0,00796	0,2531
0,51°	0,3302	-0,0206	0,00883	0,3302
1,13°	0,4105	-0,0244	0,00896	0,4106
1,49°	0,4585	-0,0224	0,00917	0,4587
2,03°	0,5265	0,0227	0,0095	0,5268

Tabela 2 – Tabela com dados experimentais dos coeficientes aerodinâmicos com $Re = 11 \cdot 10^6$ $M = 0,7$ (SEWALL R. J. MCGHEE, 1987b)

Coeficientes Aerodinâmicos $Re = 8 \cdot 10^6$ $M = 0,51$				
Ângulo de Ataque α	Cn	Cm	Cd	Cl
-0,09°	0,2102	-0,0154	0,00839	0,2102
-0,05°	0,2125	-0,0155	0,00822	0,2125
-0,03°	0,2138	-0,0152	0,00752	0,2138
1,97°	0,4436	-0,0187	0,00836	0,4439
4,02°	0,6705	-0,0215	0,00874	0,6722
4,53°	0,7347	-0,0217	0,00941	0,7370
5,06°	0,7912	-0,022	0,01024	0,7943
5,54°	0,8444	-0,0215	0,01	0,8484
5,99°	0,8895	-0,0201	0,01024	0,8944
6,5°	0,9305	-0,0195	0,01228	0,9365
7,49°	0,9929	-0,0151	0,01705	1,0014
8,02°	1,035	-0,0101	0,0174	1,0452

Tabela 3 – Tabela com dados experimentais dos coeficientes aerodinâmicos com Número Reynoldys 8 milhões e $M=0,51$ (SEWALL R. J. MCGHEE, 1987b)

4.1 Modelos em CAD

A construção dos modelos de asa estudados deram-se após análise das dimensões do modelo 525 da Cessna Aircraft utilizando-se do seu manual de manutenção o 525 Maintenance Manual e o The Incomplete Guide to Airfoil Usage (LEDNICER, 2023). O manual forneceu as dimensões padrões da asa do modelo 525, como envergadura e corda em alguns planos de corte da asa que no manual são denominados Wing Station (WS), foram utilizados desses dados das dimensões como as coordenadas do aerofólio da asa o NASA HSNLF-0213, pois uma versão modificada é utilizada nesse modelo de aeronave de acordo com (LEDNICER, 2023). As figuras 15, 16, 17 e 18 representam os o modelo 3D gerados no Fusion 360 das asas propostas para essa monografia, o desenho técnico desses modelos estão disponíveis em anexo a essa monografia.

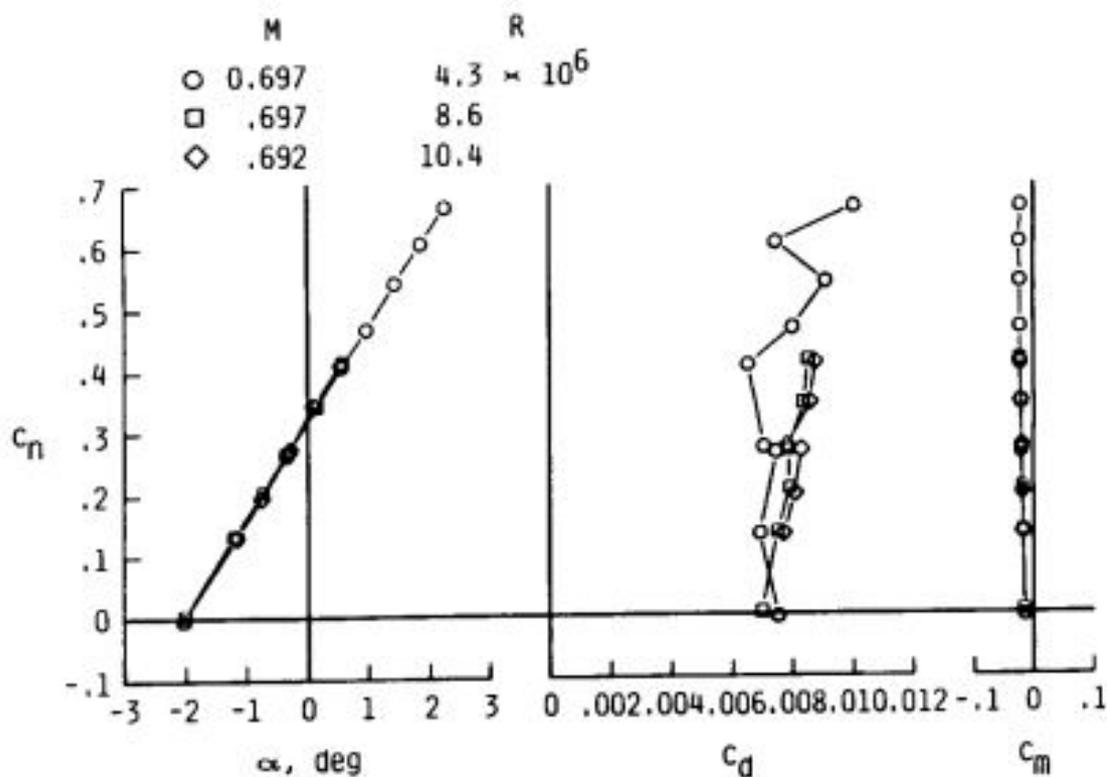


Figura 13 – Coeficientes Aerodinâmicos do NASA HSNLF-0213 (SEWALL R. J. MCGHEE, 1987a)

4.1.1 Dimensões

A seguir na tabela 4 é demonstrado as dimensões de cada modelo de asa que forma desenvolvidos. Todos os modelos possuem a mesma corda na raiz da asa até o comprimento de 279,29 in, onde há modificação na ponta da asa de cada modelo, são elas Asa de Referência (com uma extensão simples da geometria), Asa com Blended Winglets, Asa com Elliptical Winglets e Asa com Split Winglets. As dimensões completas dos modelos estão a seguir:

Considerando os aspectos geométricos é possível estimar o valor do coeficiente de sustentação utilizando do fator de eficiência de Oswald. Por meio da formulação apresentada por Daniel Raymer, vide equação 2.7, calculou-se o valor estimado para tal coeficiente considerando somente os aspectos geométricos das asas, note que para o ângulo igual a zero, não há como determinar por tal formulação o coeficiente esperado. O coeficiente de sustentação estimado C_{L0} é demonstrado na tabela 5.

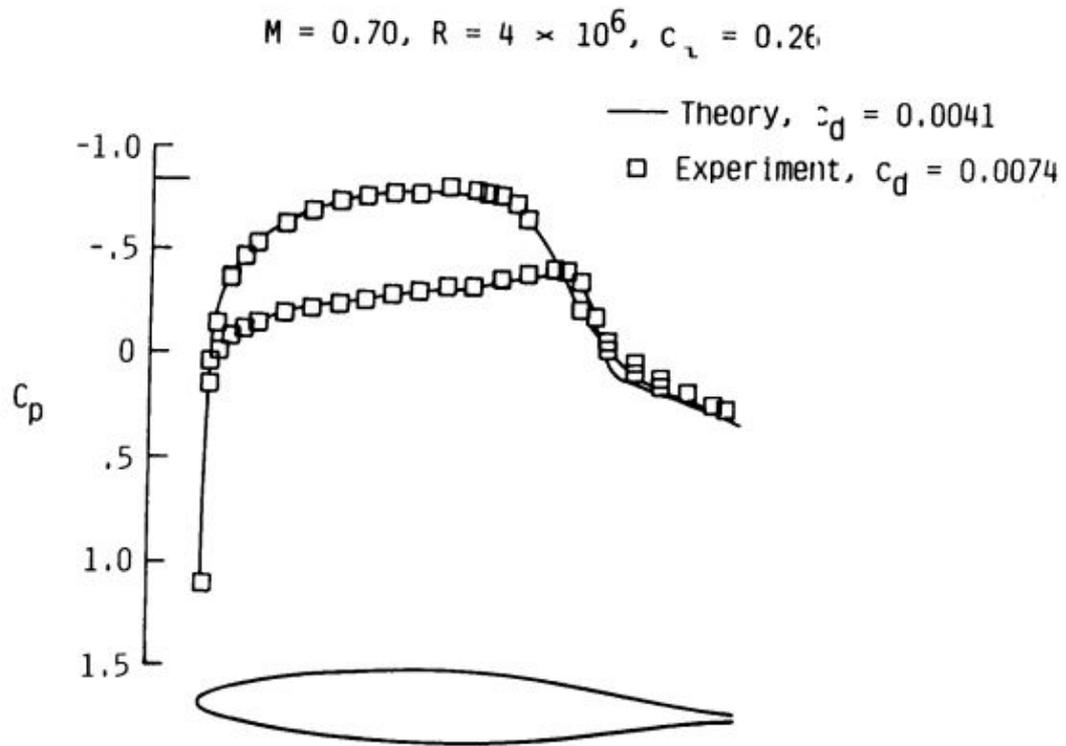


Figura 14 – Coeficiente de pressão e arrasto do Aerofólio NASA HSNLF-0213 (SEWALL R. J. MCGHEE, 1987a).



Figura 15 – CAD Asa Padrão - Vista Isométrica e Vista Lateral



Figura 16 – CAD Asa Blended Winglets - Vista Isométrica e Vista Lateral



Figura 17 – CAD Asa Elliptical Winglets - Vista Isométrica e Vista Lateral



Figura 18 – CAD Asa Split Winglets - Vista Isométrica e Vista Lateral

Modelo de Asa	Corda Raiz da Asa	Corda Ponta da Asa	Corda Winglet	Envergadura	Área da Superfície da Asa	Área da Projetada da Asa
Asa Referência	95,4000 <i>in</i> (2,4232 <i>m</i>)	31,9900 <i>in</i> (0,8125 <i>m</i>)	N/A	288,3480 <i>in</i> (7,3240 <i>m</i>)	36292,3630 <i>in</i> ² (23,4144 <i>m</i> ²)	17844,4950 <i>in</i> ² (11,5126 <i>m</i> ²)
Asa Blended Winglets	95,4000 <i>in</i> (2,4232 <i>m</i>)	31,9900 <i>in</i> (0,8125 <i>m</i>)	20,0500 <i>in</i> (0,5093 <i>m</i>)	290,0070 <i>in</i> (7,3662 <i>m</i>)	41405,5390 <i>in</i> ² (26,7132 <i>m</i> ²)	17948,7290 <i>in</i> ² (11,5798 <i>m</i> ²)
Asa Elliptical Winglets	95,4000 <i>in</i> (2,4232 <i>m</i>)	31,9900 <i>in</i> (0,8125 <i>m</i>)	20,1000 <i>in</i> (0,5105 <i>m</i>)	290,0000 <i>in</i> (7,3660 <i>m</i>)	38270,0040 <i>in</i> ² (24,6903 <i>m</i> ²)	17938,0990 <i>in</i> ² (11,5729 <i>m</i> ²)
Asa Split Winglets	95,4000 <i>in</i> (2,4232 <i>m</i>)	31,9900 <i>in</i> (0,8125 <i>m</i>)	Upper 20,0700 <i>in</i> (0,5098 <i>m</i>) Lower 11,9020 <i>in</i> (0,3023 <i>m</i>)	291,4710 <i>in</i> (7,4034 <i>m</i>)	39468,5180 <i>in</i> ² (25,4635 <i>m</i> ²)	17990,8360 <i>in</i> ² (11,6070 <i>m</i> ²)

Tabela 4 – Dados Geométricos dos Modelos de Asa

4.2 Malha

Após as primeiras interações de geração do domínio da simulação, observou-se que devido as características dos equipamentos utilizados na produção e das limitações do software utilizado, Ansys®2023 R1 versão Student que limita o número de células em

Ângulo de Ataque α	0°	3°	6°	9°	12°
C_{LO} Asa De Referência	0,00000	0,24392	0,48757	0,73068	0,97300
C_{LO} Asa Blended Winglets	0,00000	0,24530	0,49033	0,73482	0,97849
C_{LO} Asa Elliptical Winglets	0,00000	0,24544	0,49060	0,73522	0,97902

Tabela 5 – Coeficiente de sustentação utilizando do fator de eficiência de Oswald C_{LO} para diferentes ângulos



Figura 19 – Dimensão do raio do "Inlet" do Volume de Controle



Figura 20 – Dimensão da aresta do "Outlet" do Volume de Controle

512.000, que a malha estruturada não poderia ser gerada após inúmeras tentativas, desta forma, se optou por utilizar de uma malha não-estruturada e realizar um refinamento perto da superfície da parede da asa.

Conforme exposto na figura 10 após a obtenção da geometria das asas no Fusion 360 exportou-se o arquivo em CAD no formato IGES para o ambiente de malha do Ansys. A malha do volume de controle constitui em um volume no espaço que possui uma forma de C na entrada do escoamento "inlet" que dispõe de um raio com o valor de 40 vezes a corda da raiz da asa, isto é 3827,1590 in (97,2000 m). A espessura desse volume de controle é 600,0000 in (15,2400 m) maior que duas vezes a envergadura média dos modelos com intuito de visualizar a formação e propagação dos vórtices. As arestas da saída do escoamento "outlet" conta com a aresta 80 vezes maior que a corda raiz da asa, ou seja, 7653,5430 in (194,4000 m). As figuras 21, 19 e 20 representam os volumes de controle criados.

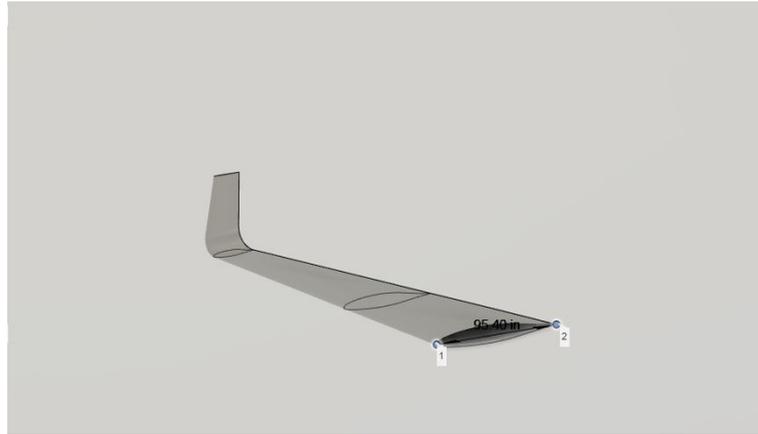


Figura 21 – CAD Volume de Controle próximo a Asa.

