

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS

CARLOS HOYOS CABEZAS

Análise de desempenho aerodinâmico de uma aeronave treinadora primária

São Carlos
2022

CARLOS HOYOS CABEZAS

Análise de desempenho aerodinâmico de uma aeronave treinadora primária

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia Aeronáutica, da Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Engenheiro Aeronáutico.

Orientador: Prof. Fernando Martini Catalano

VERSAÇÃO CORRIGIDA

São Carlos
2022

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO,
POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS
DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da
EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

H867a Hoyos Cabezas, Carlos
Análise de desempenho aerodinâmico de uma
aeronave treinadora primária / Carlos Hoyos Cabezas;
orientador Fernando Martini Catalano; coorientador
Pedro David Bravo Mosquera. São Carlos, 2022.

Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica)
-- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade
de São Paulo, 2022.

1. Análise CFD . 2. Ansys CFX. 3. XFLR5. 4.
Análise de Desempenho Aerodinâmico em voo subsonico. 5.
Aeronave Treinadora Primaria. 6. CATIA. 7. MATLAB. I.
Título.

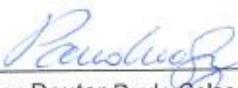
Eduardo Graziosi Silva - CRB - 8/8907

FOLHA DE APROVAÇÃO
Approval sheet

Candidato / Student: Carlos Hoyos Cabezas
Título do TCC / Title : Análise de desempenho aerodinâmico de uma aeronave treinadora primária
Data de defesa / Date: 20/07/2022

Comissão Julgadora / Examining committee	Resultado / result
Professor Doutor Paulo Celso Greco Júnior	<i>APROVADO</i>
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Pesquisador Pedro David Bravo Mosquera	<i>Aprovado</i>
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	

Presidente da Banca / Chair of the Examining Committee:



Professor Doutor Paulo Celso Greco Júnior
(assinatura / signature)

*Para o menino Carlos do passado,
você finalmente conseguiu,
mantenha sempre viva sua chama
interior.*

AGRADECIMENTOS

Ao professor Catalano pelas suas orientações e ideias para a elaboração do trabalho e a Pedro pela sua inestimável ajuda e conhecimentos, pois sem eles não teria sido possível realizar o trabalho.

Aos meus irmãos da Canta Grillo, por seu encorajamento, apoio e compreensão em todos os momentos, vocês são minha família aqui.

RESUMO

HOYOS CABEZAS, CARLOS. **Análise de desempenho aerodinâmico de uma aeronave treinadora primária.** 2022. 198 f. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2022.

Este projeto final apresentará uma análise, e propostas para melhorar o desempenho, da aeronave projetada para o curso Projeto de Aeronaves I, cujas características se enquadram na categoria de aeronave treinadora primária. Nesse sentido, o trabalho se concentrará em melhorar os aspectos aerodinâmicos do projeto original da aeronave, através de estudos com programas **CFD** como **Ansys CFX**, programas de código livre **XFLR5**, bem como cálculos analíticos aproximados.

O trabalho será focado na melhoria do desempenho de várias superfícies aerodinâmicas da aeronave:

- i) Três características da asa: ângulo de torção geométrica das seções da asa da raiz à ponta ("washout"), escolha de um novo aerofólio NACA para a ponta com características diferentes mais adequadas para a aeronave em estudo e modificação do alongamento da asa aproveitando a nova distribuição da sustentação.
- ii) Uma característica da união asa-fuselagem: criação de uma superfície de transição mais suave para o fluxo de ar nessa área.
- iii) Uma característica da fuselagem: modificação da forma da fuselagem, adaptando-o melhor às linhas de fluxo de ar, reduzindo assim o arrasto de pressão.

Serão apresentados três capítulos, o primeiro apresentando o problema em estudo assim como a aeronave, o segundo mostrando os cálculos e simulações, bem como seus resultados, e o último com comparações e conclusões.

Palavras-chave: Análise CFD. Ansys CFX. XFLR5. Análise de Desempenho Aerodinâmico em voo subsônico. Aeronave Treinadora Primaria.

ABSTRACT

HOYOS CABEZAS, CARLOS. **Analysis of the aerodynamic performance of a primary trainer aircraft.** 2022. 198 f. Monography (Final Course Project) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2022.

This final project will present an analysis and proposals for improving the performance of the aircraft designed for the subject Projeto de Aeronaves I, whose characteristics fall into the category of primary trainer aircraft. In this way, the work will focus on improving the aerodynamic aspects of the original aircraft design, through studies with *CFD* programs such as **Anssys CFX**, free code software as **XFLR5**, as well as approximate analytical calculations.

Work will focus on improving the performance of various aerodynamic surfaces of the aircraft:

- i) Three wing aspects: geometric torsion angle of the wing sections from root to tip ("washout"), choice of a new NACA airfoil for the tip with different characteristics more suitable for the aircraft under study and modification of the wing aspect ratio taking advantage of the new lift distribution.
- ii) An aspect regarding the wing-fuselage junction: creation of a smoother transition surface for airflow in that area of the wing-fuselage junction.
- iii) A fuselage feature: modification of the fuselage shape, better adapting it to the airflow lines, thus reducing the drag of viscous separation.

Three chapters will be presented, the first presenting the problem under study as well as the aircraft, the second showing the calculations and simulations as well as their results, and the last with comparisons and conclusions.

Key-words: CFD Analysis. Anssys CFX. XFLR5. Analysis of Aerodynamic Performance in subsonic regime. Primary Trainer Aircraft.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1. Modelo CAD 3D da Aeronave Milano	4
Figura 2. Dimensões gerais do Milano	5
Figura 3. Modelo CAD 3D da Aeronave Maverick.....	6
Figura 4. Dimensões gerais do Maverick.....	6
Figura 5. Coeficiente de sustentação máximo em função da razão de espessura.	9
Figura 6. Distribuição da sustentação setorizada e arrasto induzido do Maverick (XFLR5)	9
Figura 7. Distribuição da sustentação elíptica e arrasto induzido do Milano (XFLR5)	9
Figura 8.Asa sem torção geométrica do Milano	10
Figura 9. Asa com torção geométrica do Maverick.....	10
Figura 10. Plano conceitual do Cockpit a escala utilizando as medidas ergonométricas impostas pela certificação FAR 23.....	11
Figura 11. Novo desenho do cockpit em função das linhas de fluxo de ar.....	11
Figura 12.União asa-fuselagem Maverick	12
Figura 13.União asa-fuselagem Milano.....	12
Figura 14. Detalhe união asa-fuselagem AT-26 Xavante.....	12
Figura 15. Detalhe união asa-fuselagem AT-26 Xavante.....	12
Figura 16.Detalhe união asa-fuselagem Maverick	13
Figura 17.Detalhe união asa-fuselagem Maverick e instruções de desenho do Raymer	13
Figura 18. Medição das diferentes superfícies mediante CATIA.....	16
Figura 19. Dimensoes do Windshield de ambas as aeronaves (CATIA)	19
Figura 20.Fator de correção f da asa em função do afilamento dela	25
Figura 21. Porcentagem da corda (ΔY)para os diferentes aerofólios NACA	25
Figura 22. Margem de CL_{MAX} para asas com alto alongamento	25
Figura 23.Arrasto total, parasita e induzido em função de V da aeronave Milano	27
Figura 24. Arrasto total, parasita e induzido em função de V da aeronave Maverick.....	28
Figura 25.Arrastos totais de ambas as aeronaves em função de V	28
Figura 26. CD vs CL para ambas as aeronaves.....	29
Figura 27. CL vs α para ambas as aeronaves	30
Figura 28. Polar de arrasto para ambas as aeronaves	31
Figura 29. Fator de Arrasto Induzido para ambas as aeronaves.....	32
Figura 30. Fatores de alcance de ambas as aeronaves em função de α	33
Figura 31. Eficiência Aerodinâmica de ambas as aeronaves em função de α	34
Figura 32. Principais características dos aerofólios usados nos modelos.....	35
Figura 33. CL vs α para os diferentes aerofólios.....	36
Figura 34. Código de cores para os diferentes aerofólios.....	36
Figura 35. Eficiência aerodinâmica dos diferentes aerofólios em função de alfa	37
Figura 36. Construção da asa da aeronave Maverick no modulo Wing and Plane Design do programa XFLR5	38
Figura 37.A esteira reta e os painéis planos na asa e na empenagem do Maverick.	39
Figura 38. Distribuição de CP , sustentação e arrastre induzido da aeronave Maverick para a configuração de cruzeiro.....	40

Figura 39. Distribuição de CP , sustentação e arrastre induzido da aeronave Milano para a configuração de cruzeiro.....	40
Figura 40. CD vs CL para ambas as aeronaves (XFLR5): Verde-Maverick, Cinza - Milano	41
Figura 41. CL vs α para ambas as aeronaves (XFLR5): Verde-Maverick, Cinza - Milano	42
Figura 42. CD vs α para ambas as aeronaves (XFLR5): Verde-Maverick, Cinza - Milano.....	43
Figura 43. E vs α para ambas as aeronaves (XFLR5): Verde-Maverick, Cinza - Milano	44
Figura 44. Volume de controle para as análises.....	45
Figura 45. Malha criada para o estudo aerodinâmico	47
Figura 46. CL e CD em cruzeiro Maverick.....	47
Figura 47. CL e CD em cruzeiro Milano	48
Figura 48. Condições de contorno nas fronteiras do modelo.....	49
Figura 49. CL vs CD de ambas as aeronaves (CFD)	50
Figura 50. Polar de sustentação de ambas as aeronaves (CFD).....	51
Figura 51. Polar de arrasto de ambas as aeronaves (CFD).....	52
Figura 52. Fator de arrasto induzido para ambas as aeronaves (CFD).....	53
Figura 53. Fator de alcance para ambas as aeronaves (CFD).....	54
Figura 54. Eficiência aerodinâmica de ambas as aeronaves em função do angulo de ataque (CFD) ...	55
Figura 55. Vórtices de ponta de asa: esquerda Milano, direita Maverick ($\alpha=2^\circ$)	56
Figura 56. Fluxo de ar ao redor da asa: esquerda Milano, direita Maverick ($\alpha=6^\circ$)	56
Figura 57. Aeronave Milano com áreas da asa entrando em perda ($\alpha=11^\circ$)	57
Figura 58. Efeitos da melhora na cabine da aeronave nas linhas de fluxo do ar: esquerda Milano, direita Maverick ($\alpha=2^\circ$)	58
Figura 59. Efeitos no fluxo de ar e campo de pressões da união asa fuselagem: esquerda Milano, direita Maverick	59
Figura 60. Comparativa CL vs CD de ambas as aeronaves dos três métodos	61
Figura 61. Comparativa da polar de sustentação de ambas as aeronaves dos três métodos	62
Figura 62. Comparativa da polar de arrasto de ambas as aeronaves dos três métodos	63
Figura 63. Comparativa da eficiência aerodinâmica em função do angulo de ataque de ambas as aeronaves dos três métodos	64

LISTA DE TABELAS

Tabela 1. Dimensões da Asa e Fuselagem do Milano	5
Tabela 2. Dimensões da Empenagem Horizontal do Milano	5
Tabela 3. Dimensões da Empenagem Vertical do Milano.....	5
Tabela 4. Aerofólios utilizados para as superfícies sustentadoras do Milano	5
Tabela 5. Dimensões da Asa e Fuselagem do Maverick.....	7
Tabela 6. Dimensões da Empenagem Horizontal do Maverick.....	7
Tabela 7. Dimensões da Empenagem Vertical do Maverick	7
Tabela 8. Aerofólios utilizados para as superficies sustentadoras do Maverick.....	7
Tabela 9. Áreas molhadas dos componentes da aeronave Milano	15
Tabla 10. Áreas molhadas dos componentes da aeronave Maverick.....	15
Tabela 11. Valores de k para as diferentes superfícies.....	17
Tabla 12. Valores de espessura máxima e sua posição relativa em relação à corda de ambas as aeronaves	17
Tabela 13. Valores dos diferentes componentes na contribuição ao arrasto de atrito	18
Tabela 14. Valores dos coeficientes de arrasto miscelâneo totais	20
Tabela 15. Valores de coeficientes de sustentação máximos e pendentes de curva de sustentação 2D e 3D de ambas as aeronaves.....	24

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	1
1.1 CARACTERÍSTICAS E OPERAÇÃO DAS AERONAVES TREINADORAS PRIMÁRIAS	1
1.1.1 FASES DO TREINAMENTO MILITAR	1
1.1.1.1 TREINAMENTO INICIAL.....	2
1.1.1.2 TREINAMENTO PRIMÁRIO.....	2
1.1.1.3 TREINAMENTO AVANÇADO	3
1.2 CARACTERÍSTICAS DA AERONAVE MILANO	4
1.3 CARACTERÍSTICAS AERONAVE MAVERICK	6
1.4 DIFERENÇAS ENTRE AS DUAS AERONAVES E CONCEITOS TEÓRICOS UTILIZADOS PARA SUA IMPLEMENTAÇÃO	7
1.4.1 MELHORIAS NA ASA	8
1.4.2 MELHORIAS NA FUSELAGEM.....	10
1.4.3 MELHORIAS NA UNIÃO ASA-FUSELAGEM	11
2. ANÁLISES	14
2.1 ESTUDO ANALÍTICO	14
2.1.1 ARRASTO PARÁSITA.....	14
2.1.1.1 ARRASTO DE ATRITO	16
2.1.1.2 ARRASTO MISCELÂNEO	19
2.1.1.3 ARRASTO DE LEAKAGE E PROTUBERÂNCIAS.....	20
2.1.1.4 ARRASTO PARASITA TOTAL	20
2.1.2 ARRASTO INDUZIDO	21
2.1.3 COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO MÁXIMO (CL_{max}) E INCLINAÇÃO DA CURVA DE SUSTENTAÇÃO ($\partial CL/\partial \alpha$)	23
2.1.4 GRÁFICAS E RESULTADOS DO CÁLCULO ANALÍTICO	27
2.1.4.1 ARRASTO INDUZIDO, PARASITA E TOTAL EM FUNÇÃO DA VELOCIDADE DE VOO....	27
2.1.4.2 CD vs CL (ANALÍTICO)	29
2.1.4.3 CL vs α (ANALÍTICO).....	29
.....	30
2.1.4.4 CD vs α (ANALÍTICO)	31
2.1.4.5 FATOR DE ARRASTO INDUZIDO (ANALÍTICO)	31

2.1.4.6	FATOR DE ALCANCE (ANALÍTICO).....	32
2.1.4.7	EFICIÊNCIA AERODINÂMICA (ANALÍTICA)	34
2.2	ESTUDO AERODINÂMICO XFLR5	35
2.2.1	ANÁLISE DOS AEROFÓLIOS NACA 23015, NACA 23012, NACA 0012 E NACA 0009	35
2.2.2	ANÁLISE DAS AERONAVES COMPLETAS: ASA E EMPENAGENS.....	37
2.2.2.1	<i>CD</i> vs <i>CL</i> (XFLR5)	41
2.2.2.2	<i>CL</i> vs α (XFLR5).....	42
2.2.2.3	<i>CD</i> vs α (XFLR5)	43
2.2.2.4	EFICIÊNCIA AERODINÂMICA (XFLR5).....	44
2.3	ESTUDO NUMÉRICO CFD: ANSYS CFX	45
2.3.1	CRIAÇÃO GEOMÉTRICA DO VOLUME DE CONTROLE.....	45
2.3.2	ANÁLISE DE INDEPENDÊNCIA DE MALHA.....	46
2.3.3	CONDIÇÕES DE CONTORNO DO MODELO FÍSICO	48
2.3.4	GRÁFICAS E RESULTADOS DO ESTUDO CFD	50
2.3.4.1	<i>CD</i> vs <i>CL</i> (CFD)	50
2.3.4.2	<i>CL</i> vs α (CFD)	51
2.3.4.3	<i>CD</i> vs α (CFD)	52
2.3.4.4	FATOR DE ARRASTO INDUZIDO (CFD)	53
2.3.4.5	FATOR DE ALCANCE (CFD).....	53
2.3.4.6	EFICIÊNCIA AERODINÂMICA (CFD)	55
2.3.4.7	EFEITOS NO FLUXO DE AR PROVOCADOS PELAS MELHORAS NA ASA	56
2.3.4.8	EFEITOS NO FLUXO DE AR PROVOCADOS PELAS MELHORAS NA FUSELAGEM	58
2.3.4.9	EFEITOS NO FLUXO DE AR PROVOCADOS PELAS MELHORAS NA UNIÃO ASA FUSELAGEM.....	59
3.	DISCUSSÕES COMPARATIVAS E CONCLUSÕES FINAIS	61
3.1	DISCUSSÕES COMPARATIVAS	61
3.2	CONCLUSÕES FINAIS	66

1. INTRODUÇÃO

O principal objetivo deste trabalho é propor uma série de melhorias para aumentar o desempenho aerodinâmico da aeronave treinadora primária que foi projetada na matéria *Projeto de Aeronaves I*. Esta série de melhorias terá como objetivo adaptar melhor o projeto da aeronave às suas funções, bem como ao seu consumo em vôo e desempenho aerodinâmico geral. Percebe-se que poderiam ser feitas melhorias no projeto das superfícies aerodinâmicas da aeronave original, tanto nas próprias características da asa e da fuselagem, quanto na junção das duas. Tanto a aeronave original projetada no curso (denominada *Milano* pelo autor da obra) como a versão melhorada (denominada *Maverick*) serão apresentadas a seguir, assim como uma revisão bibliográfica das aeronaves treinadoras primárias e as características delas.

1.1 CARACTERÍSTICAS E OPERAÇÃO DAS AERONAVES TREINADORAS PRIMÁRIAS

Uma aeronave treinadora é uma classe de aeronaves projetada especificamente para facilitar o treinamento em vôo de pilotos e tripulantes de aeronaves. O uso de uma aeronave treinadora dedicada com características de segurança adicionais - como controles de vôo em tandem, características de vôo indulgentes e um arranjo simplificado do cockpit - permite aos pilotos em treinamento avançar com segurança em suas habilidades de pilotagem, navegação e/ou combate de guerra em tempo real [8] .

1.1.1 FASES DO TREINAMENTO MILITAR

Uma vez que ambas as aeronaves projetadas são aeronaves instrutoras primárias com foco militar, pretende-se aprofundar as funcionalidades e etapas do processo de treinamento militar com as respectivas aeronaves utilizadas em cada caso. Dado o custo do treinamento de pilotos militares, as forças aéreas normalmente conduzem o treinamento em fases para excluir candidatos inapropriados. O custo para aquelas forças aéreas que não seguem um regime de treinamento gradativo não é apenas monetário, mas também em vidas. Por exemplo, durante muitos anos a Força Aérea Indiana operou sem uma aeronave de treinamento avançado adequada, o que levou a uma alta taxa de baixas à medida que os pilotos passaram para

aeronaves MiG 21 de alto desempenho sem uma avaliação adequada de sua aptidão para vôo supersônico [17][17][17].

1.1.1.1 TREINAMENTO INICIAL

Normalmente, os pilotos militares contemporâneos aprendem habilidades iniciais de vôo em uma aeronave leve não muito diferente das aeronaves de treinamento civil. Nesta fase, os candidatos a piloto são selecionados para atributos mentais e físicos. As aeronaves utilizadas para este fim incluem a Slingsby Firefly, como em tempos utilizada pela Academia USAF, e os Bulldogs de Aviação Escocesa da RAF. A USAF substituiu o Firefly e o programa EFSP (Enhanced Flight Screen Program) pelo Diamond DA20 e o programa IFS (Initial Flight Screening) [18] . No final desta etapa, os pilotos estagiários são avaliados quanto ao local de seus atributos, como pilotos de jato rápido, multimotores ou pilotos de asas rotativas.

1.1.1.2 TREINAMENTO PRIMÁRIO

Após a fase inicial, um candidato pode avançar para treinadores básicos/treinadores primários. Estes são normalmente treinadores como o Pilatus PC-9 e Embraer Tucano, seria a categoria das aeronaves Maverick e Milano objeto de estudo. Os modernos treinadores turboélice podem replicar as características de manobrabilidade de aeronaves a jato, bem como ter desempenho suficiente para avaliar a capacidade técnica de um candidato nos controles de uma aeronave, velocidade de reação e capacidade de antecipar eventos. Antes da disponibilidade de turbopropulsores de alto desempenho, o treinamento básico era realizado com aeronaves a jato como o BAC Jet Provost, T-37 Tweet, e Fouga Magister. Aqueles candidatos que não são adequados para continuar o treinamento como pilotos de jato rápido podem receber comissões de vôo e treinar para voar aeronaves multimotores, por exemplo, transporte e aviões-tanque [19] .

1.1.1.3 TREINAMENTO AVANÇADO

Aqueles que progridem para o treinamento de vôo rápido a jato passarão então para um treinador avançado, tipicamente capaz de altas velocidades subsônicas, manobras de alta energia, e equipado com sistemas que simulam armas modernas e vigilância [20] . Exemplos de tais aeronaves de treinamento a jato incluem o supersônico T-38 Talon, o BAE Hawk, o Dassault/Dornier Alpha Jet, o Aero L-39 e o Yakovlev Yak-130.

É nesta etapa que um piloto começa a aprender a operar sistemas de radar e eletrônicos. Os modernos treinadores avançados apresentam displays multifuncionais programáveis que podem ser programados para simular diferentes sistemas eletrônicos e cenários. A maioria dos treinadores avançados não tem sistemas de radar próprios, mas os sistemas a bordo podem ser programados para simular contatos de radar. Com links de dados e sistemas de radar virtuais GPS podem ser criados com retransmissão de aeronaves equipadas de forma semelhante entre si suas posições em tempo real e computadores de bordo criando um "display de radar" baseado nestas informações [21] . O objetivo dos displays programáveis é acelerar o treinamento do piloto replicando, na medida do possível, os sistemas que um piloto encontrará em uma aeronave operacional.

1.2 CARACTERÍSTICAS DA AERONAVE MILANO

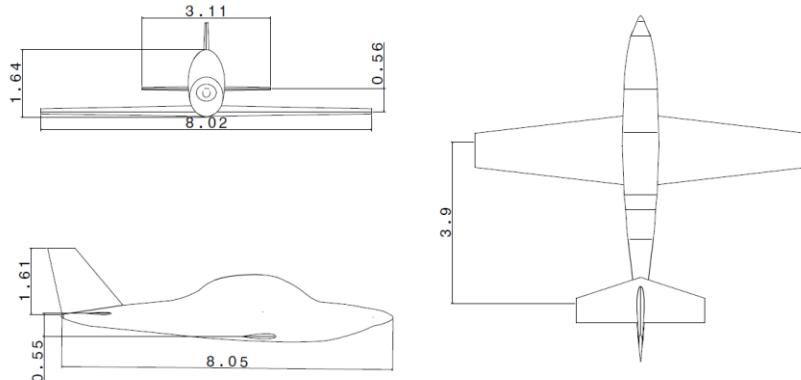
A aeronave em questão (Figura 1) é uma treinadora primária, principalmente para uso militar. Foi projetada utilizando bancos de dados de aeronaves similares, como o *EMB-312 Tucano*, o *SIAI-Marchetti SF.260* ou o *Slingsby T67M* [8] . A definição das superfícies aerodinâmicas foi realizada durante o curso de *Projeto de Aeronaves I*, e foi empregada utilizando a metodologia apresentada em [14] . Os cálculos e definições destas superfícies podem ser consultados nos relatórios feitos durante o curso no ANEXO A (80). O espaço do cockpit foi projetado e planejado para acomodar aluno e instrutor em configuração tandem, respeitando as dimensões ergonômicas e as distâncias da FAR 23 como pode ser visto nos desenhos conceituais dos relatórios.

Figura 1. Modelo CAD 3D da Aeronave Milano



Fonte: Próprio Autor

Figura 2. Dimensões gerais do Milano



Fonte: Próprio Autor

O modelo 3D da aeronave foi feito usando o software *CATIA V5*, utilizando as dimensões e desenhos conceituais feitos durante o curso. Como mencionado anteriormente, algumas dimensões foram inspiradas por aeronaves similares compiladas no banco de dados que pode ser consultado no ANEXO A (80). Mais abaixo apresenta-se uma tabela com as principais dimensões utilizadas para a criação do modelo Milano.

Seção	$S_W [m^2]$	AR	λ	$b [m]$	$c_r [m]$	$c_t [m]$	$\bar{c} [m]$	$\Lambda [^{\circ}]$	$L_F [m]$
Asa e Fuselagem	9.97	6.45	0.5	8.02	1.66	0.83	1.29	0	8.05

Tabela 1. Dimensões da Asa e Fuselagem do Milano

Seção	$S_H [m^2]$	A_H	λ_H	$b_H [m]$	$c_r [m]$	$c_t [m]$	$\bar{c}_H [m]$	$\Lambda_H [^{\circ}]$
Empenagem Horizontal	2.41	4	0.5	3.1	1.03	0.52	0.85	12.68

Tabela 2. Dimensões da Empenagem Horizontal do Milano

Seção	$S_V [m^2]$	A_V	λ_V	$b_V [m]$	$c_r [m]$	$c_t [m]$	$\bar{c}_V [m]$	$\Lambda_V [^{\circ}]$
Empenagem Vertical	1.13	1.6	0.5	1.61	1.12	0.56	0.92	32.38

Tabela 3. Dimensões da Empenagem Vertical do Milano

	Raiz Asa	Ponta Asa	Empenagem Horizontal	Empenagem Vertical
Aerofólio NACA	23015	23015	0009	0012

Tabela 4. Aerofólios utilizados para as superfícies sustentadoras do Milano

Fonte: Próprio Autor

Como pode ser visto, esta é uma aeronave de asa baixa, que expande muito o campo de visão do piloto, apropriado para uma aeronave de treinamento. Também a torna uma aeronave muito mais manobrável.

Por outro lado, a configuração do cockpit tandem permite uma forma muito mais fina da fuselagem, reduzindo a área molhada e frontal da fuselagem e, portanto, seu arrasto parasita.

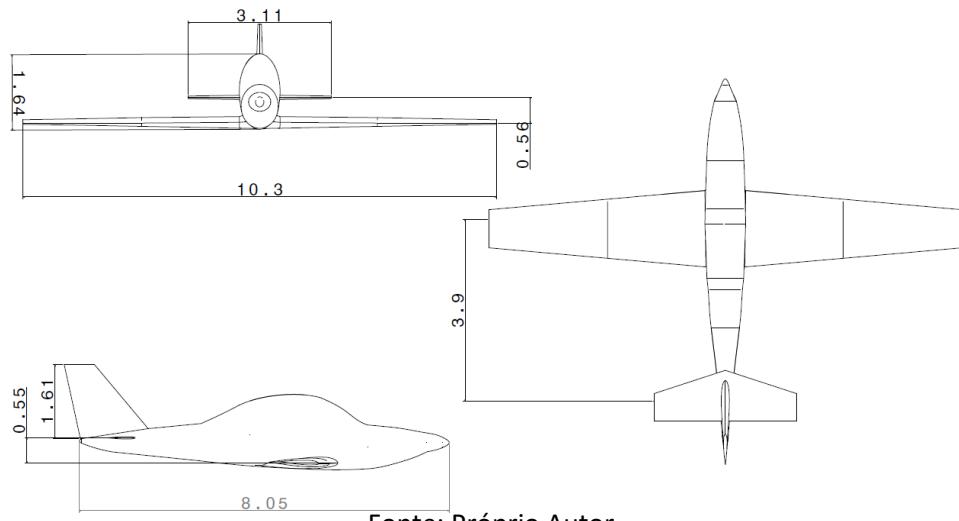
1.3 CARACTERÍSTICAS AERONAVE MAVERICK

A seguir está a versão aerodinamicamente evoluída da aeronave Milano, batizada como Maverick (Figura 3). O objetivo deste subcapítulo é apresentar as características gerais da aeronave Maverick, como foi feito para a aeronave Milano. Portanto, as razões por trás das modificações serão apresentadas posteriormente no trabalho, apoiadas por cálculos, análises e conceitos teóricos correspondentes. A aeronave também é treinadora primária com um foco militar, portanto, o cockpit é projetado para acomodar também aluno e instrutor, em configuração tandem.

Figura 3. Modelo CAD 3D da Aeronave Maverick



Figura 4. Dimensões gerais do Maverick



As tabelas com as principais dimensões das aeronaves Maverick também são apresentadas seguidamente.

Seção	$S_W [m^2]$	AR	λ	$b [m]$	$c_r [m]$	$c_t [m]$	$\bar{c} [m]$	$\Lambda [^{\circ}]$	$L_F [m]$
Asa e Fuselagem	12.94	8.2	0.5	10.3	1.66	0.83	1.3	0	8.05

Tabela 5. Dimensões da Asa e Fuselagem do Maverick

Seção	$S_H [m^2]$	A_H	λ_H	$b_H [m]$	$c_r [m]$	$c_t [m]$	$\bar{c}_H [m]$	$\Lambda_H [^{\circ}]$
Empenagem Horizontal	2.41	4	0.5	3.1	1.03	0.52	0.85	12.68

Tabela 6. Dimensões da Empenagem Horizontal do Maverick

Seção	$S_V [m^2]$	A_V	λ_V	$b_V [m]$	$c_r [m]$	$c_t [m]$	$\bar{c}_V [m]$	$\Lambda_V [^{\circ}]$
Empenagem Vertical	1.13	1.6	0.5	1.61	1.12	0.56	0.92	32.38

Tabela 7. Dimensões da Empenagem Vertical do Maverick

	Raiz Asa	Ponta Asa	Empenagem Horizontal	Empenagem Vertical
Aerofólio NACA	23015	23012	0009	0012

Tabela 8. Aerofólios utilizados para as superfícies sustentadoras do Maverick

Fonte: Próprio Autor

Como pode ser visto, a aeronave é também de asa baixa, devido às vantagens mencionadas acima para uma aeronave treinadora. As principais diferenças com a aeronave Milano são uma envergadura de asa mais longa, um aerofólio da ponta da asa com menor espessura para a mesma curvatura que o aerofólio da raiz, e uma torção geométrica da asa ao longo de sua envergadura. O subcapítulo a seguir detalha essas diferenças explicando o conceito teórico por trás de sua implementação.

1.4 DIFERENÇAS ENTRE AS DUAS AERONAVES E CONCEITOS TEÓRICOS UTILIZADOS PARA SUA IMPLEMENTAÇÃO

Este capítulo abordará todas as variações no projeto de ambas as aeronaves já introduzidas no capítulo anterior, bem como o raciocínio seguido para sua proposta e implementação. Durante o capítulo 2, serão apresentados os cálculos analíticos e a análise *CFD*, assim como os resultados dos programas aerodinâmicos de código livre como *XFLR5*, que oferecem uma primeira estimativa dos valores procurados. Como mencionado no início do

trabalho, as melhorias propostas serão tratadas em três seções diferentes, a saber: melhorias na asa, melhorias na fuselagem e melhorias na junção asa-fuselagem.

1.4.1 MELHORIAS NA ASA

Como pode ser visto no ANEXO A (80), nos relatórios desenvolvidos durante o curso *Projeto de Aeronaves I*, o aerofólio escolhido para a asa é o NACA 23015, uma vez que, entre os selecionados no banco de dados da aeronave, apresenta um $C_{l\max}$ mais alto que os outros aerofólios estudados, devido a sua espessura, bem como uma inclinação mais acentuada $C_{l\alpha}$ na polar C_l vs α que produz um C_L mais alto para a asa tridimensional (ver Equação 1 e Equação 2, obtidas da referência [13]).

$$C_{l\max} = 0.95 a (\alpha_{Cl_{\max}} - \alpha_{Cl_0}) \quad (1)$$

$$a = f \frac{a_0}{1 + \frac{57.3 a_0}{\pi AR}} \quad (2)$$

Onde:

$$a = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$$

f = Fator de forma da asa

$$a_0 = \frac{\partial C_l}{\partial \alpha}, \quad AR = \text{Alongamento da asa}$$

No Milano, a asa tem o mesmo aerofólio tanto na raiz quanto na ponta, mas para o Maverick foi escolhido um aerofólio semelhante, mas com características aerodinâmicas diferentes para a ponta, o NACA 23012, com menos espessura e a mesma curvatura, portanto com $C_{l\max}$ mais alto para ângulos de ataque elevados (ver Figura 5 obtida de [7]), o que é ideal para atrasar o *stall* na ponta da asa e, portanto, não perder o controle dos ailerons. Outra vantagem do aerofólio é que por ser mais fino, reduz significativamente o arrasto de pressão.

Figura 5. Coeficiente de sustentação máxima em função da razão de espessura.

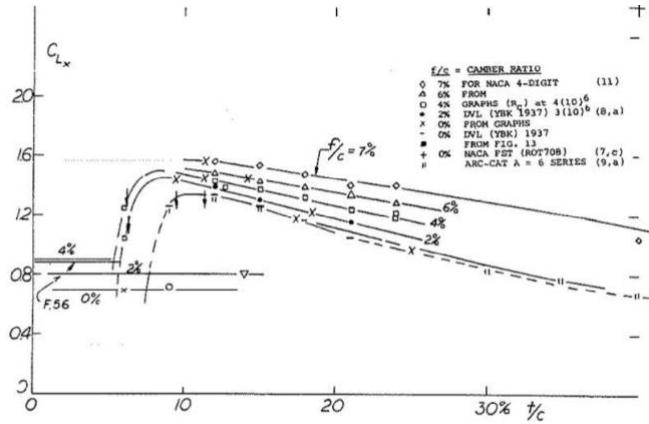


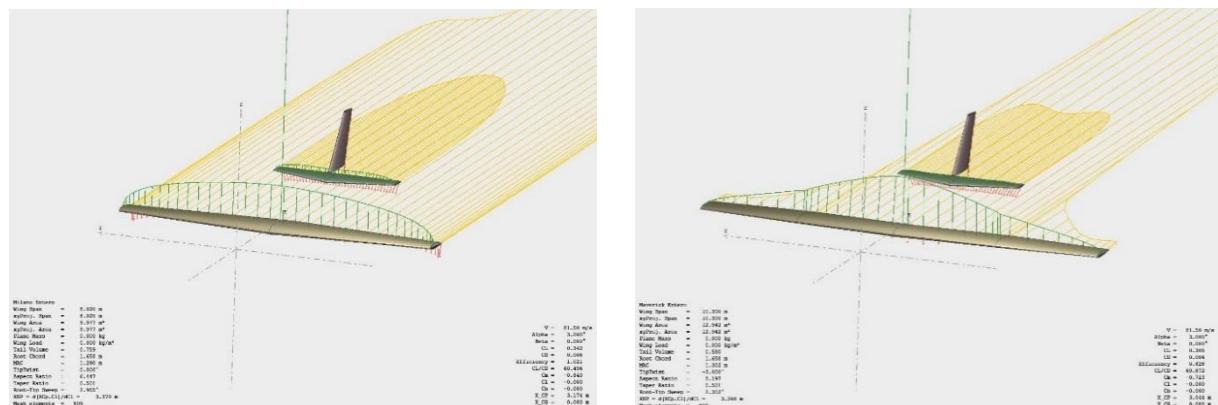
Figure 23. Maximum lift coefficient of various types of airfoils, at $R_f = 4(10)^6$, as a function of their thickness ratio. Primarily 4-digit type foil shapes.

Fonte: HOERNER,S.P. 1965

Na mesma linha de ação, foi estabelecida uma torção geométrica em três seções diferentes da asa: na raiz (com perfil NACA 23015), no meio da semi-envergadura (com perfil NACA 23015) e na ponta (*washout*). Isto resulta em uma distribuição da sustentação mais setorizada e concentrada no centro da asa (ver Figura 7 e Figura 6); o que tem duas vantagens importantes em relação à aerodinâmica da aeronave, que são descritas a seguir.