Apesar da ferramenta Ansys apresentar uma malha preliminar automática, utilizou-se de ferramentas de sizing para alterar o aspecto da malha próximo das paredes da asa, a dimensão aproximada do elemento próximo as paredes da asa é de 0,0125m, o que produziu uma boa representação da superfície alar no volume de controle, também utilizou o face sizing com um valor de 20 m nas superfícies de entrada de escoamento (inlet), superfície de saída de escoamento (outlet) e paredes laterais do volume de controle. Devido a limitação de elementos que a versão Student do Ansys detém, 512.000 células, utilizou-se de tetraedros para discretizar o volume de controle.

4.3 Condições Iniciais

Para a definição das condições iniciais utilizou-se da consulta em alguns manuais da aeronave Cessna 525, eles foram: 525 Maintenance Manual, Aircraft Flight Manual-AFM, Type Certificate Data Sheet - TCDS. Além dos dados dos experimentos ([SEWALL R. J. MCGHEE, 1987a](#)) e ([VIKEN S. A. VIKEN, 1985](#)). A velocidade a ser utilizada será a com número de Mach igual a 0,7 em concordância com os dados da figura ([SEWALL R. J. MCGHEE, 1987a](#)) e a velocidade máxima do modelo base do "retrofit" que é o Cessna 525.

A maioria do tempo de operação de uma aeronave é na condição de cruzeiro, isto é em uma altitude elevada e com a velocidade com pouca variação. Desda forma, os dados de temperatura do ar para alimentar a simulação foram obtidos por meio da International Standard Atmosphere (ISA), para a altitude aproximada do FL 262, isto é, 26.200 pés ou 8.000 metros, uma altitude de cruzeiro, a temperatura ISA do ar nessa altitude é de $-36,94^{\circ}$, ou 236,21 K.

Essa condições, além dos valores da tabela 4, transcorreram para o Fluent, além da condição inicial da velocidade, gerada após interpolação de velocidade do som na altitude de 8 mil metros, inseriu-se o ângulo de ataque entre a asa e o escoamento, em

Condições Iniciais					
Temperatura Ar	-36,94 ° (236,21 K)				
Velocidade Ar	263,21 m/s				
Altitude	8000 m (26200 ft)				
Massa Específica Ar	0,5258 kg/m ²				
Ângulos de Ataque	0°	3°	6 °	9 °	12°
Componente da Velocidade no Eixo normal (Eixo Y)	0	0,052336	0,104528	0,156434	0,207912
Componente da Velocidade no Eixo axial (Eixo X)	1	0,99863	0,994522	0,987688	0,978148

Tabela 6 – Condições Iniciais da Simulação

uma primeira abordagem o ângulo de ataque de incidência do escoamento com o asa é de 0°, após aquisição dos resultados o ângulo do escoamento variar de 0° a 12°, com o incremento de 3°, com intuito de observar as mudanças e as diferenças nos escoamentos que cada geometria oferece. Os dados iniciais estão dispostos na tabela 6.

5 Resultados e Discussão

5.1 Resultados

Os resultados foram adquiridos após a aplicação das condições iniciais nas malhas e aplicação do modelo de turbulência $k-\omega SST$, utilizando dados de interpolação de um modelo incompressível. Com intuito de obter dados com boa qualidade, utilizou uma pré simulação com a malha com o modelo incompressível do escoamento, os dados do escoamento foram inseridos no modelo de turbulência $k-\omega SST$, como condição inicial.

Após a convergência das simulações, obteve-se as forças aerodinâmicas e os coeficientes aerodinâmicos, Coeficiente de Sustentação, coeficiente de arrasto, coeficiente de momento, utilizando os dados da tabela 4. Além dos coeficientes, foram capturados os contornos de velocidade, pressão e turbulência dos modelos de asa em 3D com o intuito de compará-las entre elas.

Os resultados expostos nessa seção estão focadas para a comparação nos escoamento aerodinâmicos entre os diferentes tipos de configuração de asa.

5.1.1 Asa de Referência

5.1.1.1 Malha do volume de controle da Asa Referência

Concebeu-se a malha para o modelo de asa de referência através das ferramentas de "face sizing" na superfície da asa, que defini o tamanho mínimo da aresta do elemento a ser construído com o tamanho alvo de 0,003 m.

Por meio de configurações, no software Ansys, da taxa de crescimento entre os elementos de cada camada de elementos da asa até o as superfícies de inlet (entrada do escoamento) e outlet (saída de escoamento) com taxa de crescimento de 1.2, a definição de um tamanho máximo da aresta dos elementos que compõe o volume de controle de 5 m, e do ângulo de curvatura normal dos elementos de 18° alcançou a malha com elementos poliedros com 261.949 células e com o total de 1.139.911 nós, de acordo com figuras 22 e 23.

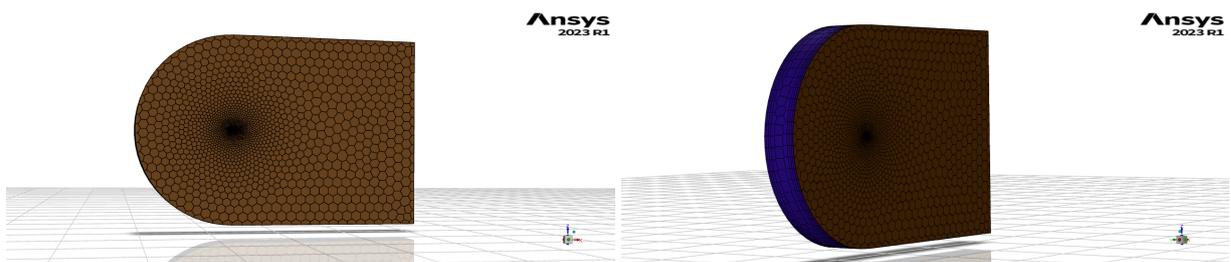


Figura 22 – Malha do Volume de controle Asa de Referência 1.139.911 nós

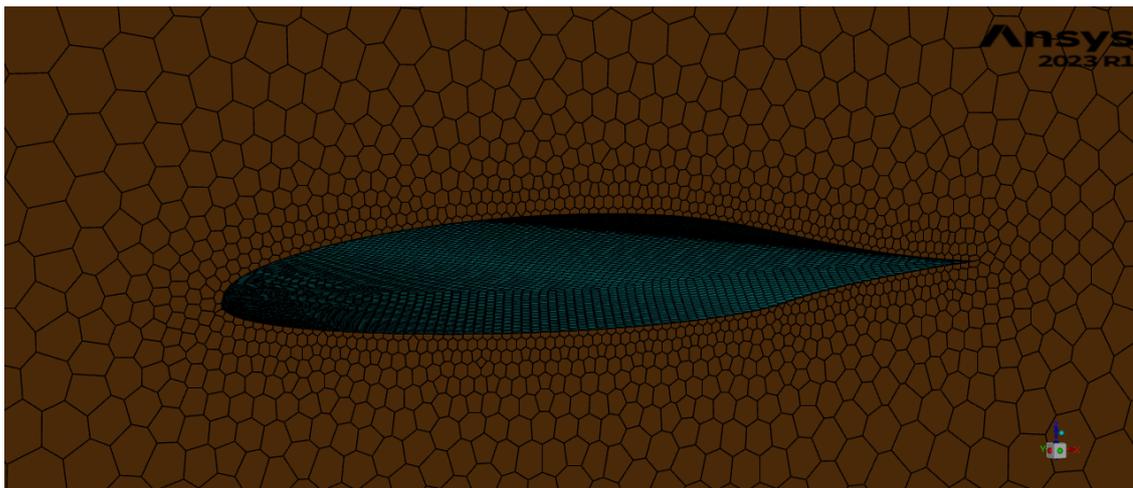


Figura 23 – Zoom malha do Volume de controle Asa de Referência 1.139.911 nós.

5.1.1.2 Convergência da Simulação

A convergência da simulação ocorre quando a diferença entre os valores obtidos das discretizações da equação de continuidade, energia, velocidade no eixo x, velocidade no eixo y e velocidade no eixo z, frequentemente chamado de residuais entre as as última duas interações não gera uma mudança significativa nos resultados.

Observou-se durante a realização das primeiras interações que a simulação convergia para um valor estável em torno da interação 1000, como é demonstrado na figura 24, onde é representado a variação do coeficiente de momento de acordo com o número de interações da simulação, no caso demonstrado a simulação convergiu antes das primeiras mil interações e apresentou um valor similar do coeficiente de momento durante as outras 19 mil interações.

Conforme é explícito na figura 25, a simulação convergiu para um valor antes das 1500 interações. Portanto adotou-se o valor de 1500 interações para aquisição dos valores das forças aerodinâmicas e dos coeficientes aerodinâmicos.

O gráfico dos residuais da simulação, tende a ter o mesmo formato da figura 26, note que a para essa simulação do caso de referência com ângulo de ataque igual a zero, a ordem de grandeza das diferenças a velocidade do escoamento em x, da equação da energia, e da continuidade é menor que 10^{-3} e para a taxa de dissipação específica ω é 10^{-5} . Portanto, para o modelo simulado houve a concordância dos resultados antes do fim da 1.500 interações.

5.1.1.3 Coeficientes Aerodinâmicos da Asa Referência

Por meio da equação 2.1, os dados das tabelas 6 e 4 e os resultados obtidos com as simulação determinou-se os valores dos coeficientes aerodinâmicos para o modelo de

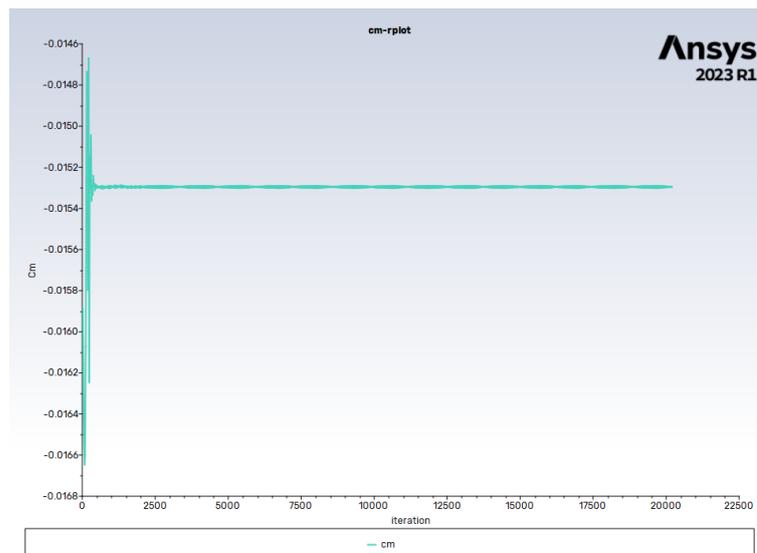


Figura 24 – Valor do Coeficiente de Momento em variação com o número de iterações da simulação com 22000 iterações.

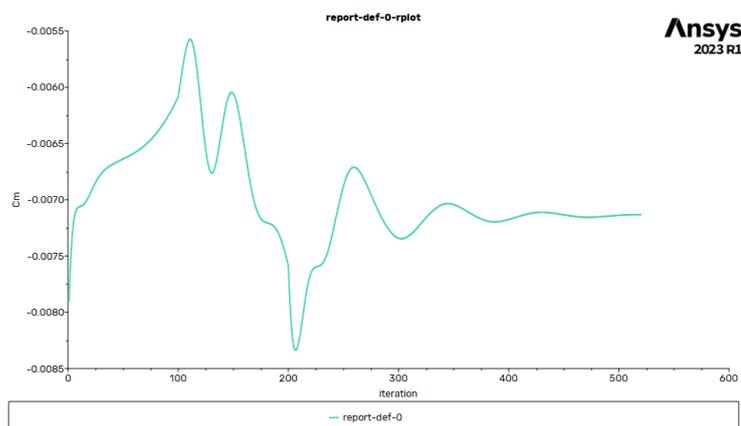


Figura 25 – Valor do Coeficiente de Momento em variação com o número de iterações da simulação com 1500 iterações.

asa finita, os valores computados estão dispostos na tabela 7, de acordo com os dados utilizados como condições iniciais para o escoamento observou-se que o número médio de Reynolds para a simulação é em torno de 20 milhões, apesar da diferença entre o número de Reynolds dos dados obtidos através da simulação e os valores de referência a ordem da grandeza é semelhante, a diferença entre esses dados será discutida mais adiante.

5.1.1.4 Contornos Asa Referência

A fim de observar visualmente como é o comportamento do escoamento simulado foi adquirido através do Ansys os mapas de contornos dos campos de Velocidade, Pressão estática, Pressão Total e intensidade da Turbulência. A seguir nas figuras 28, 27 e 29 são representados os campos do escoamento obtidos das simulações de um plano de referência

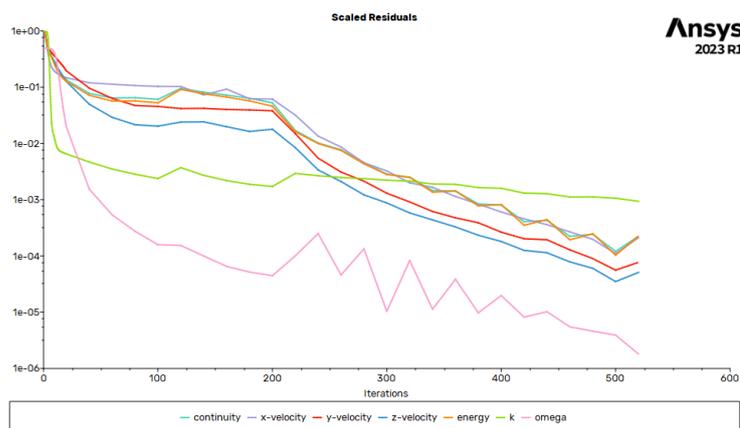


Figura 26 – Residuais variando com o número de interações da simulação com 1.500 interações.