Como a distribuição da sustentação exercida nas pontas das asas é menor, o momento de flexão da asa é, portanto, reduzido, o que permite projetar uma asa com maior envergadura, aumentando a sustentação da asa a qualquer velocidade. Isto é especialmente útil em uma aeronave treinadora primária, já que a sustentação será maior em velocidades mais baixas. Por outro lado, como a sustentação é reduzida na ponta da asa, o arrasto induzido é reduzido, reduzindo assim o arrasto total, o que é interessante em vôos de cruzeiro para melhorar o consumo da aeronave.

Figura 7. Distribuição da sustentação elíptica e arrasto induzido Figura 6. Distribuição da sustentação setorizada e arrasto induzido do Maverick (XFLR5)



Fonte: Próprio Autor

Por outro lado, os ângulos definidos nas 3 seções da envergadura da asa (raiz, meio e ponta) foram: 2° , $-1,5^\circ$ e -3° respectivamente, dando à asa uma torção geométrica (ver Figura 8 e Figura 9). O primeiro foi escolhido avaliando a gráfica C_l vs α do aerofólio NACA 23015, usando o *XFLR5* como detalhado mais adiante, e escolhendo um ângulo que apresentava alta eficiência aerodinâmica sem chegar a um valor alto devido ao risco de *stall* em ângulos de ataque altos. Os outros dois ângulos foram definidos otimizando o comportamento da asa usando o programa *XFLR5*, introduzindo variações e observando o comportamento das polares aerodinâmicas do modelo, como também será explicado no próximo capítulo.

Figura 8. Asa sem torção geométrica do Milano

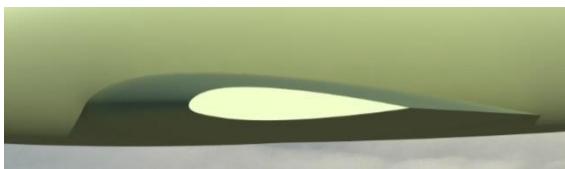
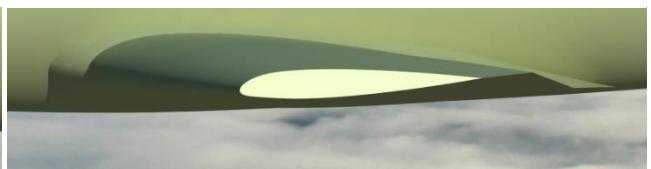


Figura 9. Asa com torção geométrica do Maverick



Fonte: Próprio Autor

1.4.2 MELHORIAS NA FUSELAGEM

Olhando para o desenho do cockpit da aeronave, pode-se perceber que pode ser melhor adaptado em forma às linhas aerodinâmicas para evitar áreas de desprendimento da camada limite, recirculação do ar, reduzindo assim o componente de arrasto parasita devido à separação viscosa ou pressão (ver Equação 3 de [14]).

$$C_{D0} = \sum \left(\frac{C_f F F Q S_{wet}}{S_{ref}} \right) + C_{Dmisc} + C_{Dpert} \quad (3)$$

Onde:

C_f = Coeficientes de fricção

FF = Coeficiente de Factor de Forma que estima a arrasto de pressão devido a separação viscosa

Q = Coeficientes de interferência

A Equação 3, bem como seus termos serão utilizados e explicados no próximo capítulo de cálculos e resultados. O método utilizado para refinar a forma do cockpit tem sido a utilização do programa *CFD Ansys CFX 15.0* para obter a trajetória das linhas de fluxo ao longo da fuselagem, como mostrado na Figura 11, desta forma, o cockpit se adapta melhor e perturba

menos o fluxo, favorecendo a aderência da camada limite e o fluxo laminar assim como evita possíveis recirculações do ar devido ao arrasto de pressão provocado pela perturbação da fuselagem no ar. Como pode ser visto na Figura 10, e está incluso nos relatórios do ANEXO A (80), as dimensões da cabine respeitam as distâncias ergonômicas impostas pelos regulamentos, como mencionado anteriormente.

Figura 11. Novo desenho do cockpit em função das linhas de fluxo de ar

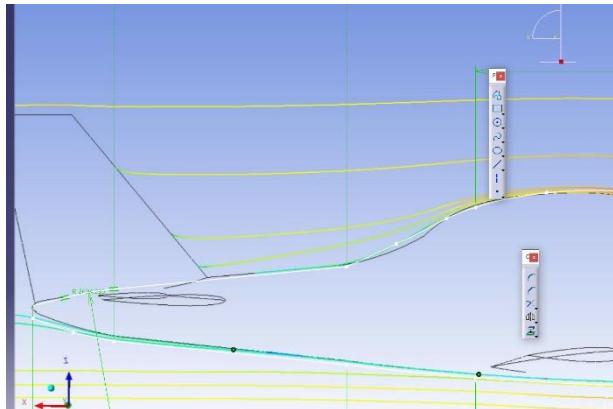
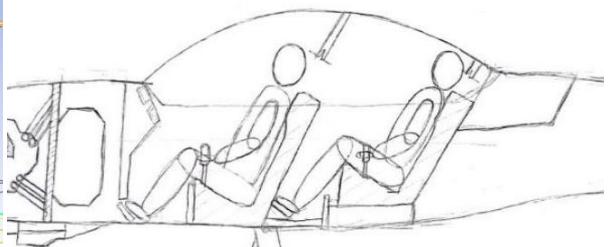


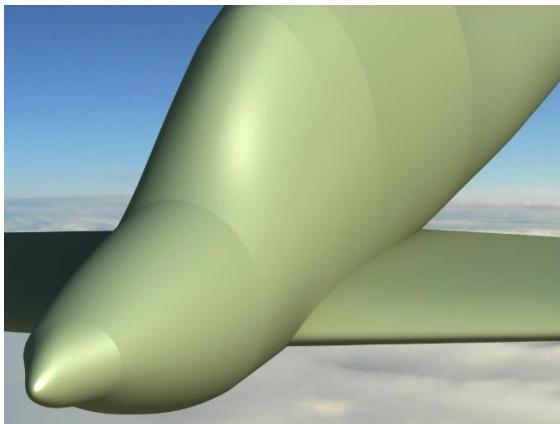
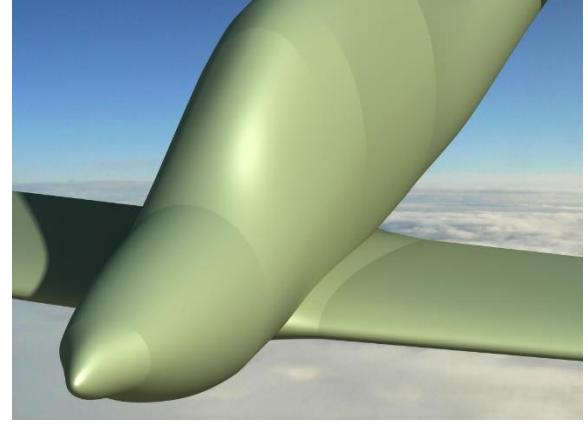
Figura 10. Plano conceitual do Cockpit a escala utilizando as medidas ergonômicas impostas pela certificação FAR 23



Fonte: Próprio Autor

1.4.3 MELHORIAS NA UNIÃO ASA-FUSELAGEM

Nesta seção, a mesma linha de ação foi seguida para adaptar melhor as formas aerodinâmicas da aeronave às linhas de corrente do fluido, evitando áreas com altos gradientes de pressões desfavoráveis que podem causar separação de camada limite ou transições laminar-turbulentas, afetando o arrasto total. Pode-se ver que a junta assa-fuselagem da aeronave Milano não tem uma superfície de transição para suavizar a perturbação do fluxo de ar de entrada na borda de ataque (ver Figura 13 e Figura 12), como é comum em praticamente todas as aeronaves no mercado.

Figura 13.União asa-fuselagem Milano*Figura 12.União asa-fuselagem Maverick*

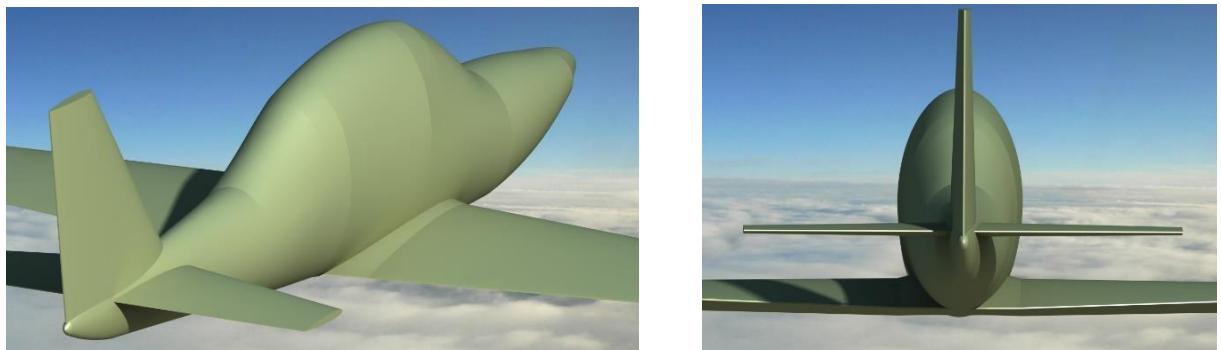
Fonte: Próprio Autor

Esta união foi inspirada por desenhos reais na indústria, como pode ser visto nas fotografias da aeronave AT-26 Xavante nas Figura 14 e Figura 15, assim como pelas indicações fornecidas em [14] como pode ser visto na Figura 17 extraída da referência. Em capítulos posteriores dos resultados, a circulação de fluxo em torno desta área e seus diferentes gradientes de pressão serão mostrados a fim de apreciar a melhoria proposta. Ela também influenciará na contribuição para o arrasto parasita da aeronave.

Figura 15. Detalhe união asa-fuselagem AT-26 Xavante*Figura 14. Detalhe união asa-fuselagem AT-26 Xavante*

Fonte: Próprio Autor

Figura 16. Detalhe união asa-fuselagem Maverick



Fonte: Próprio Autor

Figura 17. Detalhe união asa-fuselagem Maverick e instruções de desenho do Raymer

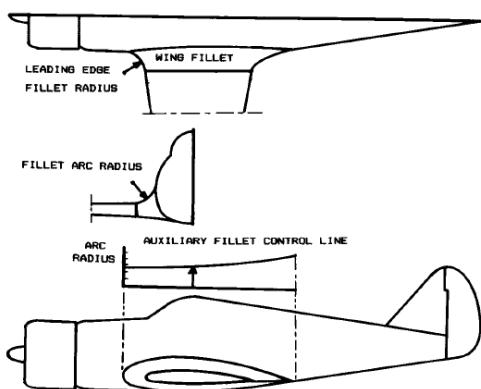
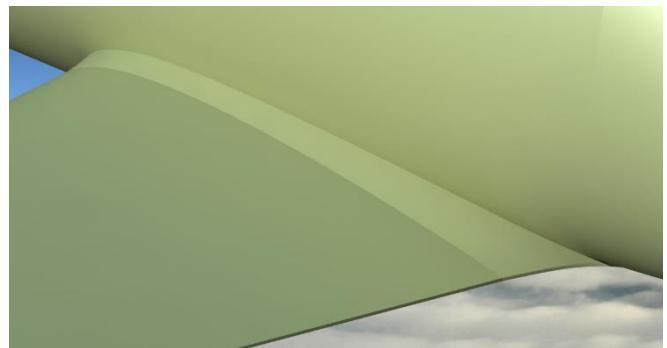


Fig. 7.32 Wing fillet layout.

Fonte: RAYMER, D.P. 1992



Fonte: Próprio Autor

2. ANÁLISES

Este capítulo apresentará as três diferentes formas de análise e cálculo para justificar e demonstrar as melhorias propostas no projeto da nova aeronave. Eles serão apresentados em ordem crescente de precisão e detalhe: começando com as primeiras estimativas analíticas usando as equações obtidas de [14] para calcular o arrasto total da aeronave, bem como diferentes gráficos aerodinâmicos a partir de seus componentes, seguido por programas como o *XFLR5*, programa de código livre especializado em aerodinâmica, que pode ser uma boa primeira estimativa do comportamento aerodinâmico da asa e estabilizadores, e terminando com a análise *CFD* usando o programa *Ansys CFX*, onde a geometria completa em 3D de ambas as aeronaves será introduzida para uma análise mais detalhada do avião completo e verificação final das análises.

2.1 ESTUDO ANALÍTICO

No capítulo seguinte serão usadas as equações e métodos de [14] , como foram aprendidos durante o curso de *Projeto de Aeronaves I*. A previsão analítica da polar de arrasto da aeronave será feita através do cálculo do arrasto parasita e do arrasto induzido, assim como o cálculo da inclinação da polar de sustentação e o $C_{L_{max}}$. O arrasto parasita será definido através do cálculo da contribuição dos diferentes componentes. Como condições de vôo, será utilizada uma velocidade de cruzeiro de 293,4 km/h (81,5 m/s) extraída de cálculos e estimativas inclusas nos relatórios disponíveis no ANEXO A (80), bem como do banco de dados de aeronaves similares coletados durante o curso de *Projeto de Aeronaves I* e uma altitude de cruzeiro de 10.000 ft (3.048 m) com valores correspondentes de pressão, densidade e temperatura extraídos do modelo de atmosfera estânadar ISA.

2.1.1 ARRASTO PARÁSITA

O coeficiente de arrasto parasita C_{D_0} , ou ainda, coeficiente de arrasto de sustentação nula, pode ser obtido pelo método da Soma dos Componentes da Aeronave (Individuais) no qual são levados em consideração o arrasto por fricção, de pressão, interferência, miscelânea (rodas e estrutura dos trens de pouso e arrasto de pressão na cauda da aeronave) e de demais protuberâncias. Vale notar que estas estimativas são referentes a voos subsônicos, validos para

ambas as aeronaves que não atingiram nem Mach 0.3. Resumidamente e representado pela equação 3 apresentada a seguir novamente:

$$(C_{D0})_{subsônico} = \frac{\sum C_{fc} FF_c Q_c S_{wet}}{S_{ref}} + C_{Dmisc} + C_{D L&P} \quad (3)$$

Onde:

C_f = Coeficientes de fricção de placa plana equivalente

FF = Coeficiente de Factor de Forma que estima a arrasto de pressão devido a separação viscosa

Q = Coeficientes de interferência

S_{wet} = Superfície molhada dos componentes

S_{ref} = Superfície de referência, geralmente a superfície da asa

C_{Dmisc} = Influência das rodas e estrutura dos trens de pouso e arrasto de pressão na cauda da aeronave

$C_{D L&P}$ = Influência da sucção de ar pela aeronave em áreas de alta pressão, e a liberação dele em áreas de baixa pressão, assim como das demais protuberâncias da aeronave (antenas, luzes, carcaças de atuadores e outros itens)

Portanto, para este método, a superfície molhada dos diferentes componentes deve primeiro ser calculada. Aproveitando o modelo CAD 3D de ambas as aeronaves e a ferramenta *CATIA*, os valores serão extraídos do programa para obter um resultado mais preciso em vez de usar as equações estimativas de [14]. As tabelas seguintes resumem os valores extraídos do programa *CATIA*.

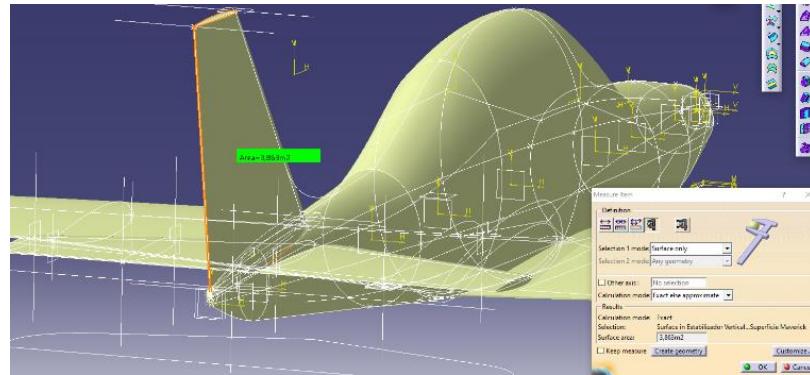
Aeronave	$S_{wet Asa} [m^2]$	$S_{wet Emp Hor} [m^2]$	$S_{wet Emp Vert} [m^2]$	$S_{wet Fus} [m^2]$	$S_{ref} [m^2]$
Milano	18.45	4.67	3.66	16.59	9.97

Tabla 9. Áreas molhadas dos componentes da aeronave Milano

Aeronave	$S_{wet Asa} [m^2]$	$S_{wet Emp Hor} [m^2]$	$S_{wet Emp Vert} [m^2]$	$S_{wet Fus} [m^2]$	$S_{ref} [m^2]$
Maverick	26.15	4.67	3.66	16.65	12.94

Tabla 10. Áreas molhadas dos componentes da aeronave Maverick

Figura 18. Medição das diferentes superfícies mediante CATIA



Fonte: Próprio Autor

2.1.1.1 ARRASTO DE ATRITO

Para o cálculo dos coeficientes de fricção de placa plana equivalente dos diversos componentes, será assumido um fluxo totalmente turbulento, a fim de ser uma análise muito mais conservadora, já que o fluxo turbulento aumenta o coeficiente de arrasto do atrito. Inicialmente, podemos estimar os coeficientes C_{fc} , para regiões de escoamento turbulento a partir das equações 4 e 5, onde a equação 5 corresponde ao número *Reynolds Cutoff* para cada componente (Reynolds além do qual o fluxo torna-se turbulento):

$$(C_f)_{turb} = \frac{0.455}{(\log_{10} Re)^{2.58}(1+0.144 M^2)^{0.65}} \quad (4)$$

$$Re = 38.21 \left(\frac{l}{k} \right)^{1.053} \quad (5)$$

Onde:

l = Comprimento característico do componente (CMA para a asa e os empenagens e cumprimento total para a fuselagem).

k = Coeficiente de rugosidade superficial experimental do componente

O valor de k adotado foi $1.33 \cdot 10^{-5}$, justificando que a superfície de ambas as aeronaves será constituída de chapa metálica com acabamento superficial normal, como pode ser visto na Tabela 11 extraída de [14].