Coeficientes Aerodinâmicos Simulados Asa Referência			
Ângulo de Ataque α	C_M	C_D	C_L
0°	-0,018937	0,032573	0,355048
3°	0,000289	0,005044	1,396145
6°	0,022069	0,055371	2,112028
9°	0,019857	0,056639	2,298161
12°	-0,016712	0,237497	2,286145

Tabela 7 – Dados Simulados Asa de Referência

de 2 metros após o bordo de ataque da asa em duas situações de escoamento com o ângulo de ataque de 3 ° e 9 °. São representados a Magnitude da Velocidade em m/s , Magnitude da pressão total em Pa e Intensidade da turbulência em porcentagem.

Por meio da análise das curvas de contorno apresentadas, é evidente que as visões simplificadas presentes na figura 2.2.4 não representam uma observação do fenômeno real, como é exposto, há sim a rotação do escoamento por completo por todo o corpo, que se desprende no bordo de fuga da asa, vide figura 28, onde com o aumento do ângulo de ataque do escoamento proporciona o avanço da camada limite, o que causa a separação do escoamento e geração de vórtices.

Vale ressaltar conforme a construção do volume de controle e as condições iniciais do problema nas figuras 28 e 27 observa-se que devido a configuração do escoamento houve a interação da camada limite do bordo de fuga da asa com a parede do volume de controle, em ângulos de ataque pequenos essa interação não provocou grandes diferenças nas grandezas de velocidade e pressão. Entretanto, como exibido na figura 29, a interação citada provocou o aumento da camada limite no borda de fuga da asa.

Houve a formação de uma região estagnada ou de fluxo turbulento , de acordo com a figura 29, a mudança drásticas entre as propriedades do escoamento provocadas pelo

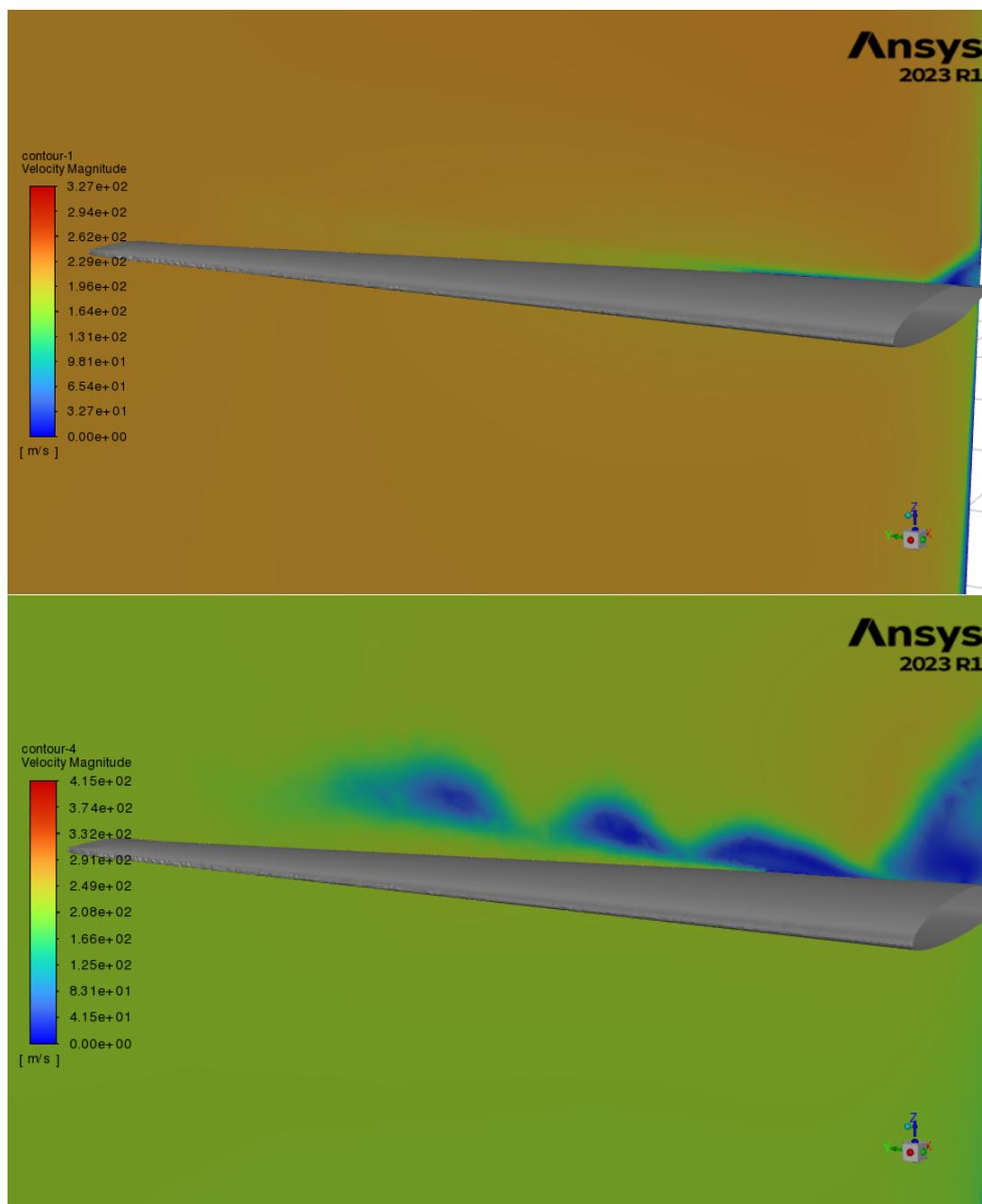


Figura 27 – Curva de Contorno do Campo Magnitude de Velocidade - Acima : Ângulo de ataque 3 ° Abaixo - Ângulo de ataque 9 °.

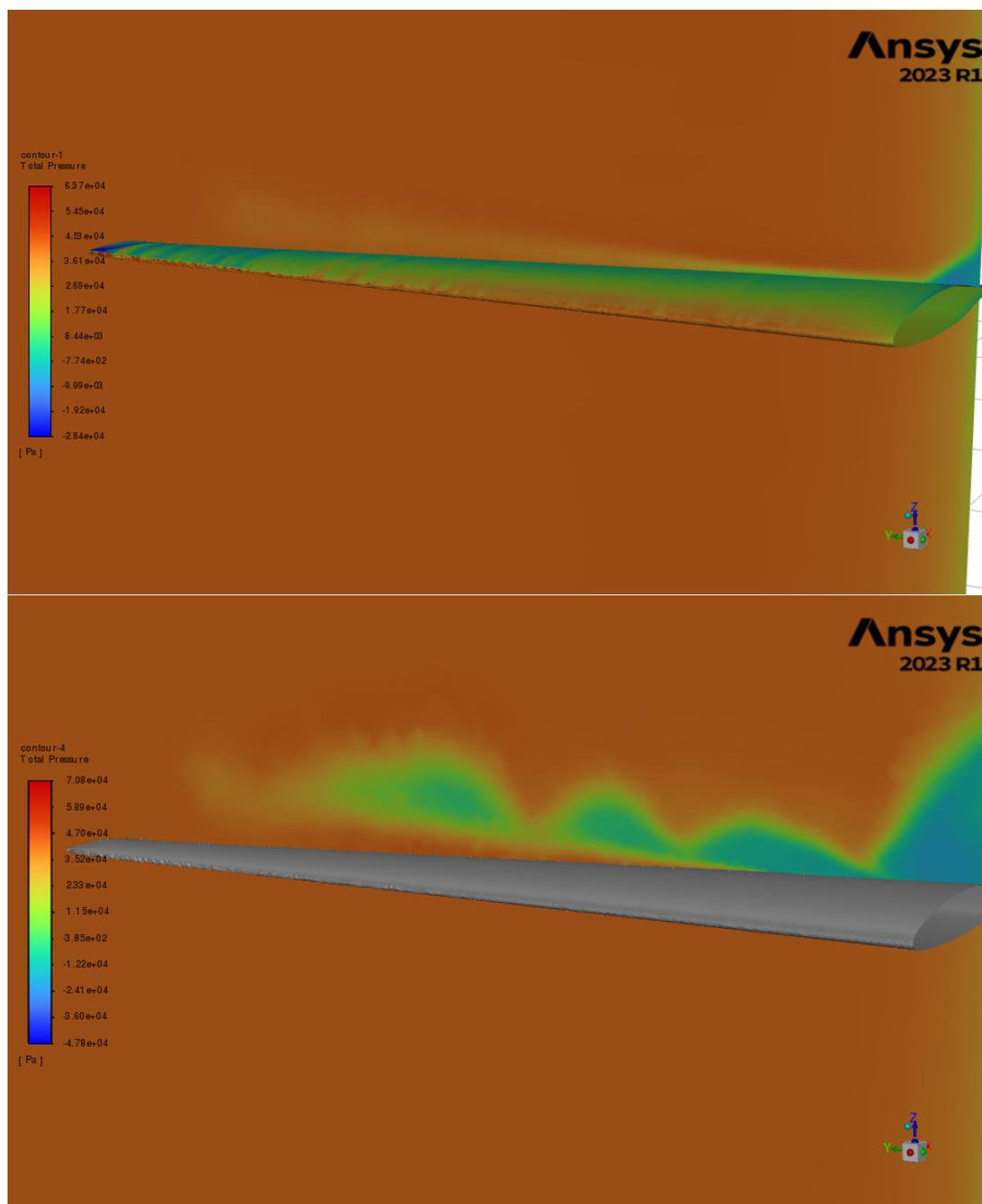


Figura 28 – Curva de Contorno do Campo Pressão Total - Acima : Ângulo de ataque 3 °
 Abaixo - Ângulo de ataque 9 °.

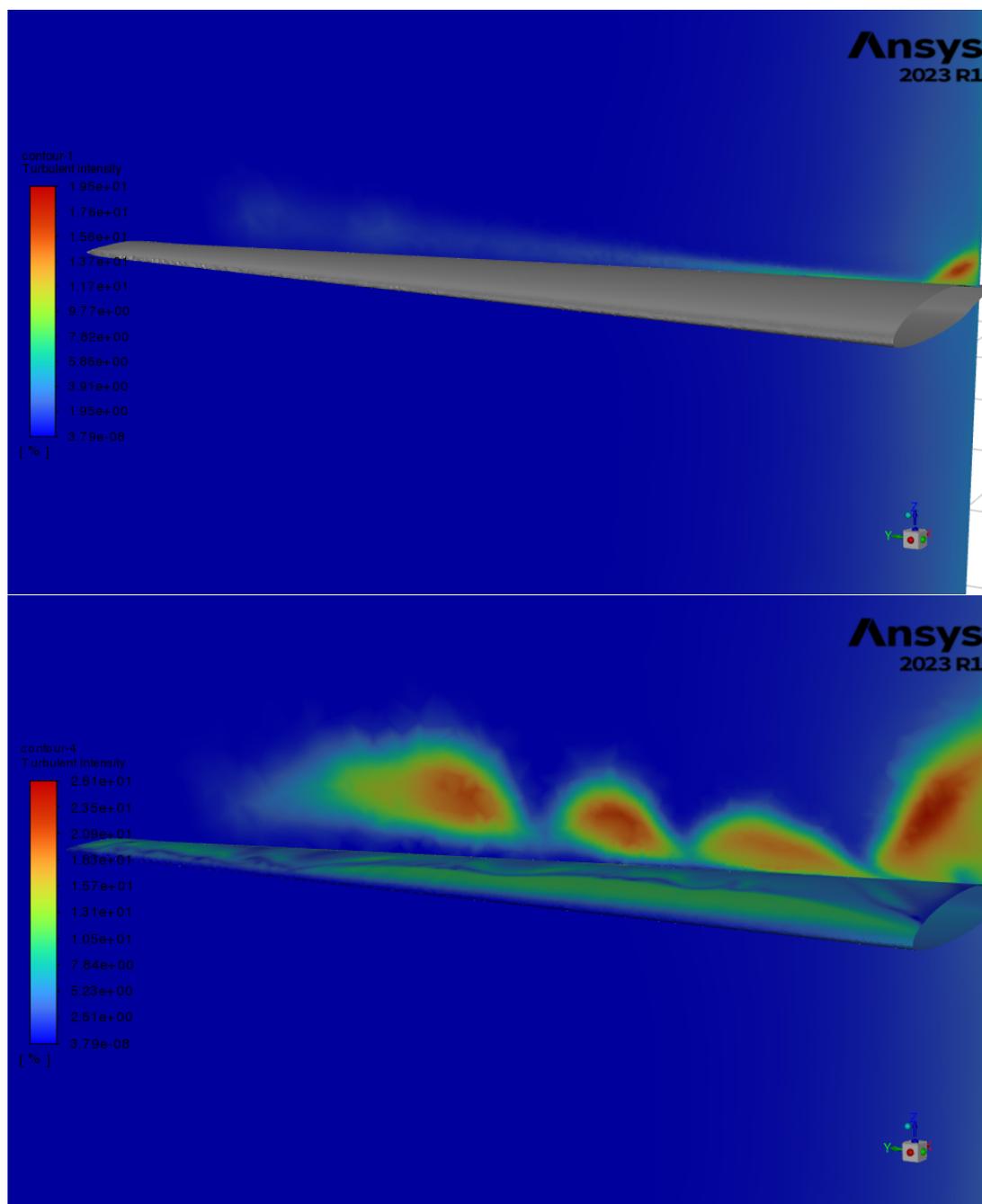


Figura 29 – Curva de Contorno do Campo Intensidade de Turbulência - Acima: Ângulo de ataque 3 ° Abaixo - Ângulo de ataque 9 °.

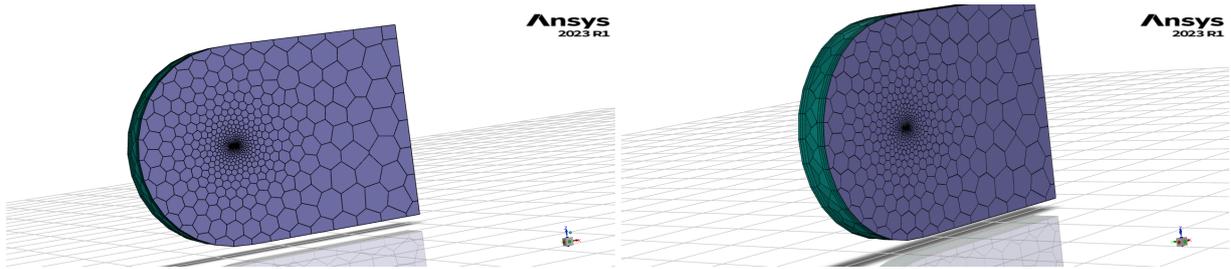


Figura 30 – Malha do Volume de controle Asa Blended Winglets 1.546.126 nós

avanço da camada limite sobre a superfície da asa são visíveis na alteração das magnitudes das grandezas. A separação do escoamento da superfície da asa, aumenta a intensidade dos vórtices e dessa forma do arrasto o que foi observado nos dados experimentais da tabela 7, com um salto no coeficiente de arrasto de 10 vezes comparando o ângulo de ataque de 3° e 9° .

5.1.2 Asa Blended Winglets

5.1.2.1 Malha do volume de controle da Asa Blended Winglets

A malha para o modelo de Asa Blended Winglets foi criada utilizando as ferramentas de dimensionamento de face na superfície da asa e na superfícies de entrada até a de saída do escoamento. Com essa ferramenta definiu o tamanho mínimo da aresta do elemento a ser construído como 0,00125 m para a superfície do winglet com uma taxa de crescimento igual a 1.8, estabeleceu para a superfície da asa o tamanho da aresta de 0,02m com taxa de crescimento de 2.0,

Para alcançar a malha desejada com um detalhamento elevado na região do winglet e da asa, foram feitas essas configurações no software Ansys. A taxa de crescimento entre os elementos de cada camada da asa foi definida como 1.2, desde a superfície de entrada até a de saída do escoamento. Além disso, foi estabelecido um tamanho máximo da aresta dos elementos que compõem o volume de controle, de 20 m.

Essas configurações resultaram em uma malha composta por elementos tetraedros, que possui 408.909 células e um total de 1.546.126 nós, de acordo com as figuras. 30 e 31.

5.1.2.2 Coeficientes Aerodinâmicos Asa Blended Winglets

Na tabela 8 estão expostos os coeficientes aerodinâmicos obtidos na simulação com os respectivos ângulos de ataque para o caso da Asa com Blended Winglet. A adimensionalização tem com o propósito favorecer a comparação com o caso da asa sem a estrutura na ponta da asa.

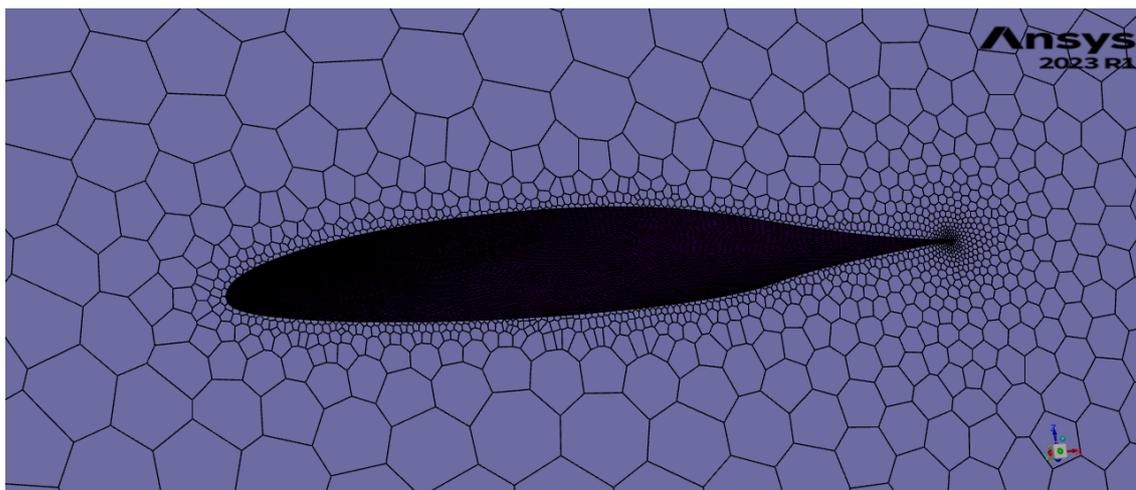


Figura 31 – Zoom malha do Volume de controle Blended Winglets 1.546.126 nós.

Coefficientes Aerodinâmicos Simulados Asa Blended			
Ângulo de Ataque α	C_M	C_D	C_L
0°	-0,00273	0,021193	0,211623
3°	0,001752	0,008396	0,857867
6°	0,007034	0,046543	2,234362
9°	0,027482	0,070616	2,633277
12°	-0,02172	0,052700	2,765924

Tabela 8 – Dados Simulados Asa Blended Winglets

5.1.2.3 Contornos Asa Blended Winglets

As figuras 33, 32 e 34 representam os campos das gradezas já relacionadas para o caso de referência, em um plano perpendicular a asa distante de dois metros do bordo de ataque da raiz da asa. Como constatado anteriormente devido a armação da simulação é visível a aparição de uma camada limite adjunta as paredes do volume de controle,

5.1.3 Eficiência Aerodinâmica, Coeficiente de arrasto induzido e Coeficiente de arrasto parasita para sustentação nula

Com o proposito de determinar a eficiência aerodinâmica, razão entre a força de sustentação e o arrasto, da asa gerada deve-se ponderar sobre outras características aerodinâmicas além do coeficiente de sustentação e de arrasto total, grandezas como Coeficiente de arrasto induzido e Coeficiente de arrasto parasita para sustentação nula além da razão entre a força de sustentação e de arrasto, solidifica a forma como o corpo se interagem com o escoamento. Na tabela 10 e 9 é exposto os dados obtidos para Eficiência Aerodinâmica e Coeficiente de arrasto induzido por meio da equação 2.6 e os dados obtidos das simulações. Já o Coeficiente de arrasto parasita para sustentação nula computou-se através da diferença entre o arrasto total simulado e o induzido calculado.

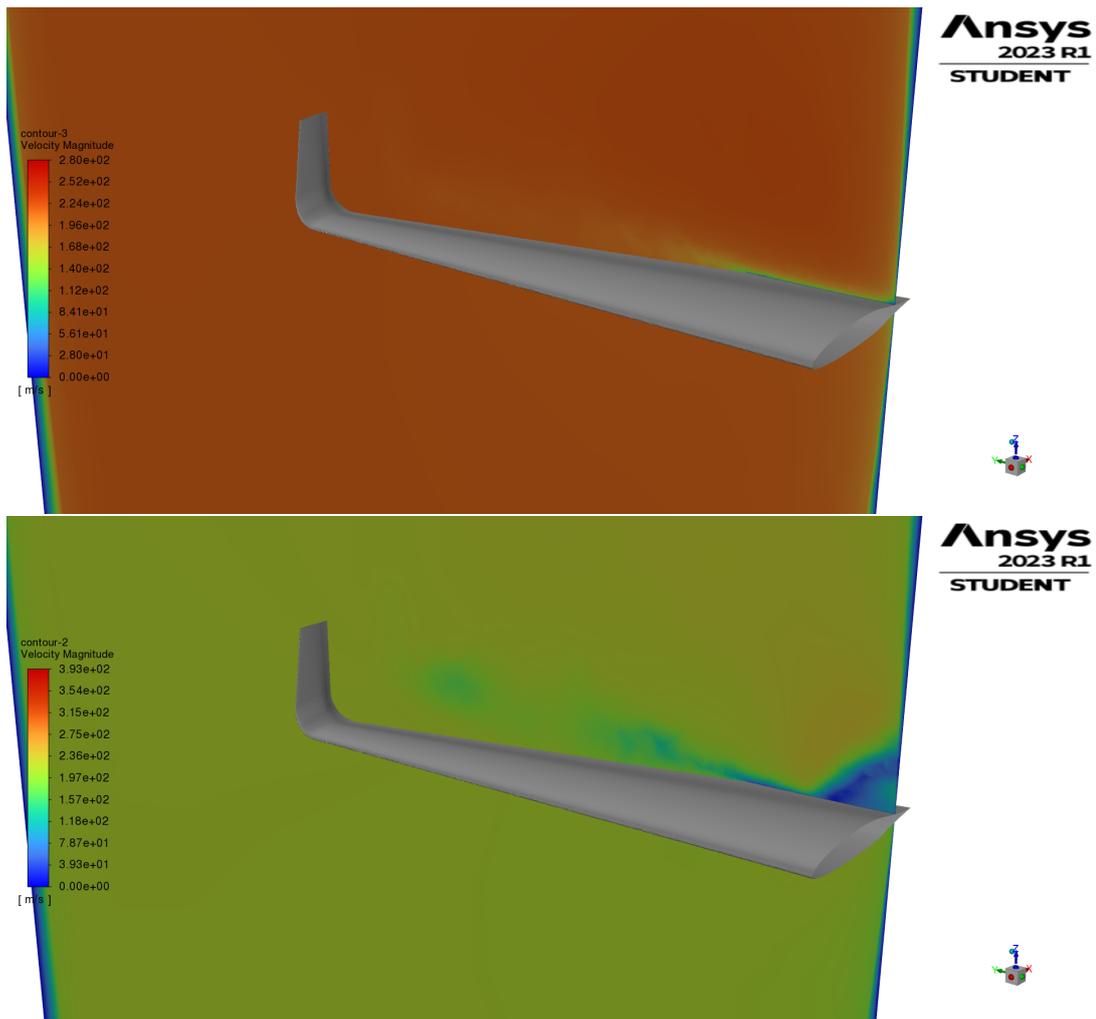


Figura 32 – Curva de Contorno do Campo Magnitude de Velocidade - Acima: Ângulo de ataque 3 ° Abaixo - Ângulo de ataque 9 °.

Ângulo de Ataque α	0°	3°	6°	9°	12°
L/D	9,08686	150,15312	31,79790	33,82576	8,02469
C_{Di}	0,02660	0,10459	0,15822	0,17217	0,17127
C_{D0}	0,00597	0,09684	0,10285	0,11553	0,06623

Tabela 9 – Dados da razão entre as forças de Sustentação e Arrasto, C_{Di} e C_{D0} Asa Referência

Ângulo de Ataque α	0°	3°	6°	9°	12°
L/D	8,32429	85,17489	40,02013	31,08664	43,75347
C_{Di}	0,01578	0,06397	0,16660	0,19635	0,20624
C_{D0}	0,00541	0,05557	0,12006	0,12573	0,15354

Tabela 10 – Dados da razão entre as forças de Sustentação e Arrasto, C_{Di} e C_{D0} Asa Blended Winglet

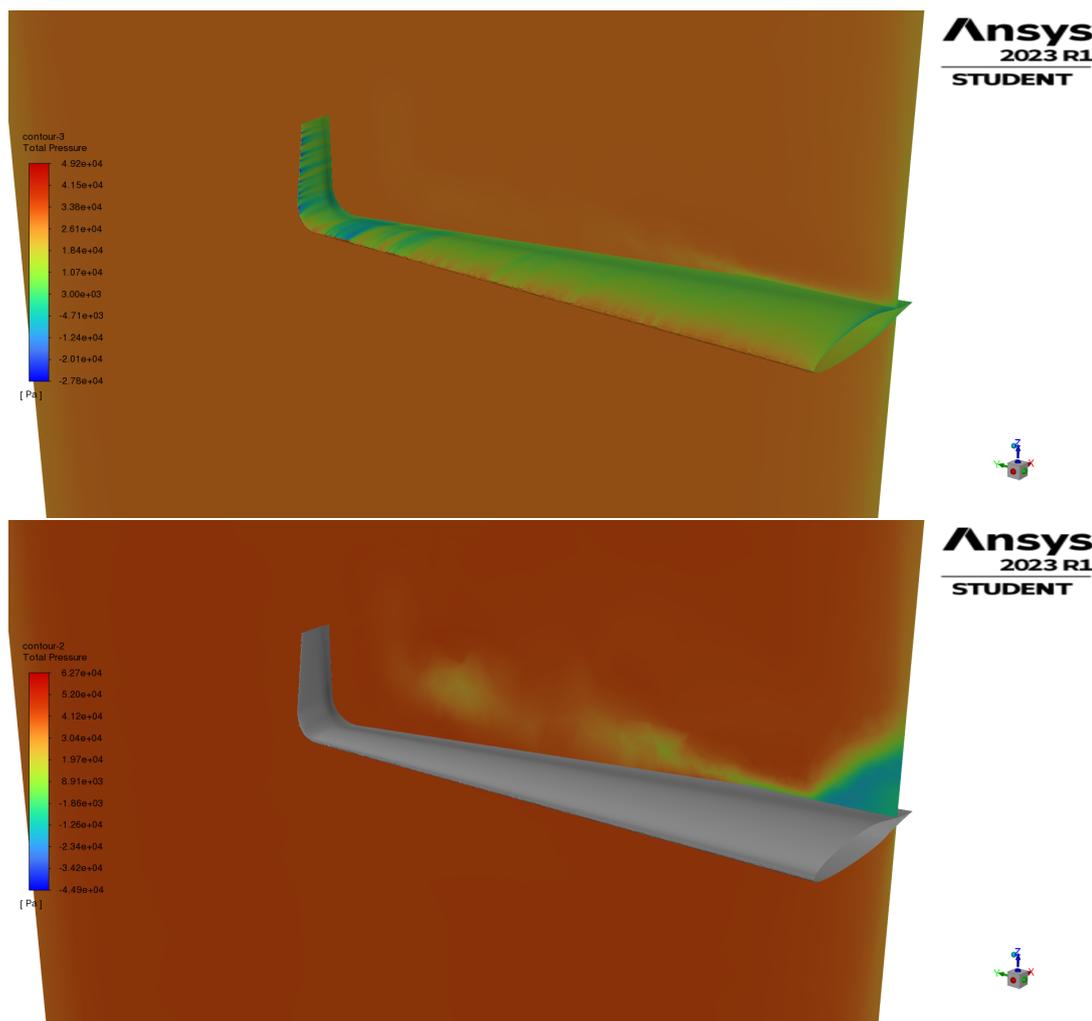


Figura 33 – Curva de Contorno do Campo Pressão Total - Acima: Ângulo de ataque 3°
Abaixo - Ângulo de ataque 9° .