Tabela 11. Valores de k para as diferentes superfícies

Surface	k (ft)
Camouflage paint on aluminum	3.33×10^{-5}
Smooth paint	2.08×10^{-5}
Production sheet metal	1.33×10^{-5}
Polished sheet metal	0.50×10^{-5}
Smooth molded composite	0.17×10^{-5}

Fonte: RAYMER, D.P. 1992

Continuando com o método da soma dos componentes, procede-se a definir os fatores de forma (FF) devido a separação viscosa dos diferentes componentes por meio de suas equações extraídas de [14]. A equação 6 é usada para calcular os fatores de forma da asa, e ambos os empenagens, enquanto para a fuselagem; o fator de forma é calculado com a expressão 7.

$$FF_{componente} = \left[1 + \frac{0.6}{(x/c)_m} \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] [1.34 M^{0.18} (\cos \Lambda_m)^{0.28}] \quad (6)$$

Onde:

 $(x/c)_m$ = Posição da espessura máxima de cada componente em porcentagem da corda $\left(\frac{t}{c} \right)$ = Espessura máxima de cada componente em porcentagem da corda Λ_m = Enflechamento (O enflechamento da asa é nulo, para o enflechamento dos empenagens ver Tabela 2 e Tabela 3)

Dado que o perfil usado na raiz da asa da aeronave Maverick é o de maior espessura, e acontece que é o mesmo que o da aeronave Milano, e a configuração da cauda em ambas as aeronaves é a mesma.

Componente	$(x/c)_m$	$\left(\frac{t}{c} \right)$
Asa	0.3	0.15
Empenagem Horizontal	0.309	0.09
Empenagem Vertical	0.3	0.12

Tabela 12. Valores de espessura máxima e sua posição relativa em relação à corda de ambas as aeronaves

Fonte: Próprio Autor

Continuando, a expressão para o cálculo do fator de forma para a fuselagem:

$$FF_{fuselagem} = \left(1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right) \quad (7)$$

Onde:

$$f = \frac{l_{fus}}{d_{fusmax}} \quad (8)$$

Sendo:

l_{fus} = Comprimento da fuselagem (8.05 m: 26.41 ft em ambos os casos)

d_{fusmax} = Diâmetro máximo da fuselagem (1.06 m: 3.47 ft em ambos os casos, obtido via *CATIA*)

E por último, o fator de interferência foi estimado para cada componente como o valor sugerido por [14], sendo a asa da aeronave Milano (sendo uma asa baixa, sem superfície de união com a fuselagem como possui o Maverick) e a cauda de ambas as aeronaves os únicos fatores de interferência diferente da unidade ($Q = 1.05$ para uma cauda convencional e $Q = 1.25$ para uma asa baixa sem adaptação aerodinâmica, respectivamente), e, portanto, levado em conta para o cálculo. Computando as equações apresentadas acima no código *MATLAB* que pode ser consultado no APÊNDICE A (69), os valores calculados dos diferentes componentes estão resumidos na tabela a seguir

Componente	$C_{fc} \cdot 10^4$	$FF_{componente}$	$Q_{componente}$
Asa Milano	26	1.4082	1.25
Asa Maverick	26	1.4082	1
Fuselagem	20	1.4893	1
Empenagem	28	1.2232	1.05
Horizontal			
Empenagem	28	1.2538	1.05
Vertical			

Tabela 13. Valores dos diferentes componentes na contribuição ao arrasto de atrito

Fonte: Próprio Autor

2.1.1.2 ARRASTO MISCELÂNEO

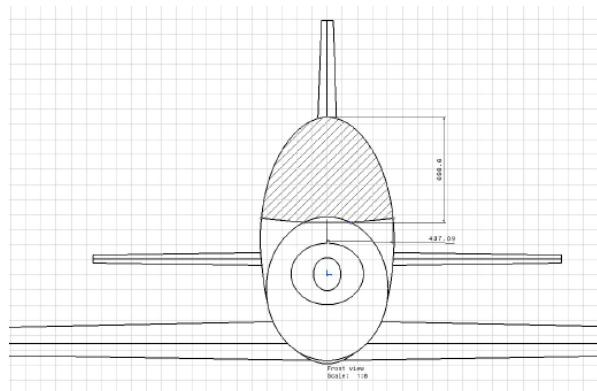
Nesta subseção, procedemos ao cálculo do arrasto miscelâneo que, dadas as peculiaridades deste estudo, não levará em conta elementos como o trem de pouso, já que o trabalho se concentra no estudo da superfície aerodinâmica da aeronave sem levar em conta o resto dos elementos estruturais da aeronave. Portanto, este componente do arrasto parasita será influenciado por dois componentes: por um lado, o ângulo que a fuselagem forma com a horizontal na cauda "upsweep angle" e o arrasto causado pelo "windshield" de ambas as aeronaves. Como não foram feitas modificações em nenhum destes dois aspectos na aeronave Maverick em relação à aeronave Milano, ambos os valores serão os mesmos para ambas. Um dos arrastos miscelâneos é acentuado na parte traseira da fuselagem causando separação de fluxo adicional devido ao acima mencionado angulo da fuselagem, que para velocidades subsônicas pode ser aproximado com:

$$D/q_{upsweep} = 3.83 u^{2.5} A_{max} \quad (9)$$

Onde u é o ângulo citado em radianos e A_{max} é a área da maior seção transversal da fuselagem. Obtendo ambos os valores do modelo 3D da aeronave feito em *CATIA* resulta em uma área máxima de $1.12 m^2$ e um ângulo de 2.925° . Ao realizar as diferentes conversões de unidades, o resultado foi obtido da seguinte forma $D/q_{upsweep} = 0.0272 ft^2$.

Para calcular a contribuição parasita do para-brisa, de acordo com [14], basta multiplicar a área frontal por 0,07 para aeronaves leves com cabine aerodinamicamente bem integrada na fuselagem, levando em conta as dimensões mostradas na Figura 19, e tendo em conta que a área frontal do elemento pode ser considerada como a metade da área da elipse.

Figura 19. Dimensões do Windshield de ambas as aeronaves (*CATIA*)



Fonte: Próprio Autor

Isto resulta em uma contribuição de $D/q_{windshield} = 0.0272 \text{ ft}^2$. Para obter o coeficiente de arrasto parasita de cada um dos componentes acima mencionados, é suficiente multiplicar a área de arrasto vezes a área de referência, que, neste caso, dará coeficientes diferentes para uma aeronave em relação a outra, porque suas áreas de referência são diferentes. Os valores estão resumidos na tabela a seguir.

Aeronave	$S_{ref} [\text{ft}^2]$	D/q_{wsh}	D/q_{ups}	CD_{wsh}	$CD_{ups} \cdot 10^4$	$C_{D_{misc}}$
Milano	107.39	0.3609	0.0272	0.0034	2.5318	0.0036
Maverick	139.31	0.3609	0.0272	0.0026	1.9517	0.0028

Tabela 14. Valores dos coeficientes de arrasto miscelâneo totais

Fonte: Próprio Autor

2.1.1.3 ARRASTO DE LEAKAGE E PROTUBERÂNCIAS

Este tipo de arrasto leva em conta dois componentes ou fenômenos. O primeiro, o arraste de *leakage*, leva em conta a succção de ar pela aeronave em áreas de alta pressão, e a liberação dele em áreas de baixa pressão. O momento aerodinâmico causado pela succção do fluxo de ar causa um aumento no arrasto aerodinâmico, e o fluxo exalado tende a causar uma separação do fluxo na área que é liberada. O tipo de arrasto por protuberância leva em conta antenas, luzes, carcaças de atuadores e outros itens que perturbam a superfície aerodinâmica da aeronave, esta contribuição não será levada em consideração porque, como mencionado anteriormente, as superfícies aerodinâmicas limpas da aeronave estão sendo estudadas.

De acordo com [14] é possível estimar ambas as contribuições como uma porcentagem adicionada à resistência total. Para o tipo de aeronave em estudo, seria adicionado um aumento de 5-10 por cento no arrasto (avião a hélice), a média será escolhida como a porcentagem a ser adicionada; 7,5 por cento.

2.1.1.4 ARRASTO PARASITA TOTAL

Sendo as áreas de referência $S_{refMIL} = 107.32 \text{ ft}^2$ para o Milano e $S_{refMAV} = 139.31 \text{ ft}^2$ para o Maverick, temos que o valor final para o coeficiente de arrasto parasita para ambas as aeronaves sendo $C_{D0MIL} = 0.0215$ para o Milano e $C_{D0MAV} = 0.0175$ para o

Maverick. A partir destes resultados, pode-se calcular a relação entre o arrasto parasita total D_0 em função da velocidade de voo, como:

$$D_0 = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_{D0} \quad (10)$$

Vale notar que a densidade do ar utilizada se refere à do nível do cruzeiro, estipulado em 10.000 ft (3048 m), a velocidade é dada em m/s e o arrasto em N.

2.1.2 ARRASTO INDUZIDO

De acordo com [14] , pode-se calcular o coeficiente arrasto induzido C_{Di} como uma função que depende do coeficiente de sustentação ao quadrado, ou seja:

$$CD_i = k C_L^2 \quad (11)$$

Onde k é determinado por:

$$k = \frac{1}{\pi AR e} \quad (12)$$

Sendo AR o alongamento da asa, e e é o coeficiente de Oswald, definido como:

$$e = 1.78 (1 - 0.045 AR^{0.68}) - 0.64 \quad (13)$$

Dado que os alongamentos das duas asas são $AR_{MIL} = 6.45$ e $AR_{MAV} = 8.2$, obtém-se as seguintes relações entre o coeficiente de arrasto induzido em função do coeficiente de sustentação:

$$C_{DiMIL} = 0.0577 C_L^2 \quad (14)$$

$$C_{DiMAV} = 0.0482 C_L^2 \quad (15)$$

Devido a um maior alongamento da asa, o peso da aeronave será correspondentemente maior. Isto afetará o C_L da aeronave, já que pelas equações da mecânica de vôo em vôo reto de cruzeiro, a sustentação é igual ao peso da aeronave. Usando as equações para o cálculo do peso dos diferentes componentes da aeronave obtidas de [14] , obtém-se a seguinte expressão para o cálculo do peso da asa:

$$W_{wing} = 0.036 S_{ref}^{0.758} W_{fuel}^{0.0035} \left(\frac{AR}{\cos \Lambda^2} \right)^{0.6} q^{0.006} \lambda^{0.04} \left(\frac{100 t/c}{\cos \Lambda^2} \right)^{-0.3} (N_z W_{dg})^{0.49} \quad (16)$$

Onde:

S_{ref} = Superfície de referência (superfície da asa)

W_{fuel} = Peso de combustível alojado na asa

AR = Alongamento da asa

Λ = Enflechamento da asa

q = Pressão dinâmica na altitude de voo

λ = Afilamento da asa

$\left(\frac{t}{c} \right)$ = Espessura máxima da asa em porcentagem da corda

N_z = Fator de carga última (1.5 x 1.5)

W_{dg} = Peso de voo de projeto

Inserido os diferentes valores de ambas as aeronaves como pode se consultar nos relatórios do ANEXO A (80), seguindo a metodologia de [14] , são obtidos os seguintes valores de peso de ala:

$$W_{wing \text{ } MILANO} = 112.92 \text{ } lbs \text{ (51.22 kgs)}; \quad W_{wing \text{ } MAVERICK} = 158.69 \text{ } lbs \text{ (71.98 kgs)}$$

Como o peso da aeronave Milano já foi calculado durante o curso *Projeto de Aeronaves I* utilizando este método para calcular o peso de cada componente separadamente e para fazer a soma global, a seguinte equação será usada para calcular o peso da aeronave Maverick, já que a única mudança de peso será na asa:

$$W_{cruzeiro \text{ } MILANO}[N] = (OEW_{MILANO} \cdot 9.81 \cdot 0.4535) \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} \quad (17)$$

$$W_{cruzeiro \text{ } MAVERICK}[N] = (OEW_{MILANO} - W_{wing \text{ } MILANO} + W_{wing \text{ } MAVERICK} \cdot 9.81 \cdot 0.4535) \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} \quad (18)$$

Onde:

OEW_{MILANO} = Peso vazio operacional Milano (2758.54 lbs ver ANEXO A (80))

$\frac{W_1}{W_0}$ = Fração de peso decolagem-aquecimento e taxi em pista (0.97 ver ANEXO A (80))

$\frac{W_2}{W_1}$ = Fração de peso começo cruzeiro-decolagem (0.985 ver ANEXO A (80))

Obtendo:

$$W_{cruzeiro\ MILANO} = 1.1724 \cdot 10^4 N$$

$$W_{cruzeiro\ MAVERICK} = 1.1918 \cdot 10^4 N$$

Por fim, é possível calcular o arrasto total em função da velocidade de voo e o coeficiente de sustentação, no qual, obtém-se as seguintes expressões:

$$W = L = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_L \quad (19)$$

$$D_i = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_{D_i} \quad (20)$$

Obtendo:

$$C_{D_i} = k C_L^2 ; \frac{D_i}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_w} = k \left(\frac{W}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_w} \right)^2 ; D_i = \frac{2kW^2}{\rho V^2 S_w} \quad (21)$$

2.1.3 COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO MÁXIMO ($C_{L_{max}}$) E INCLINAÇÃO DA CURVA DE SUSTENTAÇÃO ($\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$)

O coeficiente de sustentação máximo da aeronave é então estimado em função do coeficiente máximo de sustentação do aerofólio utilizado na asa. De acordo com [13] , e como foi visto no capítulo 1.4.1, pode ser estimado pelas equações 1 e 2 (repetidas a continuação) como primeira estimativa:

$$C_{L_{max}} = 0.95 a (\alpha_{Cl_{max}} - \alpha_{Cl_0}) \quad (1)$$

$$a = f \frac{a_0}{1 + \frac{57.3 a_0}{\pi AR}} \quad (2)$$

Onde:

$$a = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$$

f = Fator de forma da asa

$$a_0 = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha}; AR = \text{Alongamento da asa}$$

Obtendo o coeficiente máximo de elevação do aerofólio NACA 23015, assim como o resto dos dados do mesmo, sabe-se que é utilizado por ambas as aeronaves (já que é utilizado na maior parte da asa Maverick como pressuposto conservador), por meio do programa *XFLR5* como será apresentado nos capítulos seguintes e contrastando-o com os bancos de dados dos aerofólios [9] [10] [11][12] , e calculando a inclinação da curva de sustentação 2D do aerofólio como foi feito nos relatórios de curso do *Projeto de Aeronaves I* e pode ser encontrado no ANEXO A(80), obtém-se os seguintes valores:

Aerofólio (NACA 23015)	Cl_{max}	$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} [deg^{-1}]$	$\alpha_{Cl_{max}} [deg]$	$\alpha_{Cl_0} [deg]$	$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} [deg^{-1}]$	$C_{L max}$
Milano	1.794	0.1121	17	-1.22	0.085	1.473
Maverick	1.794	0.1121	17	-1.22	0.089	1.553

Tabela 15. Valores de coeficientes de sustentação máximos e pendentes de curva de sustentação 2D e 3D de ambas as aeronaves

Fonte: Próprio Autor

Deve-se notar que, devido ao maior alongamento da asa, a aeronave Maverick tem um $C_{L max}$ mais alto, conforme discutido nos fundamentos teóricos do Capítulo 1.4.1. O fator de forma da asa f , foi considerado como 1, já que, como pode-se observar na Figura 20 extraída de [13] , para asas com afilamento em torno a 0.5 o valor é praticamente 1.

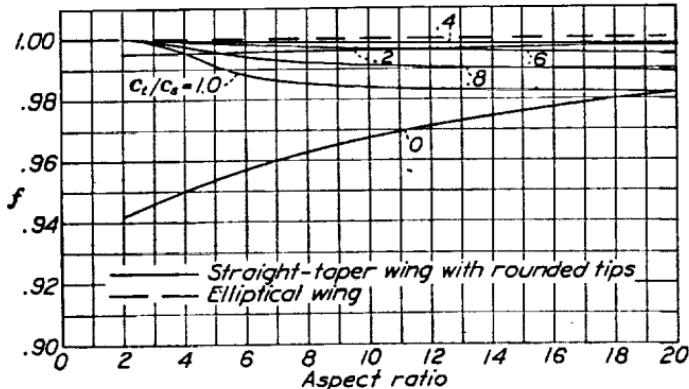
Figura 20. Fator de correção f da asa em função do afilamento dela

FIGURE 2.—Chart for determining lift-curve slope.

$$a = f \frac{a_0}{1 + \frac{57.3}{\pi A} a_0} \quad m = 57.3a$$

Fonte: N.A.C.A. 1940

Uma vez definido o ponto de máxima sustentação e a inclinação da curva C_L vs α , resta apenas localizar no gráfico a parte linear da função, que será a representada. Segundo [14] é possível calcular esta margem em alfa por meio das Figura 21 e Figura 22 extraídas da referência.