5.1.4 Asa Elliptical Winglets e Asa Split Winglets

Devido a conjuntura de características do problema exposto, dos equipamentos utilizados e das limitações socioeconômicas não foi possível gerar uma malha para o volume de controle para a geometria da Asa com o Split Winglets. Além das limitações de processamento dos componentes 1 e 2 descritos na tabela 1, que foram utilizados para a realização desse trabalho, outra característica impossibilitaram o calculo da malha do volume de controle para esse caso da Asa Split Winglets. Devido a complexidade da geometria nos bordos de ataques, principalmente na região que conectam as duas partes dos winglets e as limitações da versão do software utilizado para a produção das malha, sucedeu a falha na criação das malha de superfícies dos Winglets. A limitação no número de núcleos de processamento em paralelo e o número limite de 512.000 células para descrever as geometrias ocasionaram na criação de malha de superfície com o vazio, isto é, sem a malha de superfície do winglet, desta forma impossibilitou uma malha para o volume de controle. O que demonstrado nas figuras

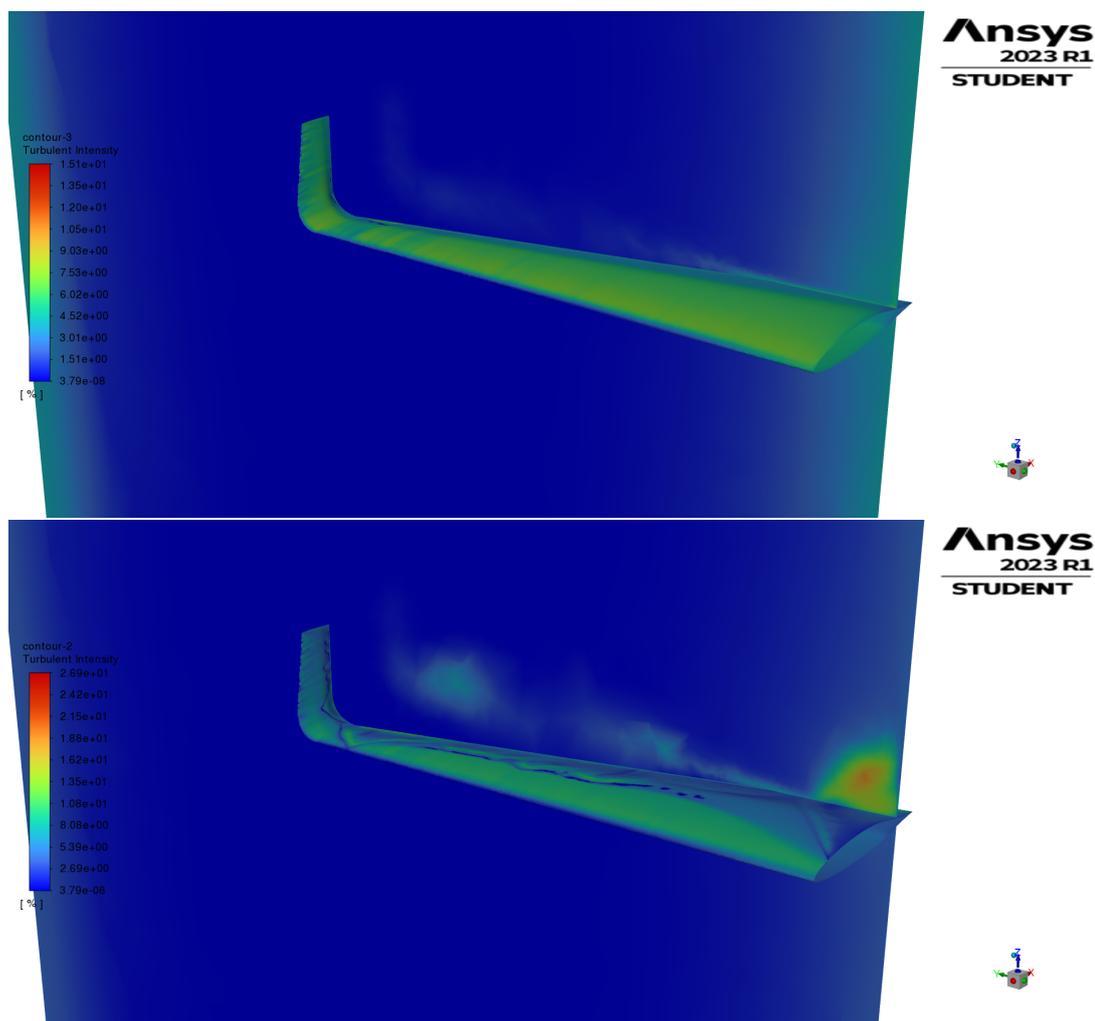


Figura 34 – Curva de Contorno do Campo Intensidade de Turbulência - Acima: Ângulo de ataque 3 ° Abaixo - Ângulo de ataque 9 °.

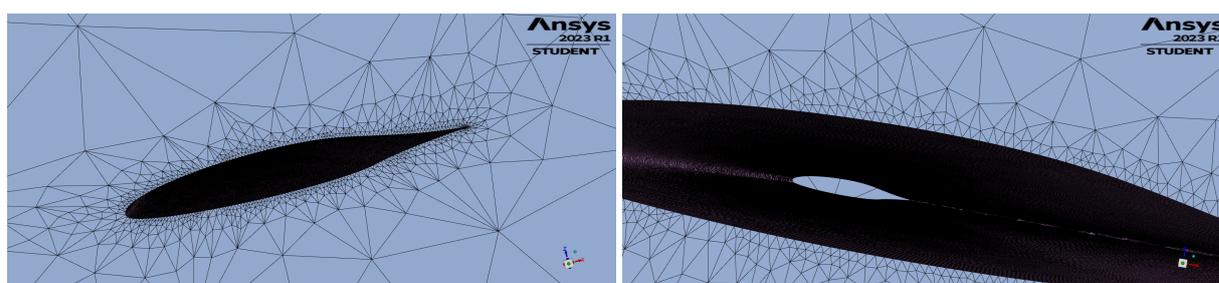


Figura 35 – Falhas em malhas da Asa Elliptical Winglets e Asa Split Winglets

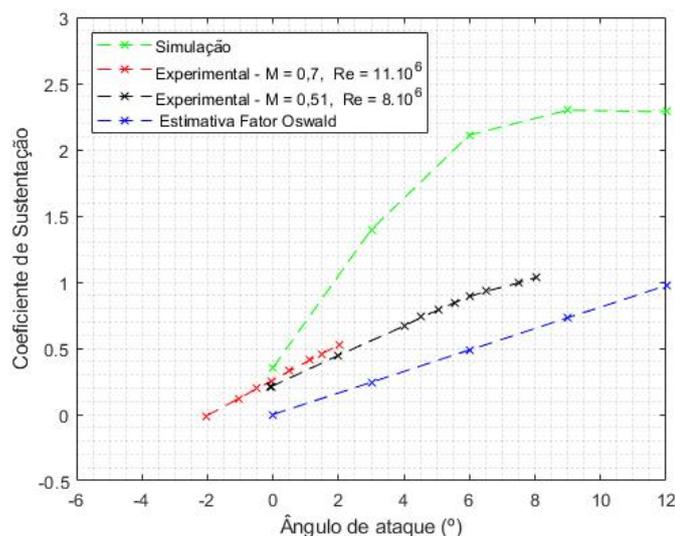


Figura 36 – Coeficientes de Sustentação simulados da Asa Referência comparados com valores da bibliografia

5.2 Discussão

5.2.1 Asa de Referência

Como foi demonstrado os dados experimentais obtidos para o mesmo número de mach do aerofólio NASA HSNFL-0213 por (SEWALL R. J. MCGHEE, 1987a) e (SEWALL R. J. MCGHEE, 1987b) que estão representados por meio da figura 13 e 14 além dos dados reproduzidos nas tabelas 4.0.1 e 4.0.1 obtiveram valores de coeficiente de sustentação, arrasto e momento com dizentes para o ângulos de ataque menores que 6 graus. Todavia a partir do ângulo de ataque de 6 graus, há uma divergência dos resultados, sobretudo em respeito ao coeficiente de sustentação, tal peculiaridade sinaliza que a modelagem utilizada para a simulação de um voo em cruzeiro poderá não representar resultados coerentes para ângulos de ataque com valores significativos.

Verifica-se que a modificação da asa por meio de winglets não influencia muito o comportamento dos coeficientes aerodinâmicos para ângulos pequenos. Entretanto conforme há o aumento do ângulo de ataque, a sua contribuição a força de sustentação é perceptível.

5.2.2 Eficiência Aerodinâmica e Aplicação de Winglets

Por meio da análise dos dados das tabelas 9 e 10 é possível notar que a premissa apontadas por (MCLEAN, 2013) que a utilização de winglets de fato não necessariamente reduz o arrasto induzido é verdadeira, além do aumento do arrasto induzido com a adição dos winglets para os casos dos ângulos de ataque iguais e superiores a 6 graus, houve

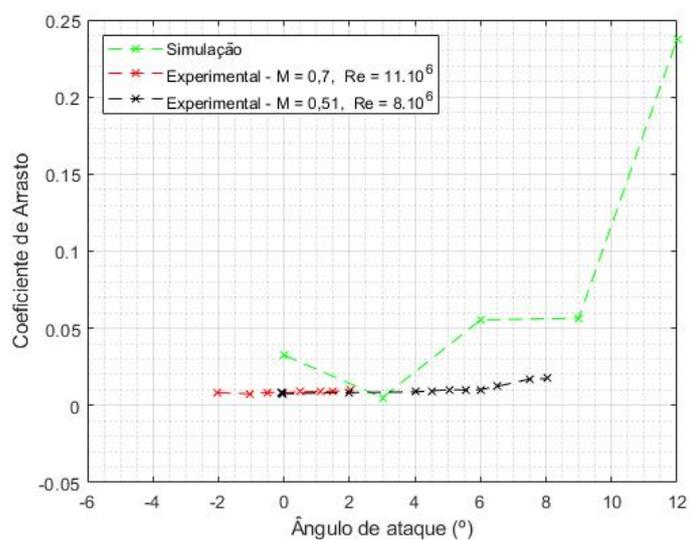


Figura 37 – Coeficientes de Arrastos simulados da Asa Referência comparados com valores da bibliografia

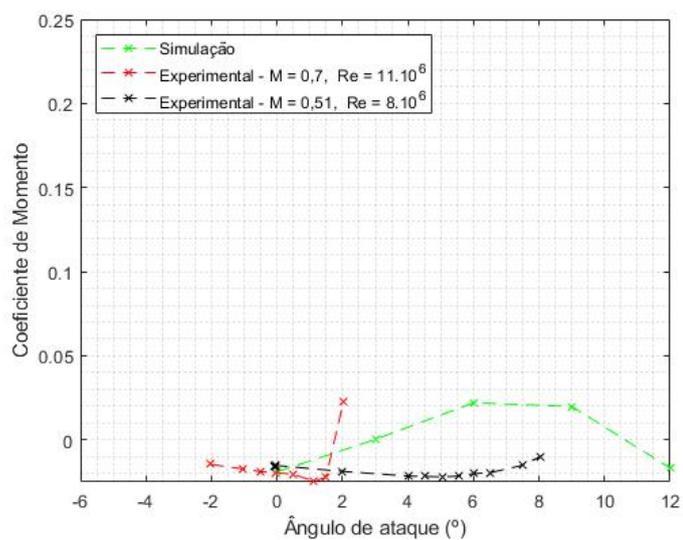


Figura 38 – Coeficiente de Momento simulados Asa Referência comparados com valores da bibliografia

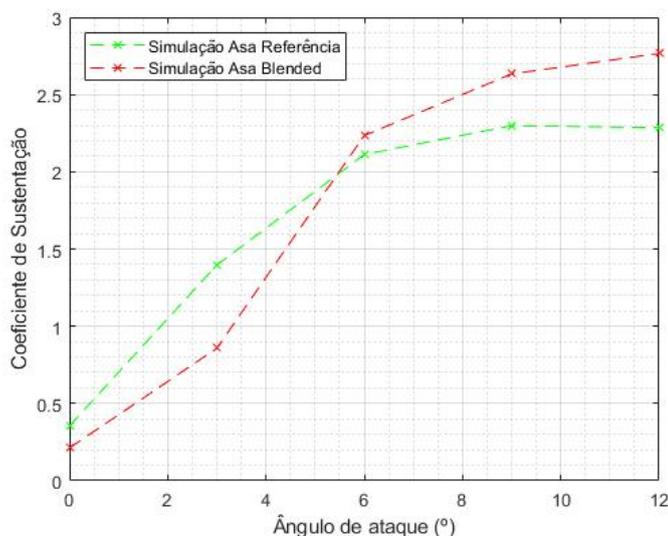


Figura 39 – Coeficientes de Sustentação simulados da Asa Referência com Asa Blended Winglets

de fato uma mudança no comportamento da camada limite com a presença do winglet, como ressaltado através das figuras 34 e 29 no caso simulado, o avanço da camada limite é impedido, dessa forma houve uma diminuição na formação de vórtices em comparação com o escoamento da asa de referência, isto é, a dissipação de energia cinética por meio de vórtices no caso da utilização dos winglets provocou o aumento da razão entre sustentação e arrasto, conhecido como eficiência aerodinâmica.

Portanto conforme os dados obtidos a adição de dos winglets na asa de referência aumentou a força de sustentação produzida. Entretanto, além da força de sustentação houve um aumento significativo no arrasto total, para o caso proposto da modelagem voo de cruzeiro nivelado e das geometrias propostas, a adição de winglets prejudicaria a eficiência da asa, como foi demonstrado nas tabelas 9 e 10. Vale ressaltar que para obter resultado final deverá utilizar de simulações com malhas mais refinadas e outras geometria de winglets.

5.2.3 Sensibilidade da Malha de Asa de Referência

Com a finalidade de avaliar a qualidade da malha gerada para a asa de referência e a relação entre o número de faces de células utilizadas para a discretizar o volume de controle, utilizou-se do refinamento da malha para simular os coeficientes de arrasto e de sustentação em dois ângulos distintos, os valores obtidos das simulações com essas malhas estão descritas na tabela 5.2.3 e 5.2.3, comparando-se esses valores com os valores experimentais (SEWALL R. J. MCGHEE, 1987b) é possível perceber a qualidade dos resultados obtidos.