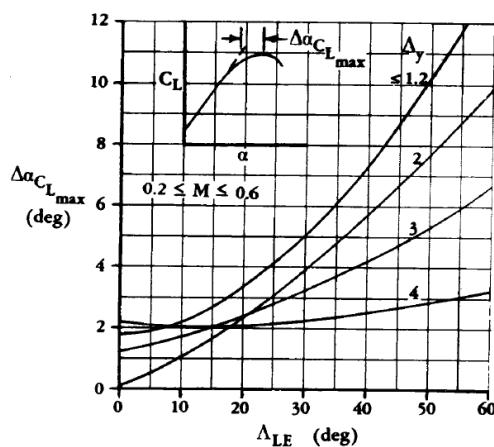
Figura 22. Margem de $C_{L MAX}$ para asas com alto alongamento

Fig. 12.10 Angle-of-attack increment for subsonic maximum lift of high-aspect-ratio wings. (Ref. 37)

Figura 21. Porcentagem da corda (ΔY) para os diferentes aerofólios NACA

Table 12.1 ΔY for common airfoils	
Airfoil type	ΔY
NACA 4 digit	26 t/c
NACA 5 digit	26 t/c
NACA 64 series	21.3 t/c
NACA 65 series	19.3 t/c
Biconvex	11.8 t/c

Fonte: RAYMER, D.P. 1992

Introduzindo os dados de ambas as aeronaves solicitados pelo gráfico, tais como o enflechamento do bordo de ataque da asa Λ_{LE} ; 6.65° para o Milano e 5.05° para o Maverick respectivamente (obtidos dos planos e do modelo em CATIA), e um valor de ΔY de 4 para ambas as aeronaves da Figura 22 de [14], já que ambas usam o mesmo aerofólio, são obtidos os seguintes valores de $\Delta\alpha_{CLmax}$:

$$\Delta\alpha_{CL_{max}MIL} = 2.1 \quad \Delta\alpha_{CL_{max}MAV} = 2.2$$

Finalmente, resta apenas posicionar o ângulo de ataque $\alpha_{CL_{max}}$, para este fim, estima-se que ele estará situado a um valor semelhante ao valor obtido no aerofólio (17°) mas menor como foi obtido do banco de dados dos aerofólios [9] [10] [11][12] e do programa *XFLR5*, nesse sentido foi escolhido um valor de 16° .

2.1.4 GRÁFICAS E RESULTADOS DO CÁLCULO ANALÍTICO

Nesta última subseção do capítulo sobre cálculos analíticos, serão apresentados e discutidos os diferentes gráficos e resultados obtidos utilizando os conceitos e equações desenvolvidos no subcapítulo anterior.

2.1.4.1 ARRASTO INDUZIDO, PARASITA E TOTAL EM FUNÇÃO DA VELOCIDADE DE VÔO

As Figura 23, Figura 24 e Figura 25 a seguir mostram a força de arrasto (em Newtons) em função da velocidade de vôo. Como pode ser visto nas Figura 23 e Figura 24, a força total de arrasto é decomposta em seus componentes parasita e induzida para ambas as aeronaves separadamente. A Figura 25 mostra as forças de arrasto de ambas as aeronaves no mesmo gráfico para comparação. A velocidade de cruzeiro tem sido representada por uma linha vertical, pois é considerado importante que a aeronave Maverick melhorada tenha menos arrasto (e, portanto, maior eficiência aerodinâmica) em uma parte do vôo em que a aeronave passará a maior parte do tempo.

Figura 23. Arrasto total, parasita e induzido em função de V da aeronave Milano

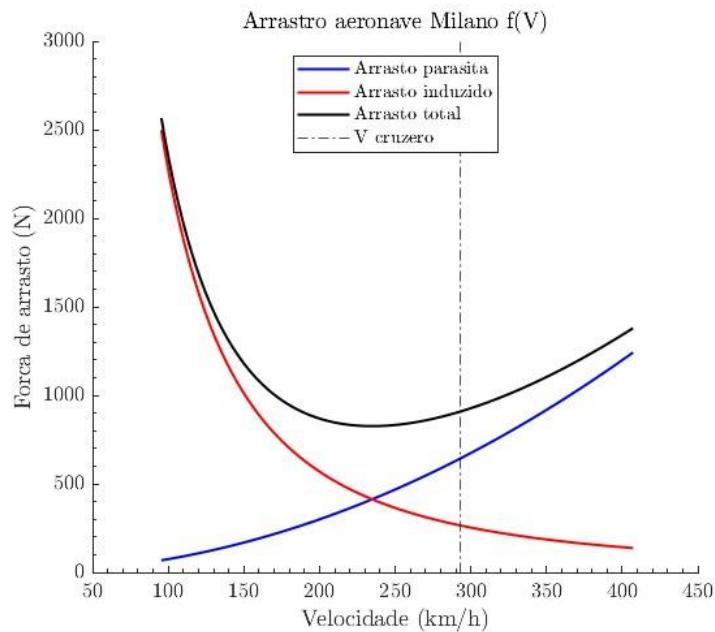


Figura 24. Arrasto total, parasita e induzido em função de V da aeronave Maverick

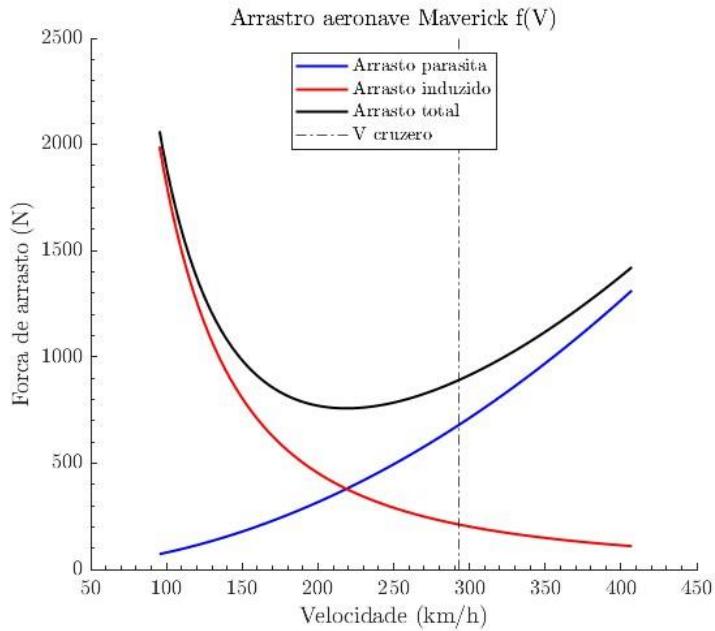
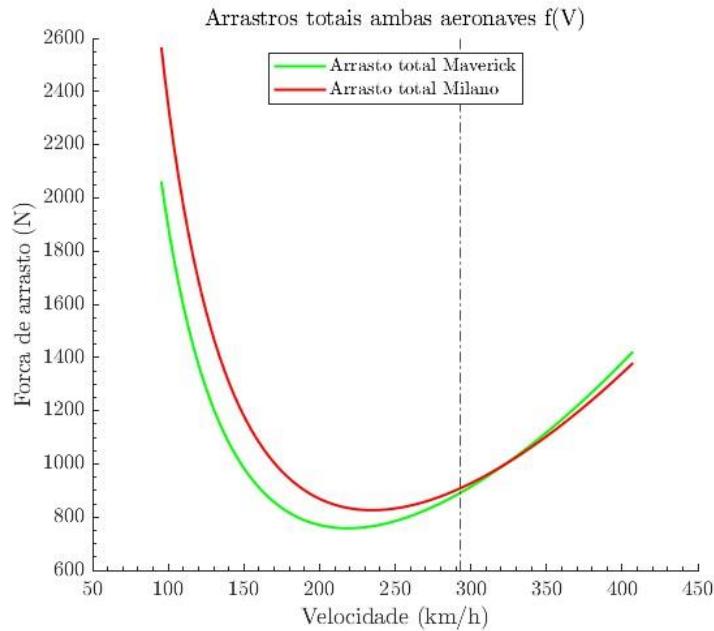


Figura 25. Arrastos totais de ambas as aeronaves em função de V



Fonte: Próprio Autor

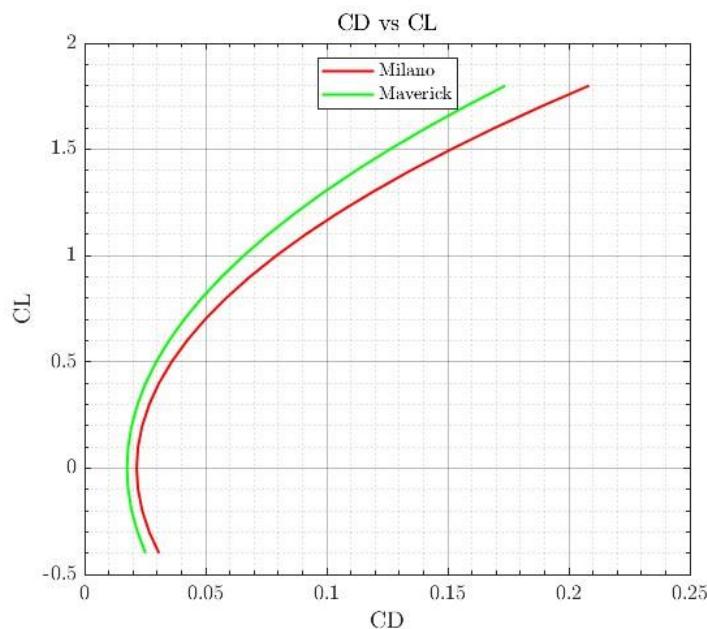
Como pode ser visto na Figura 25, a aeronave Maverick apresenta menos arrasto na maior parte da faixa de velocidade de vôo, bem como na velocidade de cruzeiro, pois seu componente parasita calculada é menor devido às melhorias implementadas em sua superfície aerodinâmica, bem como devido a sua maior envergadura e *washout* na ponta da asa, o que gera menos arrasto

induzido para uma faixa de velocidade próxima à velocidade máxima de vôo (especificada em cerca de 400 km/h para ambas as aeronaves nos cálculos feitos no curso *Projeto de Aeronaves I*).

2.1.4.2 C_D vs C_L (ANALÍTICO)

A Figura 26 a seguir mostra a comparação entre C_D vs C_L para a faixa de alfas definida para ambas as aeronaves.

Figura 26. C_D vs C_L para ambas as aeronaves



Fonte: Próprio Autor

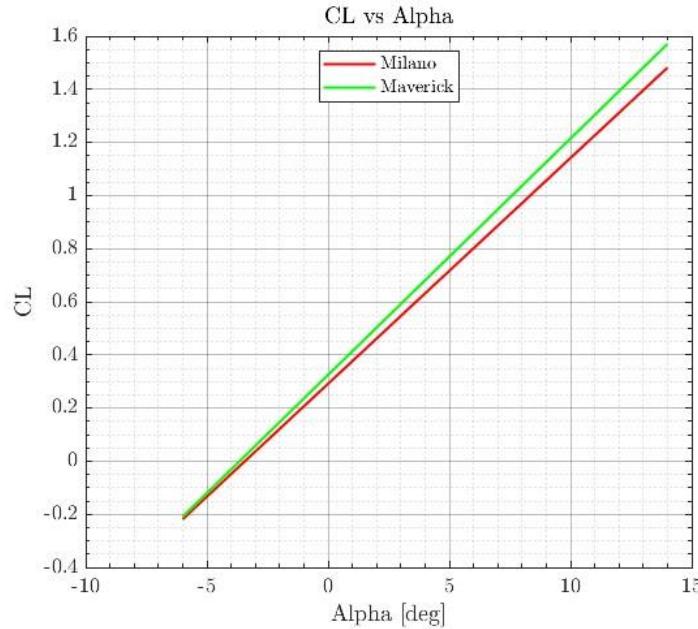
Como descrito e demonstrado, a aeronave Maverick atinge um coeficiente de resistência aerodinâmica inferior para os mesmos valores C_L do que a aeronave Milano, provando uma maior eficiência aerodinâmica em toda a faixa de alfas de acordo com os primeiros cálculos analíticos.

2.1.4.3 C_L vs α (ANALÍTICO)

A Figura 27 abaixo mostra o coeficiente de sustentação em função do alfa para ambas as aeronaves. Como nas figuras anteriores, estes gráficos são suportados pelos cálculos e conceitos

teóricos apresentados no subcapítulo anterior. Neste caso especificamente com os cálculos desenvolvidos no subcapítulo 2.1.3.

Figura 27. C_L vs α para ambas as aeronaves



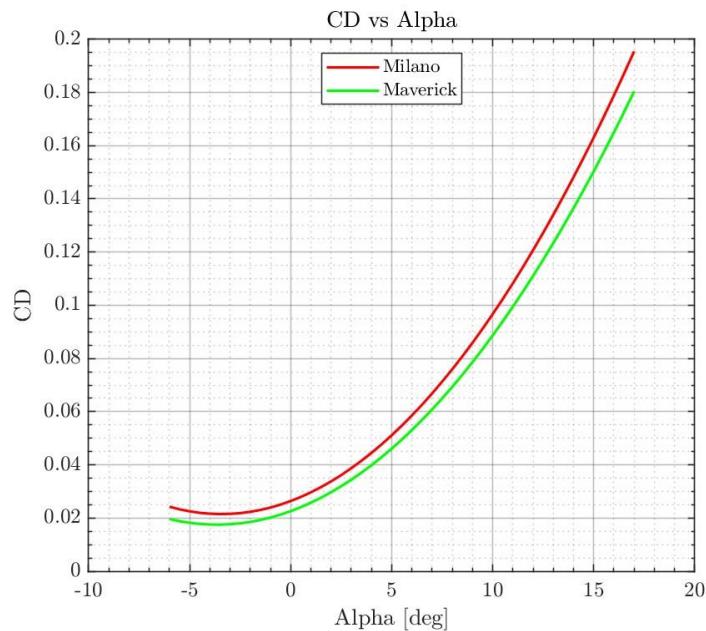
Fonte: Próprio Autor

Como explicado no subcapítulo 1.4.1 dos conceitos teóricos e calculado no subcapítulo 2.1.3, observa-se que a inclinação da curva de sustentação da aeronave Maverick é maior, além de atingir um valor mais alto de $C_{L_{max}}$ (ver Tabela 15), de modo que atinge valores de elevação mais altos para uma ampla gama de velocidades e ângulos de ataque, permitindo uma maior segurança como aeronave treinadora. Deve-se notar que, como discutido no subcapítulo anterior, a parte linear da curva está sendo representada com o deslocamento correspondente $\Delta\alpha_{CL_{max}}$. Como observação final, deve-se observar que o ângulo de ataque de sustentação nula está em $\alpha_{CL_0} = -3.68^\circ$ para a aeronave Maverick e $\alpha_{CL_0} = -3.41^\circ$ para a aeronave Milano.

2.1.4.4 C_D vs α (ANALÍTICO)

A polar de arrasto é mostrada na Figura 28 que se segue.

Figura 28. Polar de arrasto para ambas as aeronaves



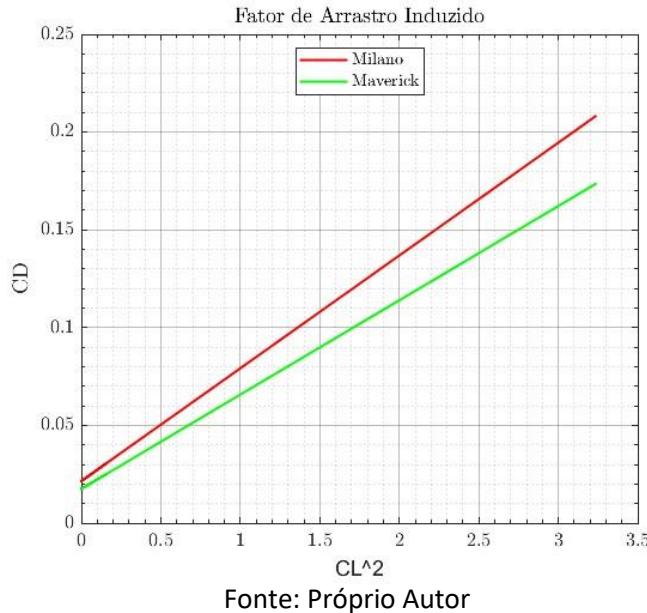
Fonte: Próprio Autor

Como pode ser visto, e como foi discutido na Figura 26, a aeronave Maverick tem um coeficiente de resistência aerodinâmica mais baixo para toda a gama de alfas operacionais, tornando-a uma aeronave muito mais eficiente do que sua antecessora Milano, de acordo com os primeiros cálculos analíticos.

2.1.4.5 FATOR DE ARRASTO INDUZIDO (ANALÍTICO)

A curva que representa o fator de arrasto induzido de ambas as aeronaves é mostrada embaixo.

Figura 29. Fator de Arrasto Induzido para ambas as aeronaves



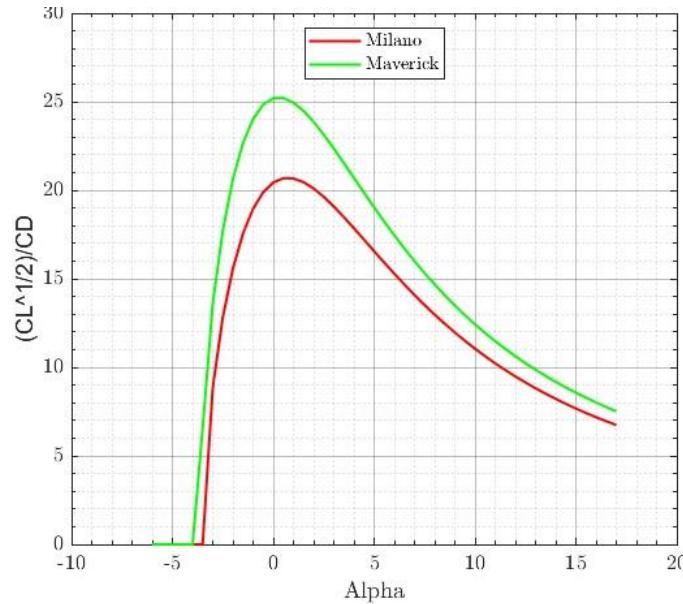
Fonte: Próprio Autor

Como pode ser visto na Figura 29, a inclinação da curva da aeronave Maverick é significativamente menor do que a inclinação da aeronave Milano, o que permite que a aeronave melhorada tenha um componente de arrasto induzido menor do que a aeronave original, a relação k (inclinação da curva) é menor para a aeronave melhorada. Isto se deve, como discutido e calculado em subcapítulos anteriores, à maior envergadura de asa, bem como a sua torção geométrica ao longo da envergadura de asa, o que permite uma grande redução dos turbilhões da ponta da asa.

2.1.4.6 FATOR DE ALCANCE (ANALÍTICO)

Usando as equações de mecânica de vôo de [14] , sabe-se que o alcance da aeronave propulsada por hélice é diretamente proporcional ao fator $C_L^{1/2}/C_D$. Os fatores de alcance em função do ângulo de ataque de ambas as aeronaves são plotados a seguir.

Figura 30. Fatores de alcance de ambas as aeronaves em função de α



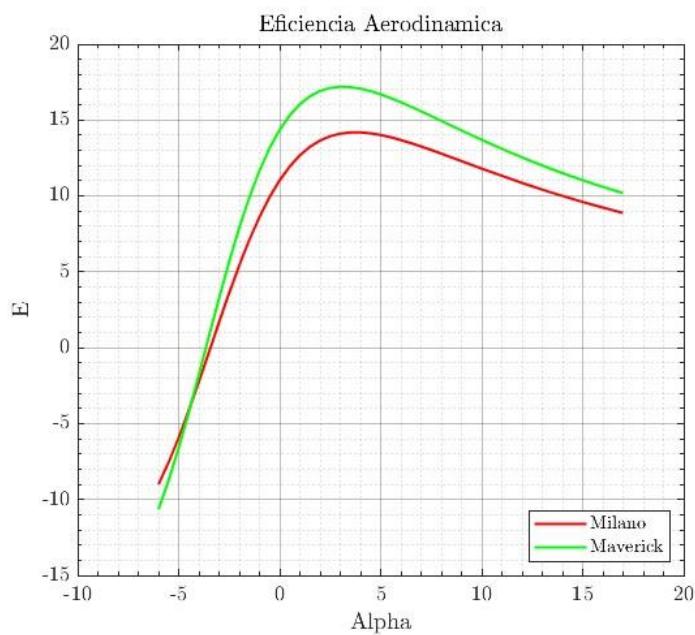
Fonte: Próprio Autor

Como pode ser visto para valores aceitáveis de ângulo de ataque em cruzeiro (0-3º), o valor do fator de alcance é muito mais alto para a aeronave Maverick do que para a aeronave Milano, permitindo um alcance maior para as condições de cruzeiro, o que permite uma permanência maior em voo para realizar as manobras assim como percorrer uma maior distância até a área de treinamento.

2.1.4.7 EFICIÊNCIA AERODINÂMICA (ANALÍTICA)

Finalmente, a eficiência aerodinâmica de ambas as aeronaves será plotada em função do ângulo de ataque para a última comparação analítica entre as duas aeronaves.

Figura 31. Eficiência Aerodinâmica de ambas as aeronaves em função de α



Fonte: Próprio Autor

Novamente, observa-se que a aeronave Maverick atinge uma eficiência maior para praticamente toda a gama de ângulos de ataque operacionais, especialmente maximizada na faixa de ângulos de ataque de cruzeiro (0-3°), atingindo uma eficiência aerodinâmica de 17,2, em comparação com 14,1 para a aeronave Milano para um valor de ângulo de ataque de 3°. Isto torna a aeronave Maverick uma aeronave mais eficiente em termos de consumo combustível, de acordo com os cálculos analíticos iniciais.

2.2 ESTUDO AERODINÂMICO XFLR5

Neste subcapítulo serão apresentados os resultados obtidos utilizando o programa *XFLR5*. Trata-se de um programa de código aberto que permite ter algumas estimativas em diferentes parâmetros aerodinâmicos que podem ser úteis como um estudo comparativo, bem como um estudo orientativo a meio caminho entre um cálculo analítico preliminar e um estudo mais detalhado usando *CFD*, embora tenha limitações que serão expostas nos seguintes subcapítulos. Os aerofólios utilizados em ambas as aeronaves foram analisados e os modelos 3D simplificado e menos detalhados de ambas as aeronaves, incluindo a asa e as empêngens, foram simulados do mesmo modo.

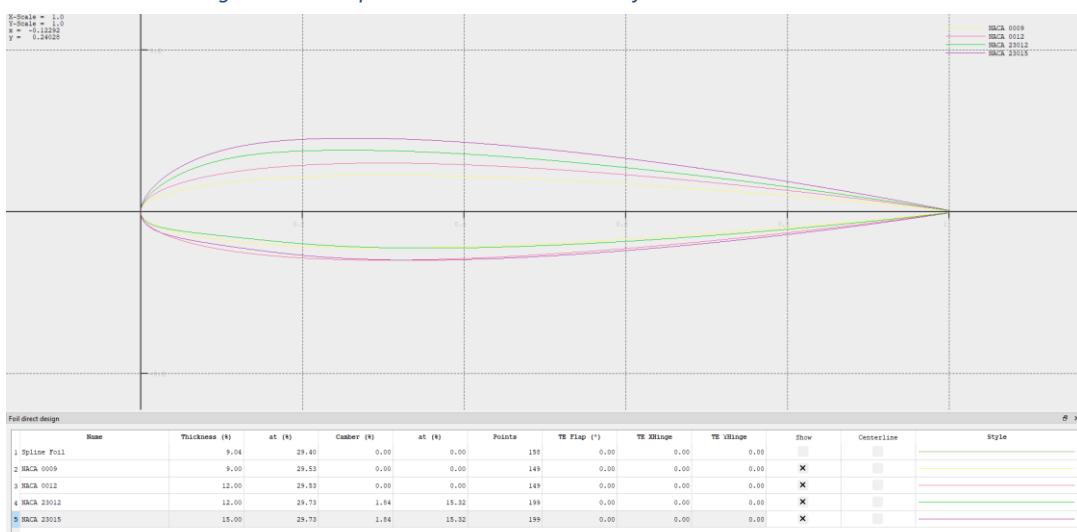
2.2.1 ANÁLISE DOS AEROFÓLIOS NACA 23015, NACA 23012, NACA 0012 E NACA 0009

Nesta subseção, serão estudadas as características dos aerofólios utilizados em ambas as aeronaves, a saber:

- NACA 23015. Usado na asa de ambas as aeronaves.
- NACA 23012. Usado na ponta de asa da aeronave Maverick.
- NACA 0012. Usado na empêngem vertical de ambas as aeronaves.
- NACA 0009. Usado na empêngem horizontal de ambas as aeronaves.

As principais características: espessura máxima, curvatura máxima, ponto de espessura máxima e ponto de curvatura máxima foram obtidas da biblioteca de aerofólios do módulo *Direct Foil Design 2D* do programa, como pode ser visto na Figura 32.

Figura 32. Principais características dos aerofólios usados nos modelos



Fonte: *XFLR5* (Próprio Autor)

Uma vez que os dados dos diferentes aerofólios foram carregados no programa, eles foram introduzidos para sua análise e para obter os diferentes valores de seus respectivas polares. Para este fim, foram introduzidas condições de vôo de cruzeiro que foram utilizadas nos cálculos analíticos e que serão utilizadas na análise *CFD*. Como mencionado acima, foram introduzidos valores de densidade, pressão e temperatura obtidos com o modelo de atmosfera ISA a uma altitude de vôo de 10000 pés (3048 m). A velocidade de vôo utilizada foi de 81,5 m/s, baseada nos cálculos e estimativas feitos durante o curso de *Projeto de Aeronaves I* como foi mencionado no começo do subcapítulo 2.1, e o comprimento característico foram as cordas das respectivas superfícies sustentadoras (raiz, ponta e corda média aerodinâmica), para obter um rango de números de Reynolds realista com as dimensões e a simulação do modelo. Com esses dados, são obtidas as seguintes gráficas para os diferentes aerofólios.

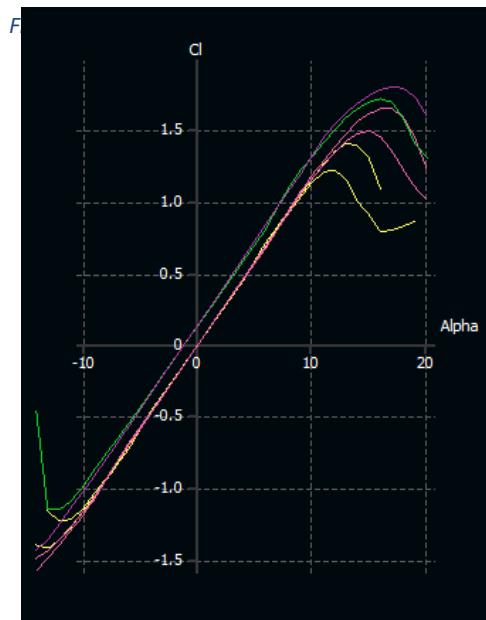
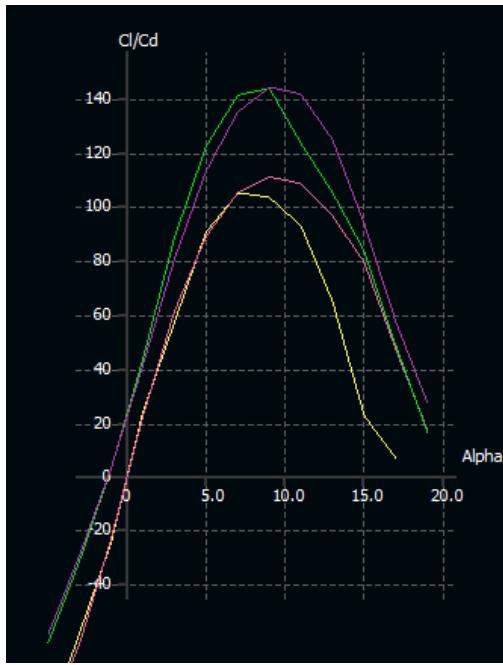


Figura 34. Código de cores para os diferentes aerofólios

NACA 0009	
0009_t_Re_2263_14_20_deg	
0009_r_Re_4484_14_20_deg	
NACA 0012	
0012_t_Re_2438_14_20_deg	
0012_r_Re_4876_14_20_deg	
NACA 23012	
23012_Re_3613_14_20_deg	
NACA 23015	
23015_Re_5616_14_20_deg	

Fonte: XFLR5 (Próprio Autor)

Figura 35. Eficiência aerodinâmica dos diferentes aerofólios em função de alfa



Fonte: XFLR5 (Próprio Autor)

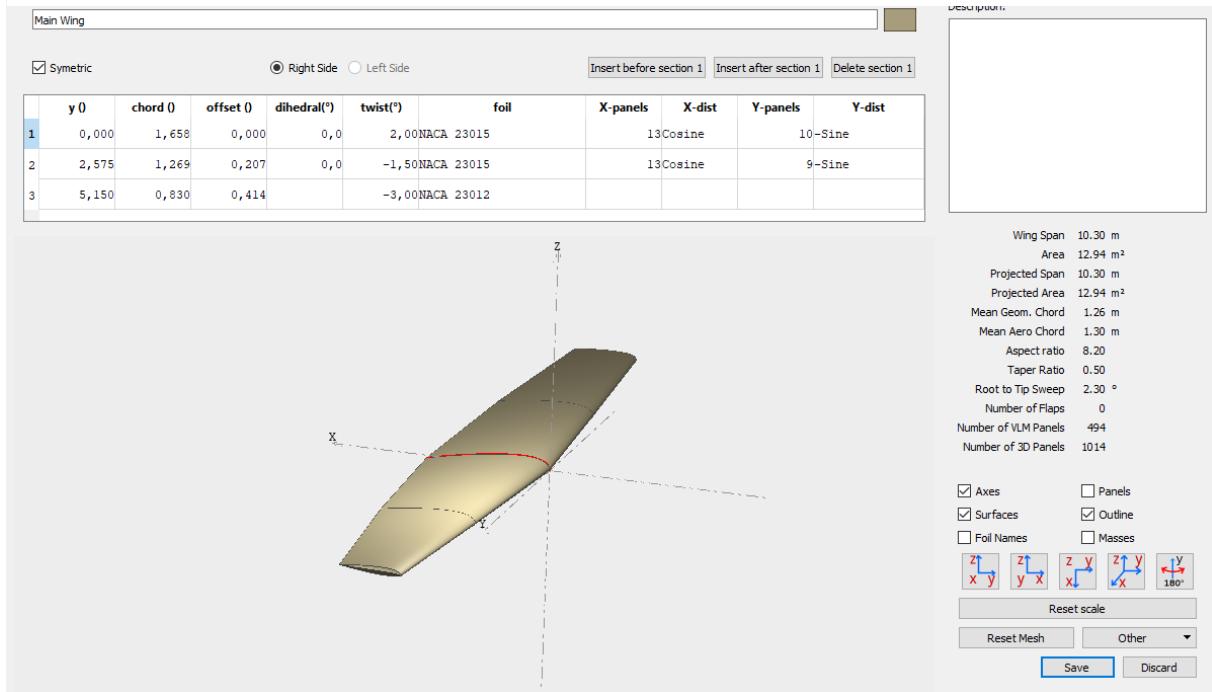
Como pode ser visto na Figura 33 os aerofólios NACA 23015 e NACA 23012 têm os valores $C_l \max$ mais altos, sendo o valor do NACA 23015: $C_l \max = 1.795$ em $\alpha = 17^\circ$, como foi usado nos cálculos analíticos e pode ser verificado no banco de dados de aerofólios de [9] [10] [11][12]. O $C_l \max$ do NACA 23012 está muito próximo deste valor, tendo uma eficiência maior na faixa de ângulos de ataque de cruzeiro como pode ser visto na Figura 35, o que é ideal para ser usado na ponta de asa gerando menos arrasto, como foi discutido no capítulo de conceitos teóricos. O valor de $\alpha_{C_l 0}$ para sustentação nula do aerofólio NACA 23015 também é obtido, resultando em um valor de -1.22° como foi mostrado na Tabela 15.

2.2.2 ANÁLISE DAS AERONAVES COMPLETAS: ASA E EMPENAGENS

Nesta subseção, o módulo de *Wing and Plane Design* do programa será usado para construir a asa e as empenagens de ambas as aeronaves para realizar uma simulação em velocidade de cruzeiro para diferentes ângulos de ataque. O objetivo é ter outra estimativa de valores para poder comparar com os cálculos analíticos, bem como com a análise de *CFD* do próximo capítulo. Como foi apresentado nas Tabela 1, Tabela 2, Tabela 3 e Tabela 4 do subcapítulo 1.2 e na Tabela 5, Tabela 6, Tabela 7 e Tabela 8 do subcapítulo 1.3 das dimensões gerais das aeronaves, assim como nos ângulos de torsão geométrica estabelecidos nas 3 secções da

envergadura da asa expostos no subcapítulo 1.4.1, são construídos os diferentes elementos sustentadores das aeronaves como pode ser visto na Figura 36 como exemplo.

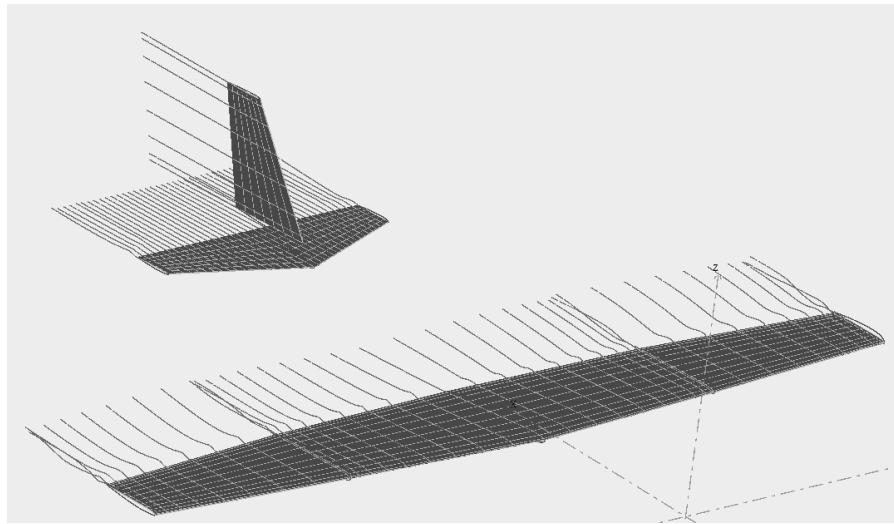
Figura 36. Construção da asa da aeronave Maverick no modulo Wing and Plane Design do programa XFLR5



Fonte: XFLR5 (Próprio Autor)

Deve-se notar, que a torção geométrica dos diferentes aerofólios ao longo da envergadura das asas foi selecionada variando-os e observando os gráficos resultantes. Portanto, pode-se dizer que o programa *XFLR5* é uma boa ferramenta inicial para o dimensionamento e projeto preliminar das asas. Uma vez inseridos os parâmetros necessários para a construção dos modelos (obtidos dos planos e modelos CAD 3D de ambas as aeronaves), a análise é realizada para a velocidade de cruzeiro estipulada, bem como a pressão, temperatura, densidade para uma altitude de 10.000 pés para a faixa de alfas operacionais (-4 a 17°). Para esta análise foi utilizado o método de painel 3D, para fluxo incompressível e sem arrasto viscoso, a asa tridimensional foi modelada baseada no método *vortex lattice* (VLM), onde o elemento de singularidade foi a solução da linha *vortex* da equação de fluxo potencial incompressível, modelando a esteira como uma série de painéis planos que se estendem "muito atrás" da asa [2] [3]. As faixas de esteira foram modeladas como uma coluna de painéis finos. Na forma mais simples, estes painéis de esteira são alinhados diretamente atrás dos painéis da asa, como ilustrado na Figura 37. O método 3D implementado no *XFLR5* é o descrito na referência [16].

Figura 37. A esteira reta e os painéis planos na asa e na empenagem do Maverick.



Fonte: XFLR5 (Próprio Autor)

Vale mencionar que a fuselagem da aeronave foi retirada dos cálculos potenciais do *XFLR5*, pois o objetivo principal deste subcapítulo é ter outra estimativa rápida do comportamento de ambas as asas (3D) e das empenagens, pois eles serão os principais contribuintes para as forças aerodinâmicas. Isto pode influenciar no valor da sustentação quanto de arrasto aerodinâmico, como será visto nas análises numéricas do *CFD*. Vale mencionar também que o estudo foi realizado sem levar em conta os efeitos viscosos como mencionado anteriormente, o que para números altos de Reynolds (3.500.000-6.000.000), como no caso presente) pode ser considerado aceitável, já que a contribuição do arrasto viscoso é menor [16]. Entretanto, os resultados de arrasto não serão tão precisos quanto aqueles obtidos com *CFD* numericamente, uma vez que *XFLR5* não pode prever, por exemplo, fenômenos de separação de fluxo e *stall* em ângulos de ataque elevados.