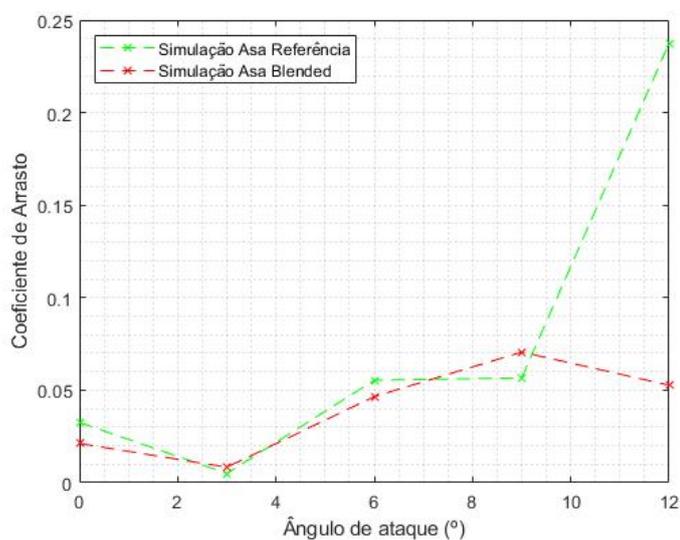


Figura 40 – Coeficientes de Arrasto simulados da Asa Referência com Asa Blended Winglets

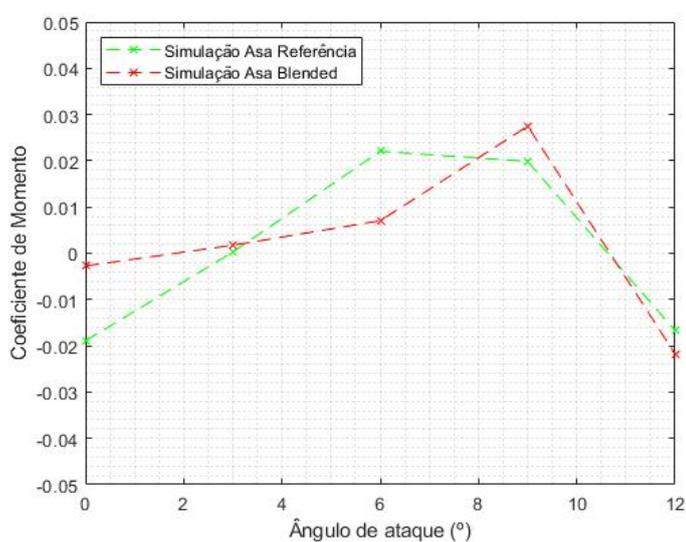


Figura 41 – Coeficientes de Momento simulados da Asa Referência com Asa Blended Winglets

Número Total de Faces	C_l ângulo 0	C_l ângulo 6
2235595	0,1941	1,2830
1475102	0,3550	2,1353
179082	0,4339	2,3212

Tabela 11 – Coeficientes de Sustentação simulados com malhas diferentes.

Número Total de Faces	C_D ângulo 0	C_D ângulo 6
2235595	0,0213	0,0547
1475102	0,0325	0,0553
179082	0,0782	0,0704

Tabela 12 – Coeficientes de Arrasto simulados com malhas diferentes.

O modelo apresentando nesse trabalho está descrito na segunda linhas das tabelas 5.2.3 e 5.2.3, em relação ao coeficiente de sustentação para ângulos pequenos o modelo apresenta uma proximidade com os dados experimentais.

Valer destacar que devido as condições iniciais e a modelagem inicial de um voo de cruzeiro em velocidade alta, formuladas com intuito de verificar a hipótese se a implantação de winglets reduziriam o arrasto e dessa forma aumentaria a eficiência aerodinâmica, os resultados obtidos tem uma boa qualidade, pois nessa condição de voo não há manobras que possam alterar o ângulo de ataque drasticamente. Portanto os dados obtidos representam com boa qualidade o fenômeno. Entretanto como trata-se de um método numérico é necessário a validação desses resultados.

6 Considerações Finais

6.1 Considerações Finais

A importância do estudo de viabilidade junto com o desenvolvimento de um modelo utilizando de ferramentas computacionais é de extrema importância para um projeto de engenharia, desde a concepção de uma hipótese até a análise dos resultados.

A conjuntura das características do fenômeno exposto, sobretudo das limitações dos equipamentos utilizados e ferramentas afetaram a coleta de dados expressivamente do trabalho para ângulos de ataque maiores que 6 graus e impediram a realização do teste com todas as geometrias e um possível caso de otimização. Entretanto, os dados obtidos para os ângulos de ataque de 0 graus e 3 graus apresentaram uma concordância com os resultados experimentais e com as estimavas calculadas, o que possibilitou a verificação na mudança das propriedades aerodinâmicas com a instalação de Winglets, além da visualização da redução da propagação da camada limite em ângulos de ataque maiores que 6 graus.

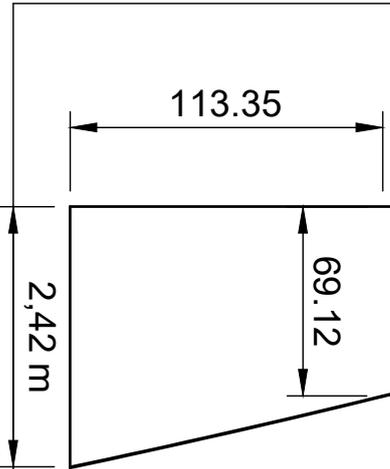
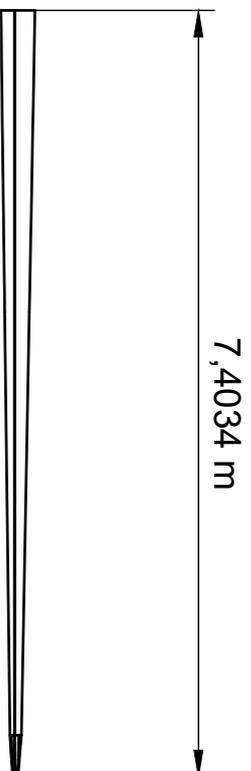
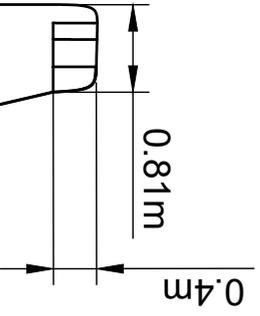
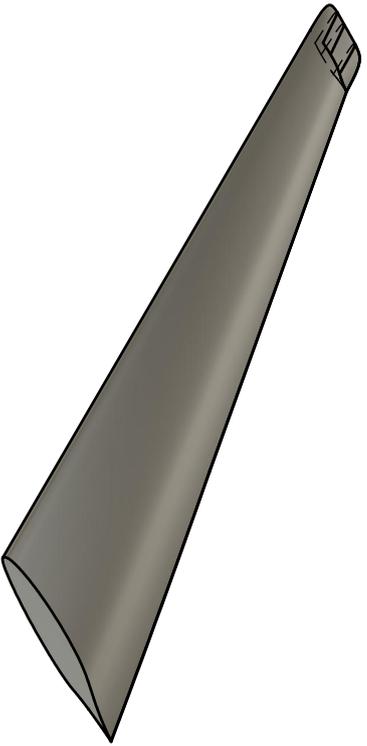
Os objetivos apresentados foram palpáveis graças a tecnologia atual e aos trabalhos que fazem parte da referência bibliográfica. O tema dessa monografia, como foi demonstrado, tem grande relevância econômica, acadêmica e potencial de ser amadurecida até um produto final. Todavia a utilização de CFD, um método numérico que realiza simplificações do fenômeno observado, requer uma validação dos resultados obtidos, geralmente esta através de experimentos. Entretanto, devido as conjunturas socioeconômicas e a tipo de experimento que o fenômeno físico estudado reivindica, isto é, experimentos com o escoamento transônico (Número de Mach igual a 0,7), não é viável no momento da apresentação dessa monografia a realização dos mesmos. Há porém, a possibilidade de otimizar a geometrias propostas dos winglets para o caso estudado e extrapolar para: outras fases do voo como o pouso e decolagem, ângulos de ataque mais agudos do que os simulados e também analisar os impactos dessa modificação no peso e na dinâmica da estrutura.

Referências

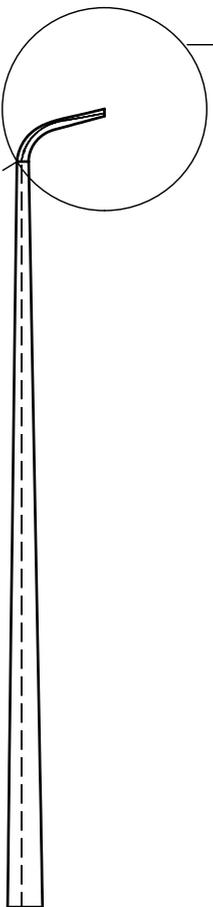
- ANDERSON, j. J. *Fundamentals of Aerodynamics*. [S.l.]: McGraw-Hill, 2007. ISBN 978007339810-5. Citado 6 vezes nas páginas 9, 26, 28, 33, 34 e 35.
- ANDERSON, j. J. *Introduction to Flight*. [S.l.]: McGraw-Hill, 2016. ISBN 978007802767-3. Citado 2 vezes nas páginas 29 e 30.
- ANSYS. *ANSYS Fluent Theory Guide*. [S.l.]: ANSYS, Inc., 2013. Citado 3 vezes nas páginas 36, 37 e 38.
- ASHRAFI, Z. N.; SEDAGHAT, A. Improving the aerodynamic performance of a wing with winglet. *International Journal of Natural and Engineering Sciences*, v. 8, p. 52–57, 11 2014. Citado na página 37.
- BLR-AEROSPACE. *Winglets For King Air*. Disponível em: <<https://www.blraerospace.com/products/winglets/>>. Citado na página 19.
- BOEING. *The most efficient winglet on any airplane*. 2017. Disponível em: <<http://www.boeing.com/commercial/737max/737-max-winglets/>>. Citado na página 26.
- BRANDT R. J. STILES, J. B. R. W. S. A. *Introduction to Aeronautics: A Design Perspective*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1953. Citado 3 vezes nas páginas 40, 41 e 42.
- CHATTOT, M. M. H. J. J. *Theoretical and Applied Aerodynamics and Related Numerical Methods*. [S.l.]: Springer, 2015. ISBN 9789401798242. Citado na página 36.
- DRIKAKIS D. KWAK, C. C. K. D. Computational aerodynamics: Advance and challenges. *The Aeronautical Journal*, v. 120, p. 13–36, 2016. Citado na página 36.
- FAA. Ad 2020-21-06 flight controls. 2020. Citado na página 18.
- GRATZER, L. B. Blended winglet patent number: 5348253. *United States Patent*, 1994. Citado na página 25.
- GROUP, T. A. *Active Winglet / CJ - CJ1*. 2021. Disponível em: <<https://tamarackaero.com/aircraft/CJ-CJ1>>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 19.
- GUERAICHE, D.; POPOV, S. Winglet geometry impact on dlr-f4 aerodynamics and an analysis of a hyperbolic winglet concept. *Aerospace*, v. 4, p. 60, 12 2017. Citado na página 25.
- HOWE, D. *Aircraft Conceptual Design Synthesis*. [S.l.]: Professional Engineering Publishing Limited, 2000. ISBN 1860583016. Citado 3 vezes nas páginas 9, 40 e 41.
- IATA. Aircraft technology roadmap to 2050. International Air Transport Association, 2013. Disponível em: <<https://www.iata.org/en/programs/environment/technology-roadmap/>>. Citado 3 vezes nas páginas 9, 21 e 22.
- JOHNSTON, M. *A Beginner's Guide to Airplane Winglets*. 2020. Disponível em: <<https://calaero.edu/guide-airplane-winglets/>>. Citado na página 18.

- JUNIOR, A. G. *Crise do Petróleo*. 2020. Disponível em: <<https://www.infoescola.com/economia/crise-do-petroleo/>>. Citado na página 18.
- LEDNICER, D. *The Incomplete Guide to Airfoil Usage*. 2023. Disponível em: <<https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/aircraft.html>>. Citado na página 48.
- MCLEAN, D. Wingtip devices: What they do and how they do it. 2005 Boeing Performance and Flight Operations Engineering Conference, 2005. Citado 5 vezes nas páginas 9, 24, 27, 28 e 29.
- MCLEAN, D. *Understanding Aerodynamics: Arguing from the Real Physics*. [S.l.]: Wiley, 2013. ISBN 9781119967514. Citado 10 vezes nas páginas 9, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 33 e 67.
- REYNOLDS, P. T. The learjet "longhorn" series - the first jets with winglets. *SAE Transactions*, SAE International, v. 88, p. 2034–2038, 1979. ISSN 0096736X, 25771531. Disponível em: <<http://www.jstor.org/stable/44699039>>. Citado na página 18.
- SEWALL R. J. MCGHEE, D. E. H. F. L. J. J. W. G. Wind tunnel results of the high-speed nlf(1)-0213 airfoil. *Research in Natural Laminar Flow and Laminar-Flow Control, Part 3*, 1987. Citado 6 vezes nas páginas 9, 47, 49, 50, 53 e 67.
- SEWALL R. J. MCGHEE, J. K. V. E. G. W. B. S. W. B. F. M. W. G. Wind tunnel results of the a high-speed natural laminar flow airfoil designed for general aviation aircraft. *NASA Technical Memorandum 87602*, 1987. Citado 5 vezes nas páginas 11, 47, 48, 67 e 69.
- STINTON, D. *The Anatomy of the Airplane*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1966. ISBN 1563472864. Citado na página 40.
- UBIRATAN, E. *Possivelmente mais de cem A380 serão aposentados em 2020*. 2020. Disponível em: <’’https://aeromagazine.uol.com.br/artigo/possivelmente-mais-de-cem-a380-serao-aposentados-em-2020_5689.html’’>. Citado 2 vezes nas páginas 18 e 22.
- VIKEN S. A. VIKEN, W. P. H. L. M. R. L. C. J. K. Wind tunnel results for a high-speed, natural laminar-flow airfoil designed for general aviation aircraft. *NASA Technical Memorandum 87602*, 1985. Citado na página 53.
- WHITCOMB, R. T. A design approach and selected wind-tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets. Nasa Langley Reserch Center, p. 30, 1976. Citado 3 vezes nas páginas 24, 25 e 26.
- ÇENGEL, Y. A. *Termodinâmica*. [S.l.]: AMGH editora LTDA., 2013. ISBN 9788580552010. Citado na página 35.