A seguir, as Figura 38 e Figura 39 mostram a distribuição do coeficiente de pressão, sustentação e arraste induzido de ambas as aeronaves para a configuração do cruzeiro ($\alpha = 3^\circ$).

Figura 38. Distribuição de C_p , sustentação e arrastre induzido da aeronave Maverick para a configuração de cruzeiro

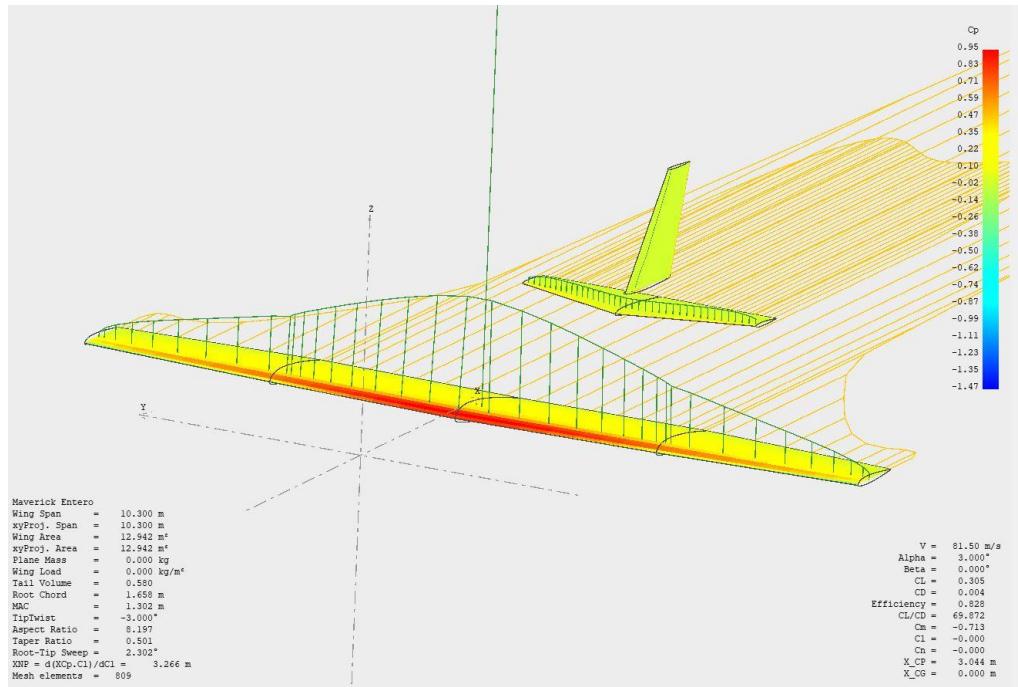
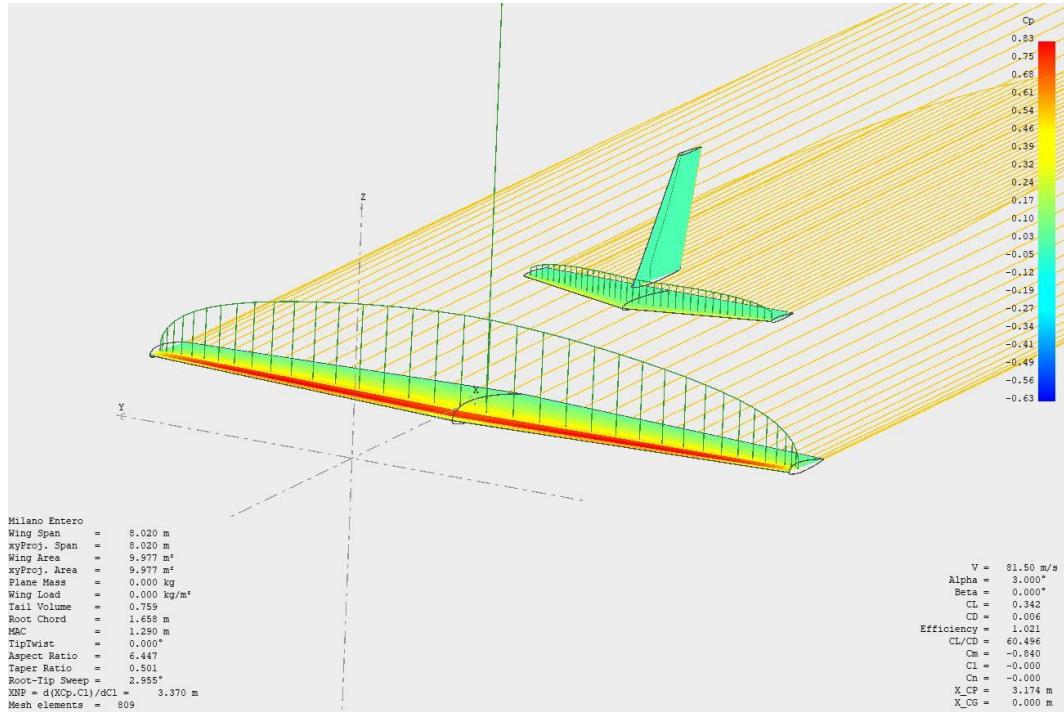


Figura 39. Distribuição de C_p , sustentação e arrastre induzido da aeronave Milano para a configuração de cruzeiro



Fonte: XFLR5 (Próprio Autor)

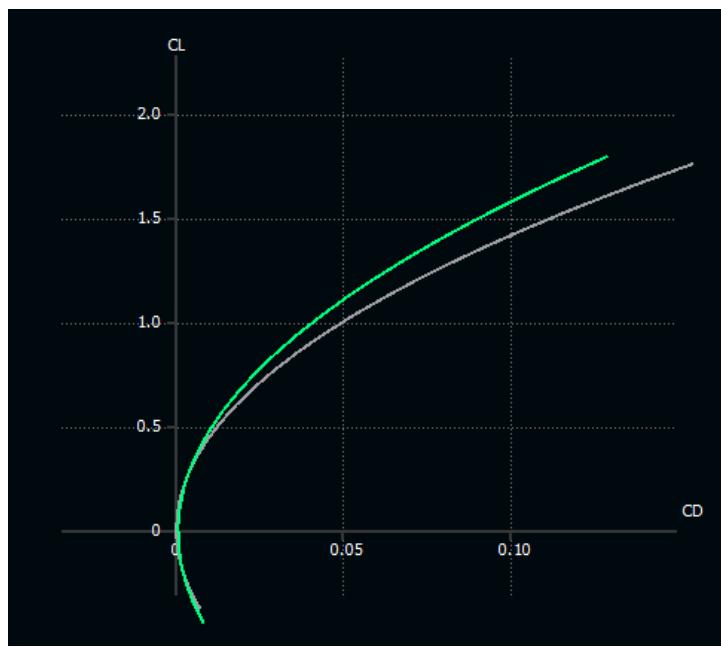
Como primeiro detalhe a comentar, pode-se observar uma distribuição de sustentação e coeficiente de pressão muito mais concentrada no centro da asa na aeronave Maverick. Esta distribuição mais setorizada, diferente da distribuição mais homogênea da aeronave Milano, é obtida graças à torção geométrica ao longo da envergadura da asa, como explicado no capítulo sobre conceitos teóricos, e torna possível construir uma asa com maior alongamento, já que o momento de flexão na asa será muito menor. Ao mesmo tempo, o ângulo de *washout* na ponta da asa, bem como o uso de um perfil da mesma curvatura, mas com menos espessura, reduz muito o arrasto induzido, como pode ser visto nas simulações das figuras.

A seguir, como foi feito para os cálculos analíticos, os diferentes gráficos são apresentados para comparação nas subseções seguintes. Devido às opções limitadas ao representar as diferentes polares do programa *XFLR5*, as principais curvas para definir o desempenho aerodinâmico de ambas as aeronaves e para compará-las serão representadas, sem ter a opção de representar algumas das gráficas que foram representadas no cálculo analítico.

2.2.2.1 C_D vs C_L (*XFLR5*)

A relação entre os dois coeficientes para a gama de alfas operacionais é apresentada abaixo, como foi feito nos cálculos analíticos. Deve-se notar que uma comparação entre os três métodos apresentados neste documento será feita no capítulo de conclusões, comentando as diferenças e as razões por trás dessas diferenças.

Figura 40. C_D vs C_L para ambas as aeronaves (*XFLR5*): Verde-Maverick, Cinza - Milano



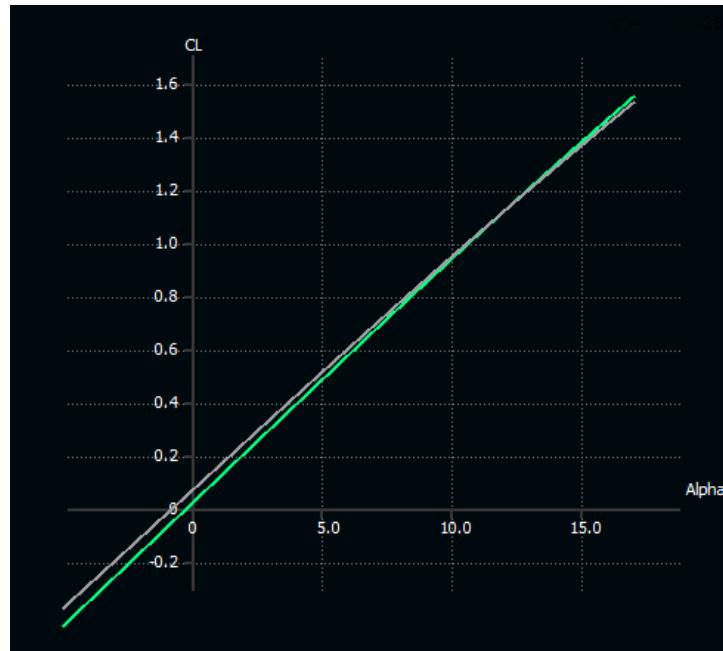
Fonte: *XFLR5* (Próprio Autor)

Como pode ser visto na Figura 40, a aeronave Maverick (verde) atinge um C_D inferior para praticamente todos os valores de C_L do que a aeronave Milano (cinza), como foi o caso no cálculo analítico. Esta diferença é acentuada à medida que aumenta o ângulo de ataque e, portanto, o C_L , o que é causado pela redução, de uma asa em relação à outra, do arrasto induzido à medida que aumenta o ângulo de ataque e, portanto, a sustentação. É por isso que para valores mais baixos de alfa (e, portanto, C_L), a diferença entre as duas aeronaves é menor.

2.2.2.2 C_L vs α (XFLR5)

A curva de sustentação em função do alfa para ambas as aeronaves é mostrada abaixo. Deve-se notar que o programa *XFLR5* também representa apenas a parte linear da curva, como foi feito no cálculo analítico, porque o modelo *VLM* não consegue simular fenômenos de separação de fluxo e *stall*.

Figura 41. C_L vs α para ambas as aeronaves (*XFLR5*): Verde-Maverick, Cinza - Milano



Fonte: *XFLR5* (Próprio Autor)

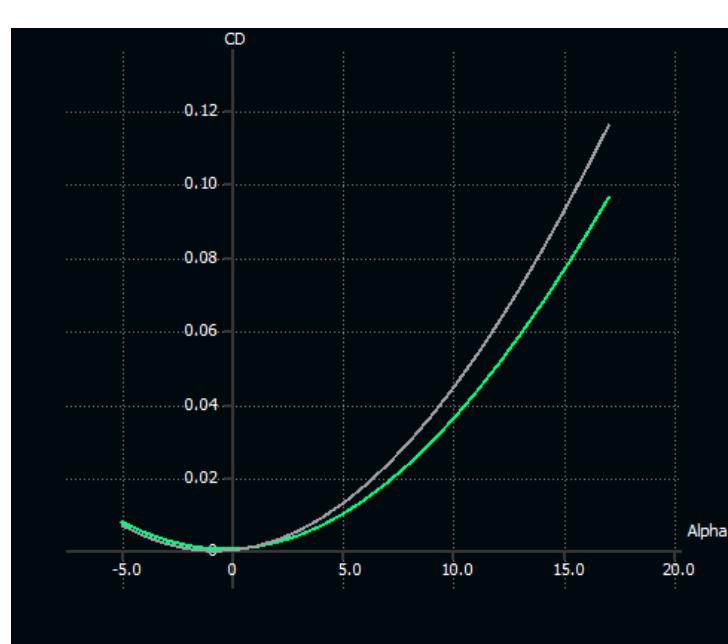
Como pode ser visto na curva para ambas as aeronaves, a inclinação da curva para a aeronave Maverick (verde) é mais acentuada do que sua contraparte para a aeronave Milano (cinza), como visto nos capítulos teóricos e calculado no capítulo de análise analítica.

Como comentário final sobre o gráfico, o ângulo de sustentação nula é dado para $\alpha_{cl_0} = -0.3^\circ$ para a aeronave Maverick e $\alpha_{cl_0} = -0.85^\circ$ para a aeronave Milano, o que difere dos cálculos analíticos que deram valores mais baixos. Isto pode ser devido ao fato de que o programa não levou em conta o valor $\Delta\alpha_{CL_{max}}$ que deslocaria ambas as curvas para a esquerda do gráfico, e que a fuselagem também teria uma contribuição para a sustentação total, e não foi levada em conta nesta análise.

2.2.2.3 C_D vs α (XFLR5)

A polar de arrasto de ambas as aeronaves é apresentada abaixo.

Figura 42. C_D vs α para ambas as aeronaves (XFLR5): Verde-Maverick, Cinza - Milano



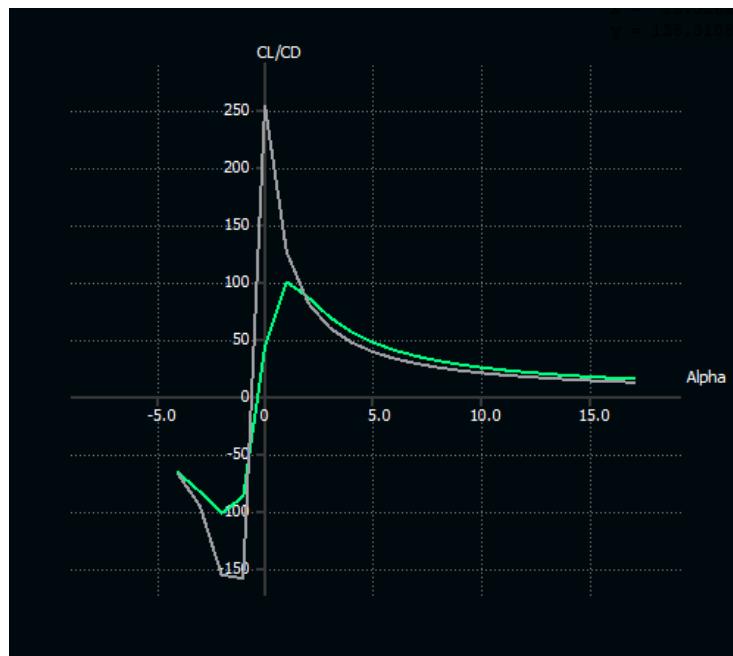
Fonte: XFLR5 (Próprio Autor)

Como pode ser visto, e como foi o caso nos cálculos analíticos, a aeronave Maverick tem valores C_D mais baixos para praticamente toda a gama de alfas operacionais. A principal diferença com os cálculos analíticos é que, como era o caso com a curva C_D vs C_L para valores baixos de α (portanto de C_L) não há tanta diferença entre as duas aeronaves devido a que a influência do arrasto induzido é menor. A principal diferença em relação ao cálculo analítico resulta em valores C_D mais baixos, principalmente devido ao fato de que a fuselagem não foi levada em consideração na análise, entre outras razões.

2.2.2.4 EFICIÊNCIA AERODINÂMICA (XFLR5)

Como o último gráfico representado nesta seção como comparativa, a eficiência aerodinâmica em função do α é mostrada a seguir.

Figura 43. E vs α para ambas as aeronaves (XFLR5): Verde-Maverick, Cinza - Milano



Fonte: XFLR5 (Próprio Autor)

Mais uma vez, pode-se ver que a aeronave Maverick tem uma eficiência aerodinâmica mais alta para a maior parte da faixa de ângulos de ataque operacionais de vôo. Vale notar uma anomalia que está presente no gráfico, que é que para valores alfa muito baixos, os valores de arrasto são muito baixos, resultando em eficiências excessivamente altas. Isto se deve, como mencionado no início do subcapítulo, ao fato de que o método *VLM* usado pelo programa não levou em conta o efeito do arrasto viscoso (fricção), de modo que para valores baixos de alfa a contribuição do arrasto induzido (a principal contribuição para o arrasto nestas simulações) é muito baixa, resultando em uma previsão de arrasto que não é muito precisa. Observa-se que à medida que o alfa, e, portanto, a sustentação, aumenta, a eficiência se estabiliza em valores mais esperados (cerca de 25-30), conforme calculado analiticamente.