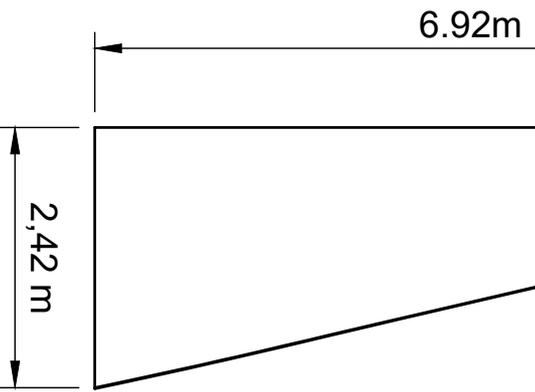
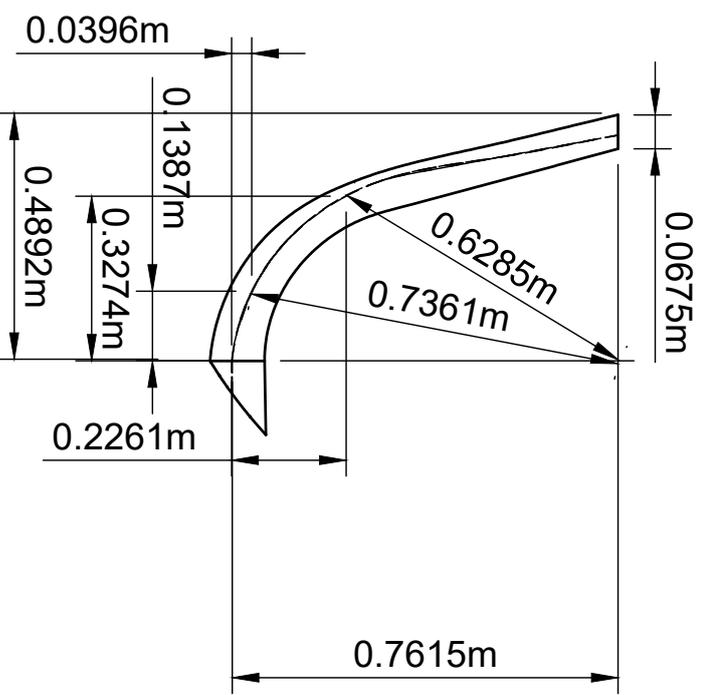
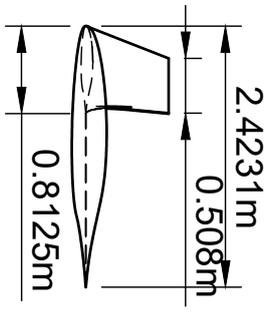
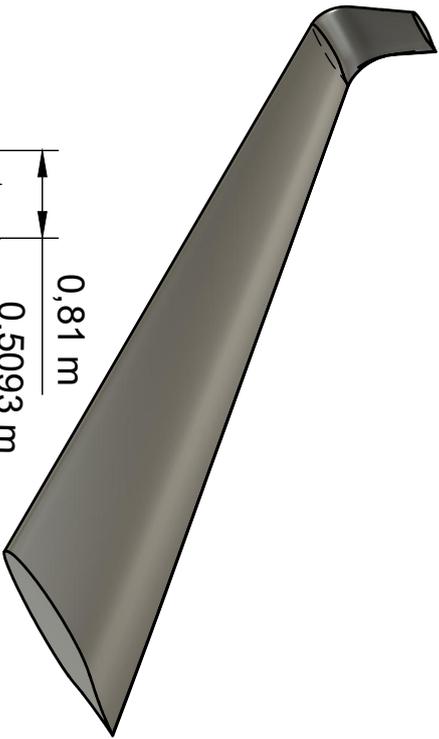
Anexos



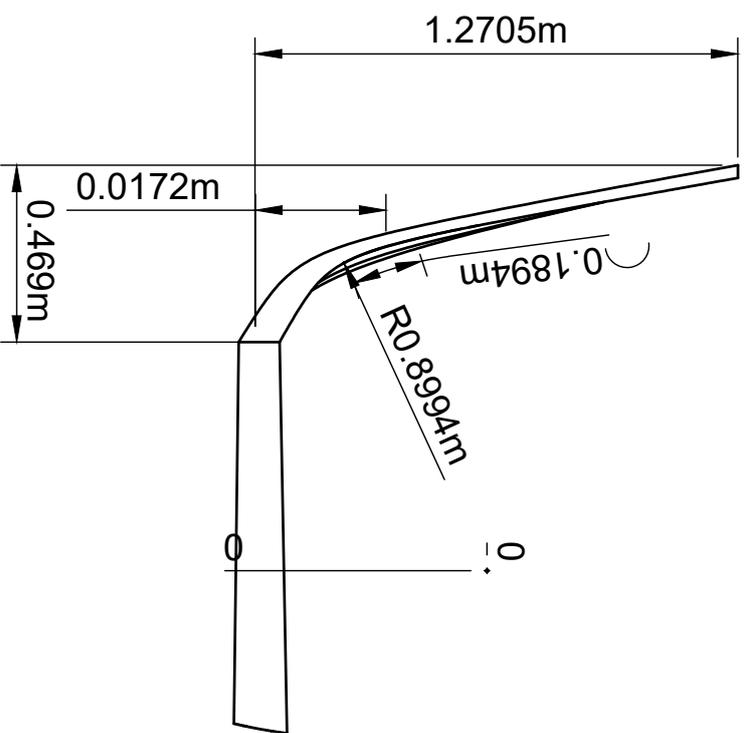
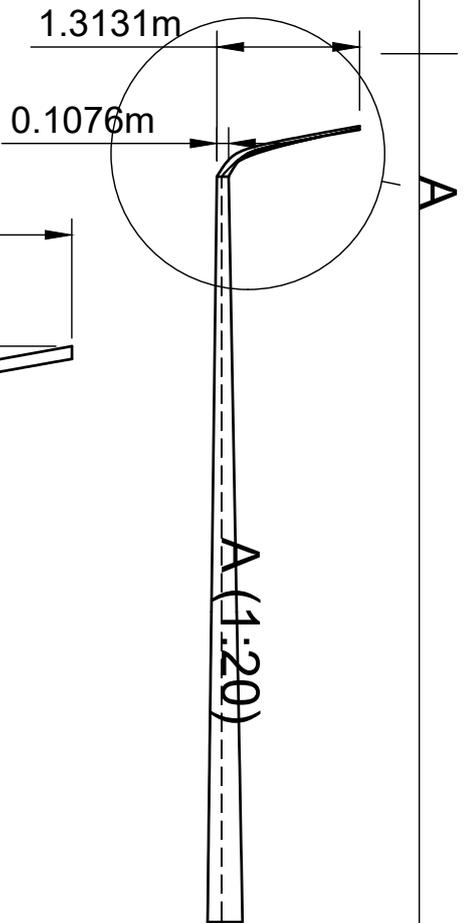
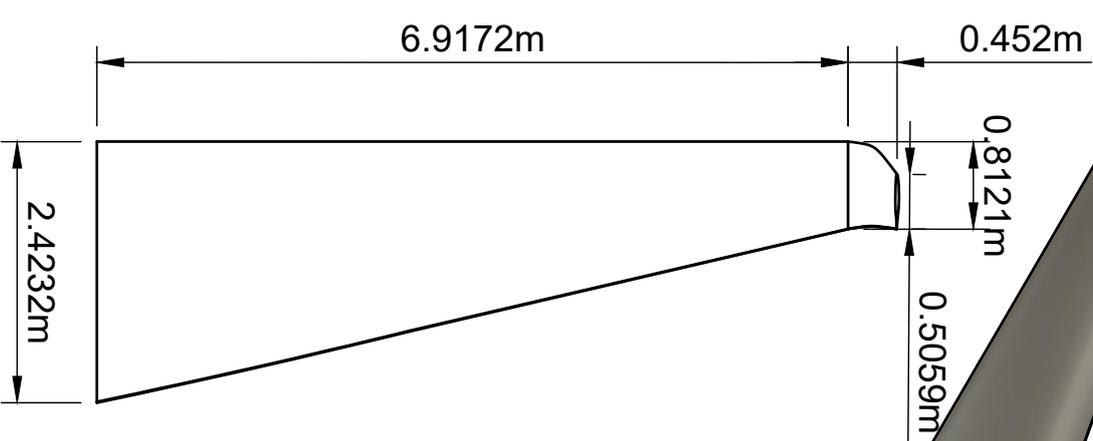
Dept.	UnB-FGA	Technical reference			
Created by	Lucas Alves Ferreira De Sousa	11/07/2023	Approved by	LUCAS ALVES	
Document type			Document status		
Title	TCC2_Asa Referência			DWG No.	001
Rev.	A	Date of issue	11/07/2023	Sheet	1/1



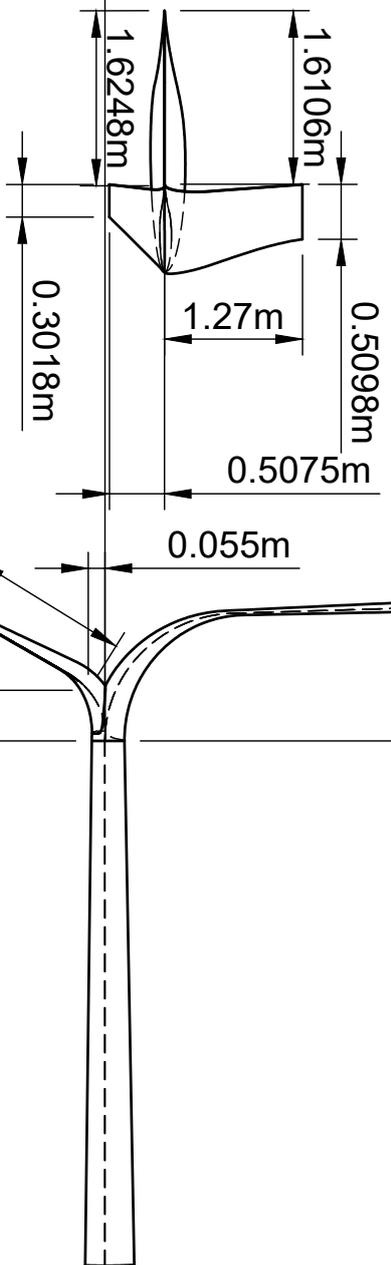
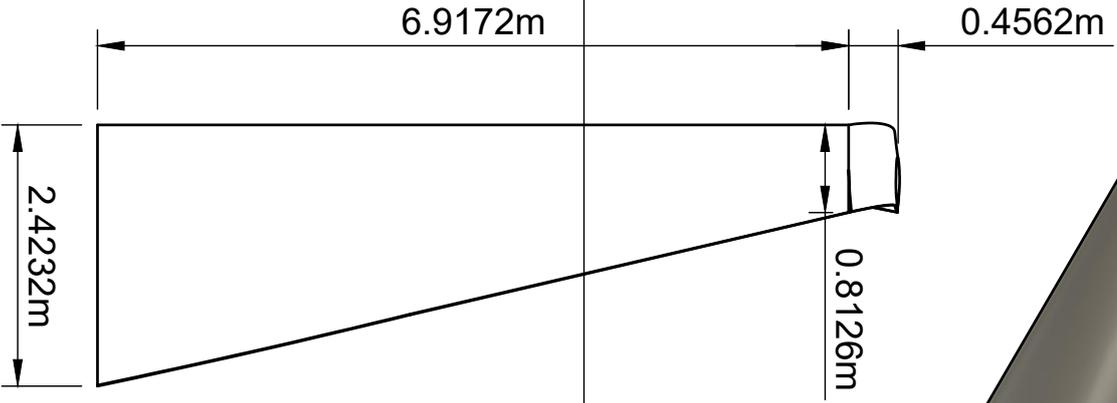
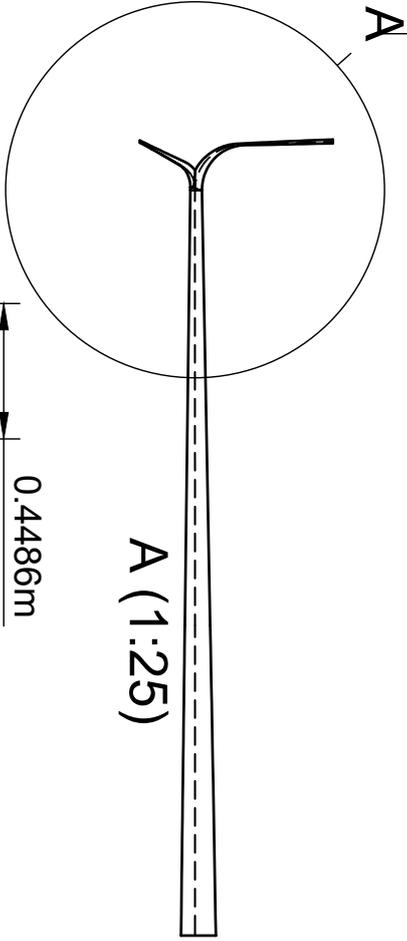
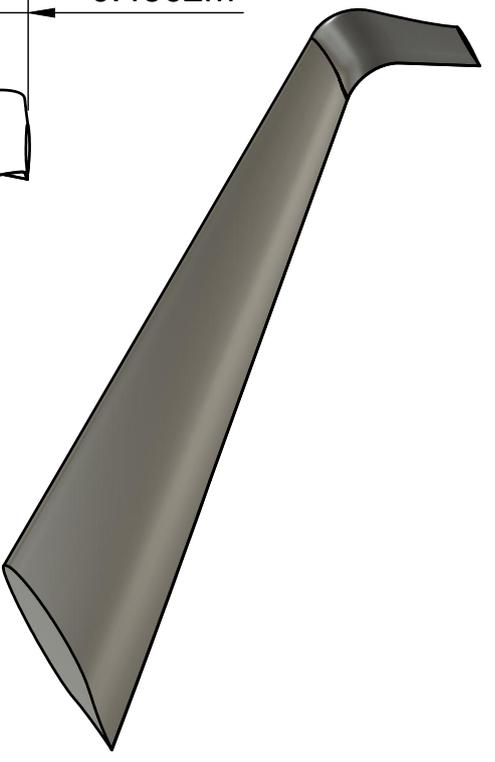
A A (1:15)



Dept. UnB-FGA		Technical reference	
Created by Lucas Alves Ferreira De Sousa		12/07/2023	
Document type		LUCAS ALVES	
Title TCC2_Asa Blended Winglets		DWG No. 002	
Rev. A	Date of issue 12/07/2023	Approved by LUCAS ALVES	
Sheet 1/1		Document status	



Dept. UNB-FGA		Technical reference	
Created by Lucas Alves Ferreira De Sousa		12/07/2023	
Document type		Approved by LUCAS ALVES	
Title TCC2_Asa Elliptical Winglet		Document status	
DWG No. 003		Rev. A	
Date of issue 12/07/2023		Sheet 1/1	



Dept.	UnB-FGA	Technical reference	Created by	Approved by
			Lucas Alves Ferreira De Sousa	LUCAS ALVES
			08/07/2023	

Document type	Title	DWG No.
	TCC2_Asa Split Winglets	004

Rev.	Date of issue	Sheet
A	13/07/2023	1/1

DIMENSIONS AND AREAS - DESCRIPTION AND OPERATION

1. General

- A. This section identifies dimensions and areas of the airplane and airplane components in tabular form. Dimensions are selected for pertinent information of measurements that will aid the operator providing storage, passing through hangar doors, covering isolated areas of the airplane, and building or ordering maintenance stands. The dimensions are expressed in Feet and inches, and degrees and minutes. Airplane assembly areas are expressed in square feet. Refer to [Figure 1](#).

2. Dimensions

Airplane (Overall)	
Wing Span	46.38 Feet (14.14 Meters)
Length	42.58 Feet (12.98 Meters)
Height	13.77 Feet (4.20 Meters)
Wing	
Chord	
WS 0.000	7.97 Feet (2.43 Meters)
WS 30.000	7.38 Feet (2.25 Meters)
WS 272.033 (Construction Tip)	31.882 Inches (0.81 Meters)
WS 113.348 (Mean Aerodynamic)	5.76 Feet (1.75 Meters)
Dihedral	5 Degrees
Sweep Back	
Leading Edge	4 Degrees, 9.36 Minutes
35 Percent Chord	0 Degree
Ailerons	
Span	7.62 Feet (2.32 Meters)
Root Chord	16.81 Inches (0.43 Meters)
Outboard Hinge Chord	10.33 Inches (0.26 Meters)
Horn Chord	17.71 Inches (0.45 Meters)
Trim Tab Span (Along Hinge Line)	3.96 Feet (1.21 Meters)
Trim Tab Chord Root	6.97 Inches (0.17 Meters)
Trim Tab Chord Tip	4.25 Inches (0.10 Meters)
Flaps	
Span	10.37 Feet (3.16 Meters)
Percent of Total Wing Chord	25 Percent
Horizontal Stabilizer	
Span	18.45 Feet (5.62 Meters)
Root Chord	4.51 Feet (1.37 Meters)
Tip Chord	24.88 Inches (0.63 Meters)
Sweep Back (Leading Edge)	10 Degrees, 28 Minutes
Sweep Back (25 Percent Chord)	6 Degrees, 46 Minutes
Sweep Back (Trailing Edge)	-4 Degrees, 32 Minutes
Dihedral	0 Degrees

TABLE 1: COORDINATES FOR THE HSNLF(1)-0213 AIRFOIL

* HSNLF(1)-0213 AIRFOIL *
LOWER SURFACE COORDINATES

X/C	Z/C	X/C	Z/C
0.0	0.0	.525	-.0600226
.00025	-.00159901	.550	-.0598030
.00050	-.00230222	.575	-.0593236
.00075	-.00286038	.600	-.0585655
.0010	-.00334494	.625	-.0574839
.0015	-.00419028	.650	-.0559400
.0020	-.00492252	.675	-.0538433
.0025	-.00556459	.680	-.0533504
.005	-.00795793	.700	-.0509298
.010	-.0112011	.725	-.0463495
.020	-.0155117	.750	-.0410619
.030	-.0187992	.775	-.0367508
.040	-.0215501	.780	-.0359926
.050	-.0239056	.800	-.0331313
.060	-.0260205	.820	-.0304965
.080	-.0297664	.825	-.0298719
.090	-.0314631	.850	-.0269506
.100	-.0330753	.875	-.0243247
.125	-.0367325	.900	-.0218780
.150	-.0399681	.920	-.0200204
.175	-.0428315	.925	-.0195751
.200	-.0453554	.950	-.0175194
.225	-.0476378	.975	-.0158287
.250	-.0497128	.980	-.0155455
.275	-.0515824	.990	-.0150271
.300	-.0532687	1.0	-.0145600
.325	-.0547767		
.350	-.0561033		
.375	-.0572318		
.400	-.0581716		
.425	-.0589204		
.450	-.0594701		
.475	-.0598050		
.500	-.0599816		

TABLE 1: CONCLUDED.

* HSNLF(1)-0213 AIRFOIL *
UPPER SURFACE COORDINATES

X/C	Z/C	X/C	Z/C
0.0	0.0	.525	.0689648
.00025	.00301272	.550	.0667772
.00050	.00428352	.575	.0640790
.00075	.00526275	.600	.0607751
.0010	.00608870	.625	.0568193
.0015	.00746999	.650	.0521886
.0020	.00862628	.675	.0469746
.0025	.00963673	.680	.0458726
.005	.0135129	.700	.0413226
.010	.0186690	.725	.0354629
.020	.0252367	.750	.0295444
.030	.0300557	.775	.0238415
.040	.0340027	.780	.0227189
.050	.0374370	.800	.0182871
.060	.0404896	.820	.0140757
.080	.0457286	.825	.0130549
.090	.0480263	.850	.00810483
.100	.0501504	.875	.00350601
.125	.0548232	.900	-.00057777
.150	.0587791	.920	-.00358925
.175	.0621388	.925	-.00430936
.200	.0649785	.950	-.00761355
.225	.0673697	.975	-.0106563
.250	.0693627	.980	-.0112067
.275	.0709735	.990	-.0122354
.300	.0722353	1.0	-.013220
.325	.0731582		
.350	.0737502		
.375	.0740317		
.400	.0740003		
.425	.0736666		
.450	.0730084		
.475	.0720296		
.500	.0706895		

ORIGINAL PAGE IS
OF POOR QUALITY

APPENDIX A.-

HSNLF(1)-0213 AIRFOIL, LANGLEY 6-BY 28-INCH TRANSONIC TUNNEL, TEST 115-CONTINUED

RUN 10

ALPHA DEG	ALPHA,C DEG	MACH	MACH,C	CN	CN,C	CM	CM,C	CD	RN (X 10-6)	POINT
-2.05	-2.05	.784	.754	.0023	.0024	-.0217	-.0223	.00916	3.97	121
-1.03	-1.20	.781	.751	.1378	.1416	-.0271	-.0278	.01000	3.94	122
-.54	-.78	.784	.754	.1920	.1972	-.0292	-.0300	.01260	3.94	123
-.07	-.37	.789	.759	.2445	.2511	-.0333	-.0342	.01662	3.92	120
-.02	-.34	.784	.754	.2569	.2639	-.0317	-.0326	.01412	3.91	124
.47	.09	.786	.756	.3076	.3160	-.0334	-.0343	.01839	3.91	125
.96	.52	.781	.752	.3617	.3716	-.0343	-.0352	.01936	3.96	126
1.48	.97	.782	.752	.4157	.4270	-.0365	-.0375	.02194	3.92	127
1.97	1.40	.779	.749	.4671	.4799	-.0368	-.0378	.02308	3.98	128

RUN 11

ALPHA DEG	ALPHA,C DEG	MACH	MACH,C	CN	CN,C	CM	CM,C	CD	RN (X 10-6)	POINT
-2.02	-2.00	.805	.775	-.0174	-.0179	-.0246	-.0253	***	3.86	131
-1.05	-1.19	.804	.774	.1087	.1116	-.0301	-.0309	.01791	3.85	132
-.51	-.72	.804	.774	.1688	.1733	-.0336	-.0345	.02054	3.80	133
-.03	-.30	.804	.774	.2172	.2230	-.0351	-.0360	.02224	3.84	134
-.01	-.29	.807	.777	.2175	.2233	-.0358	-.0368	.02256	3.89	130
.47	.12	.801	.771	.2792	.2867	-.0375	-.0385	***	3.85	135
.98	.57	.803	.773	.3228	.3315	-.0387	-.0397	***	3.87	136
1.48	1.00	.797	.767	.3813	.3916	-.0405	-.0416	***	3.84	137
2.00	1.47	.797	.767	.4256	.4371	-.0408	-.0419	***	3.90	138

RUN 12

ALPHA DEG	ALPHA,C DEG	MACH	MACH,C	CN	CN,C	CM	CM,C	CD	RN (X 10-6)	POINT
-2.02	-2.02	.731	.702	.0040	.0041	-.0155	-.0159	.00698	8.43	141
-1.07	-1.22	.724	.695	.1299	.1335	-.0183	-.0188	.00748	8.45	142
-.52	-.75	.724	.694	.2004	.2060	-.0197	-.0202	.00789	8.51	143
-.06	-.36	.729	.700	.2607	.2679	-.0217	-.0223	.00782	8.39	149
.52	.14	.725	.696	.3347	.3440	-.0223	-.0229	.00833	8.83	145
1.02	.56	.725	.695	.4044	.4156	-.0237	-.0244	.00849	8.89	146

RUN 13

ALPHA DEG	ALPHA,C DEG	MACH	MACH,C	CN	CN,C	CM	CM,C	CD	RN (X 10-6)	POINT
-1.04	-1.18	.725	.696	.1270	.1305	-.0179	-.0184	.00768	10.39	153
-.55	-.76	.723	.693	.1908	.1961	-.0193	-.0198	.00806	10.68	154
-.04	-.33	.720	.691	.2609	.2682	-.0207	-.0213	.00826	10.22	157
-.01	-.31	.716	.687	.2675	.2750	-.0209	-.0215	.00780	10.16	152
.47	.09	.724	.694	.3358	.3451	-.0230	-.0236	.00855	10.42	158
.98	.53	.724	.694	.4010	.4122	-.0241	-.0248	.00870	10.52	159

ORIGINAL PAGE IS
OF POOR QUALITY

APPENDIX A.-

HSNLF(1)-0213 AIRFOIL, LANGLEY 6-BY 28-INCH TRANSONIC TUNNEL, TEST 115-CONTINUED

RUNS 21,22

ALPHA DEG	ALPHA,C DEG	MACH	MACH,C	CN	CN,C	CM	CM,C	CD	RN (X 10-6)	POINT
-2.03	-2.01	.728	.698	-.0168	-.0173	-.0150	-.0154	.00841	11.11	225
-1.01	-1.15	.728	.699	.1221	.1255	-.0180	-.0185	.00836	11.30	226
-.05	-.34	.730	.701	.2532	.2602	-.0214	-.0220	.00833	10.97	224
.00	-.30	.724	.694	.2630	.2703	-.0212	-.0218	.00827	10.80	230
.49	.12	.720	.690	.3286	.3378	-.0223	-.0229	.00832	10.93	231
1.03	.58	.723	.694	.3986	.4097	-.0236	-.0243	.00904	11.12	232
2.03	1.44	.720	.690	.5306	.5454	-.0244	-.0251	.00951	11.09	236

RUNS 23,24

ALPHA DEG	ALPHA,C DEG	MACH	MACH,C	CN	CN,C	CM	CM,C	CD	RN (X 10-6)	POINT
-2.05	-2.03	.746	.716	-.0188	-.0193	-.0159	-.0163	.00867	11.15	239
-1.02	-1.17	.743	.714	.1318	.1354	-.0204	-.0210	.00896	11.19	240
-.52	-.75	.743	.714	.1988	.2043	-.0223	-.0229	.00870	11.35	241
-.09	-.39	.740	.710	.2578	.2649	-.0226	-.0232	.00865	10.87	238
.49	.10	.737	.707	.3411	.3505	-.0246	-.0253	.01004	10.42	243
.99	.52	.746	.716	.4016	.4127	-.0291	-.0299	.01174	10.64	244
1.49	.95	.744	.714	.4650	.4779	-.0315	-.0324	.01281	10.78	245
1.99	1.38	.742	.712	.5247	.5392	-.0328	-.0337	.01548	10.95	246

RUNS 25,26

ALPHA DEG	ALPHA,C DEG	MACH	MACH,C	CN	CN,C	CM	CM,C	CD	RN (X 10-6)	POINT
-2.08	-2.06	.760	.731	-.0179	-.0184	-.0179	-.0184	.00898	10.56	249
-1.05	-1.21	.759	.730	.1315	.1351	-.0236	-.0242	.00996	10.66	250
-.01	-.34	.754	.725	.2763	.2839	-.0280	-.0288	.01309	10.30	248
.53	.12	.760	.731	.3482	.3578	-.0352	-.0362	.01542	10.55	253
.99	.54	.762	.732	.3747	.3850	-.0363	-.0373	.02137	10.63	254
1.48	.99	.762	.732	.4118	.4231	-.0365	-.0375	***	10.78	255
2.02	1.48	.761	.731	.4538	.4663	-.0363	-.0373	***	10.93	256

RUNS 27,28

ALPHA DEG	ALPHA,C DEG	MACH	MACH,C	CN	CN,C	CM	CM,C	CD	RN (X 10-6)	POINT
-2.04	-2.03	.781	.751	-.0114	-.0117	-.0245	-.0252	.01309	10.45	259
-1.04	-1.18	.780	.750	.1171	.1203	-.0300	-.0308	.01715	10.57	260
-.55	-.76	.780	.750	.1692	.1738	-.0315	-.0324	.02149	10.74	261
-.14	-.40	.781	.751	.2101	.2158	-.0340	-.0349	.02219	10.32	258
.64	.28	.778	.748	.2984	.3066	-.0371	-.0381	***	10.39	263
1.00	.63	.783	.754	.3004	.3086	-.0342	-.0351	***	10.57	264
1.48	1.08	.785	.755	.3214	.3301	-.0320	-.0329	***	10.71	265
2.03	1.58	.783	.753	.3680	.3780	-.0318	-.0327	***	10.85	266