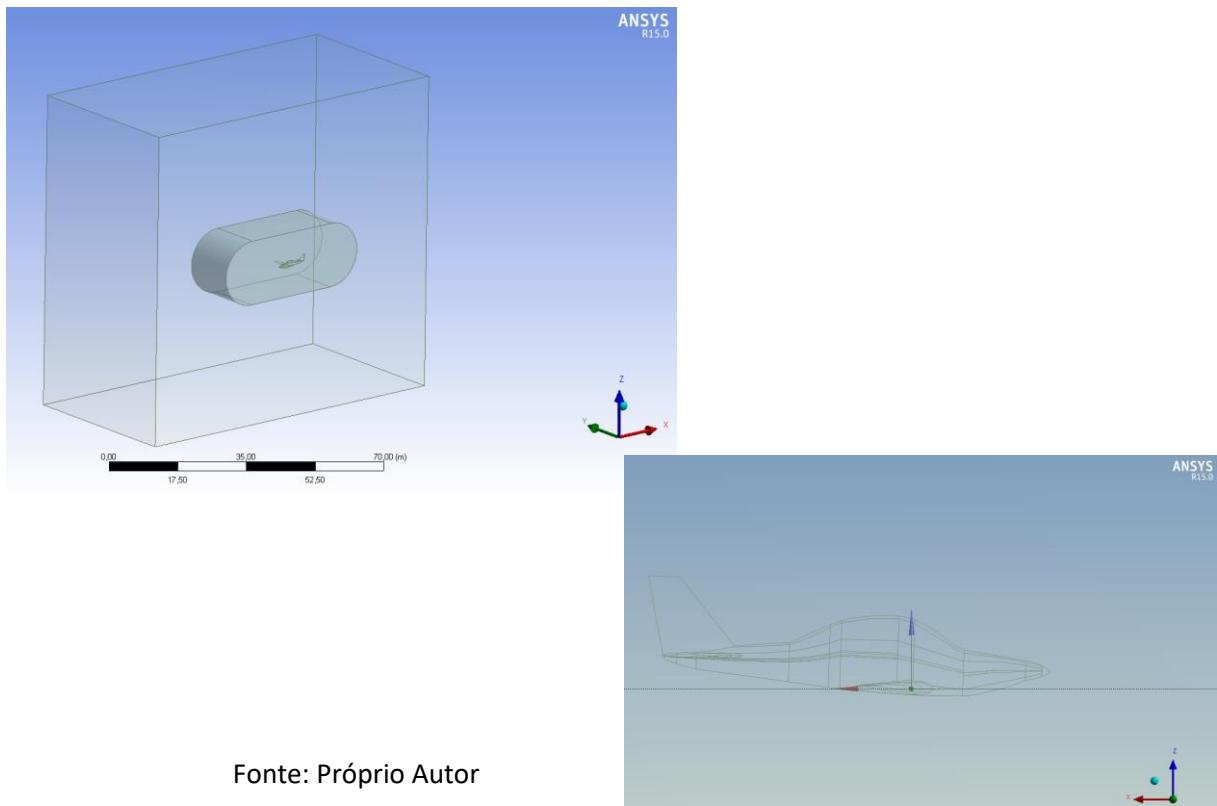
2.3 ESTUDO NUMÉRICO CFD: ANSYS CFX

Como última parte da análise de ambas as aeronaves, assim como a mais complexa e precisa, foi realizada uma análise *CFD* numérica de ambas as aeronaves, a fim de contrastar todos os resultados mostrados acima e provar as melhores qualidades aerodinâmicas da aeronave *Maverick* em relação à aeronave *Milano*, o objetivo principal deste trabalho. O software utilizado foi o *Ansys CFX 15.0*, e os seguintes sub-capítulos desenvolverão os métodos utilizados para tornar a análise robusta e confiável.

2.3.1 CRIAÇÃO GEOMÉTRICA DO VOLUME DE CONTROLE

Uma vez que ambos os modelos CAD 3D da aeronave foram importados do *CATIA* para o módulo *Design Modeler*, o volume de controle a ser usado nos cálculos é construído. Como pode ser visto na Figura 44, o objetivo é criar um volume no qual a aeronave ocupa o centro e suas paredes estão suficientemente afastadas das superfícies aerodinâmicas em estudo para evitar interferências entre elas e resultados errôneos. Também pode ser visto que, a fim de reduzir consideravelmente o tempo computacional, apenas uma metade da aeronave é simulada, estabelecendo o plano XZ como o plano de simetria.

Figura 44. Volume de controle para as análises



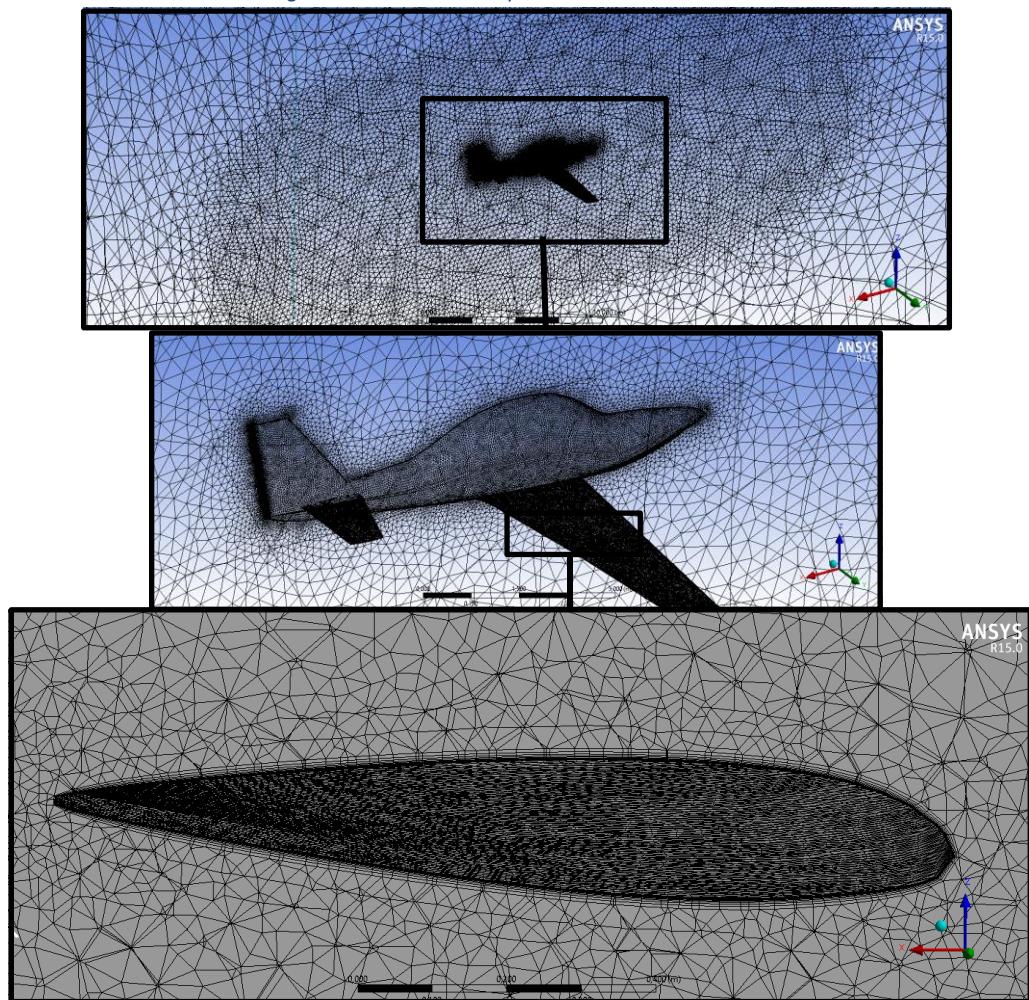
Como já foi feito nos cálculos anteriores, as polares de ambas as aeronaves serão feitas variando o ângulo de ataque para uma determinada velocidade (velocidade de cruzeiro). Para este fim, é estabelecido um eixo de rotação ao longo do eixo +Y com centro no centro aerodinâmico do aeroftólio da raiz da asa ($1/4 c_r$). Desta forma, a razão de arfagem girará em torno deste eixo, e o ângulo de ataque será definido corretamente, pois a velocidade incidirá corretamente sobre o aeroftólio.

2.3.2 ANÁLISE DE INDEPENDÊNCIA DE MALHA

Para realizar as análises com confiabilidade e robustez suficientes, assim como para reduzir os tempos computacionais ao mínimo possível, é necessário realizar uma análise de independência da malha. Esta análise se baseia em garantir que os resultados obtidos na análise *CFD* sejam independentes do número de elementos da malha à medida que a malha é refinada e, ao mesmo tempo, procura reduzir os tempos computacionais. Antes de tudo, o objetivo é criar uma malha adequada para o modelo. Como pode ser visto na Figura 44, o volume de controle tem dimensões de $80 \times 20 \times 80 \text{ m}$, já que a envergadura das duas aeronaves é de 10,3 e 8,02 m para as aeronaves Maverick e Milano, respectivamente. A fim de capturar os efeitos viscosos e de separação com suficiente precisão, foi definida uma distância até a primeira *boundary layer* da parede de $Y^+ = 5$ (calculada com [5]) para os diferentes elementos que compõem o modelo da aeronave: asa, fuselagem e empenagem horizontal (a empenagem vertical foi considerada parte da fuselagem, uma vez que sua contribuição influenciará o arrasto apenas do ponto de vista aerodinâmico). Dada a capacidade computacional disponível e o nível de precisão procurado, este é considerado um valor Y^+ válido para o presente estudo.

Um volume de controle menor nas proximidades da aeronave também foi criado usando a ferramenta *Sizing (Body of Influence)* para que a malha seja refinada à medida que se aproxima do corpo em estudo, a fim de evitar aumentar desnecessariamente o tempo de computação por ter pequenos elementos no campo de fluido distante sem perturbar do modelo. Uma malha não-estruturada composta de elementos tetraédricos compreende todo o domínio, com exceção, como mencionado acima, das primeiras camadas em contato com as superfícies das aeronaves onde foi criada uma malha estruturada para capturar os fenômenos da camada limite, como mostrado na Figura 45.

Figura 45. Malha criada para o estudo aerodinâmico



Fonte: Próprio Autor

Uma vez definidas as características gerais da malha, as condições de cruzeiro descritas acima (condições atmosféricas padrão ISA a uma altitude de 10.000 pés, velocidade de cruzeiro de 81,5 m/s e $\alpha = 3^\circ$) foram estabelecidas para realizar as análises de independência da malha. Os resultados dessas análises para os diferentes números de elementos de malha testados para ambas as aeronaves são apresentados na seguinte gráfica.

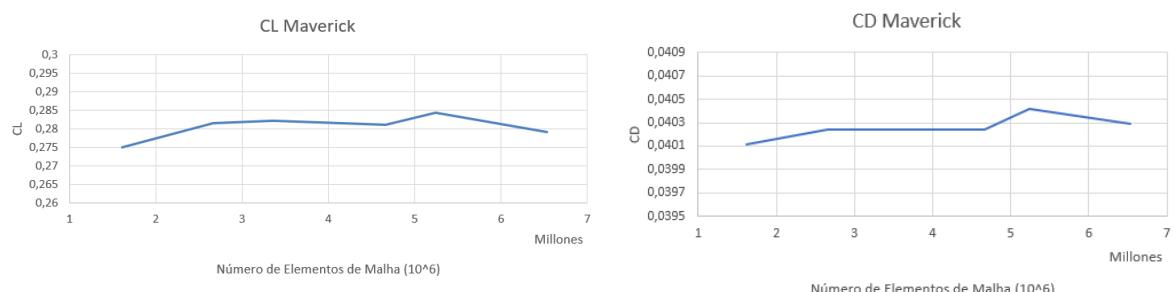
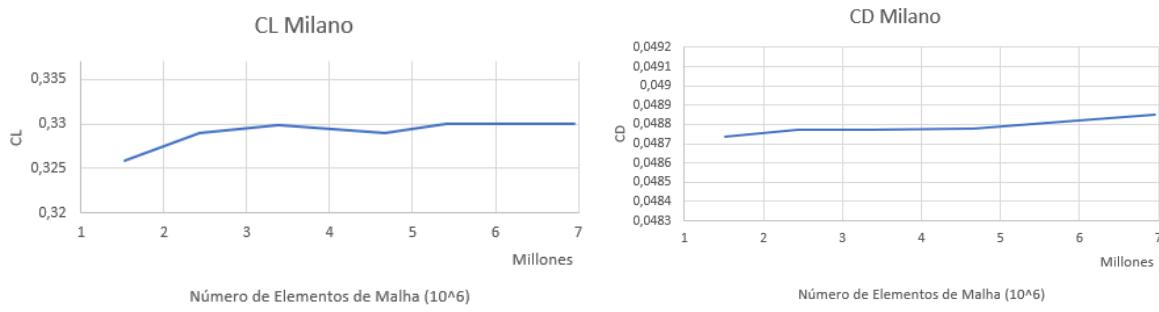
Figura 46. C_L e C_D em cruzeiro Maverick

Figura 47. C_L e C_D em cruzeiro Milano

Fonte: Próprio Autor

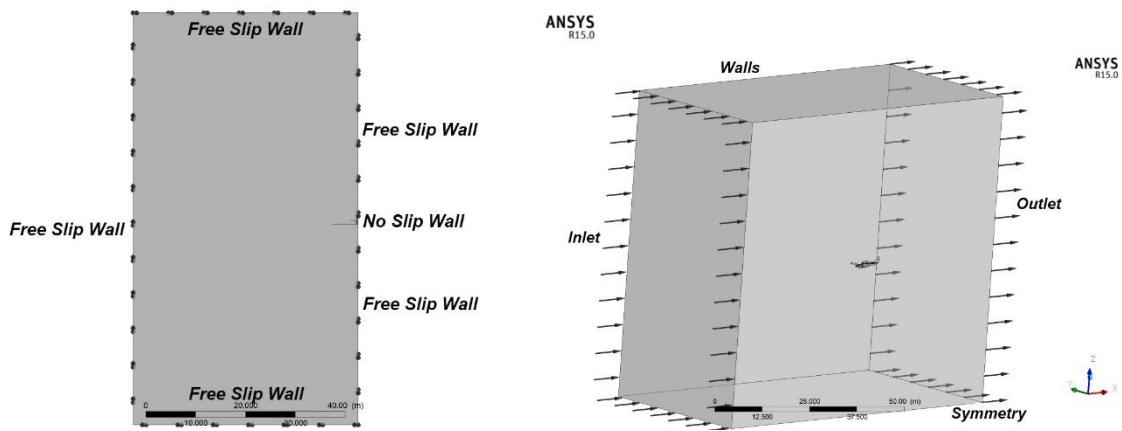
Como pode ser visto nas gráficas acima, a variação dos coeficientes de ambas as aeronaves é mais perceptível para menos elementos de malha (10^6), e parece se estabilizar em valores mais altos ($4 \cdot 10^6$ elementos). Considera-se que, dada a capacidade computacional e os recursos disponíveis, sendo um trabalho acadêmico cujo objetivo é ter valores com precisão aceitável para comparação com outros métodos, dado que a diferença máxima na variação dos valores de ambos os coeficientes é de 3,6%, e dado que todas as simulações convergiram para um valor assintótico para as forças na aeronave em 300 iterações com um valor de residuais da ordem de 10^{-4} , ver APENDICE B (76); um número de elementos de malha de $4.5 \cdot 10^6$ é considerado válido para a análise.

2.3.3 CONDIÇÕES DE CONTORNO DO MODELO FÍSICO

Procede-se agora a descrever as condições de contorno do modelo físico, que definirá as condições de vôo, assim como delimitará os limites da simulação. Como mencionado anteriormente, as condições atmosféricas de vôo correspondem a uma altitude de vôo de 10.000 fts extraída do modelo padrão de atmosfera ISA, com uma velocidade de vôo de cruzeiro de 81,5 m/s, o que representa um Reynolds baseado na MAC de $5.6 \cdot 10^6$. Assume-se fluxo incompressível (ambas as aeronaves voam em regime subsônico) e estacionário, o modelo de turbulência utilizado é *Shear Stress Transport (SST)*, que é amplamente utilizada em trabalhos acadêmicos [2] [3] e na indústria aeronáutica para simulações de *CFD*, que provaram obter resultados numéricos precisos em comparação com os experimentais [6][15]. Um nível de turbulência de 5% é estabelecido e o modelo *Total Energy* é selecionado como a opção de transferência de calor para incluir a equação de energia no sistema de equações de Navier Stokes para resolver o problema de mecânica dos fluidos.

Como pode ser visto na Figura 48, o modelo é limitado por paredes com condição de *Free Slip Wall*, que impõe uma velocidade tangencial em contato com a parede sem nenhuma componente normal a ela, também o plano XZ com condição de simetria, impõe as mesmas limitações físicas *Free Slip* com o fluido, já que não é de interesse a interação do mesmo com o fluido na simulação. As superfícies da aeronave divididas em: asa, fuselagem e empenagem horizontal têm, por outro lado, uma condição de *No Slip Wall*, impondo uma velocidade zero no contato do fluido com a parede, já que o objetivo é encontrar as forças exercidas pelo fluido sobre elas. Como condição de contorno da fronteira *Outlet*, foi definida uma velocidade sem gradiente de pressão ($P_{est\ out} = 0\ Pa$) na região de saída.

Figura 48. Condições de contorno nas fronteiras do modelo



Fonte: Próprio Autor

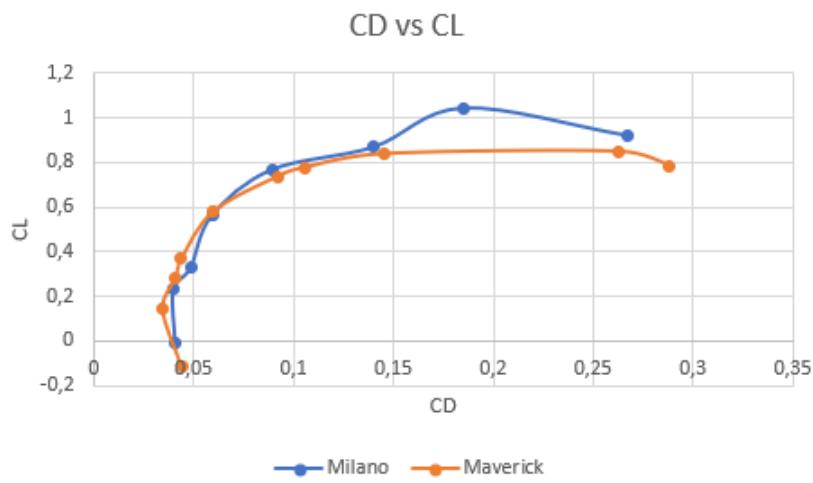
2.3.4 GRÁFICAS E RESULTADOS DO ESTUDO CFD

Nesta seção, os resultados numéricos obtidos a partir das análises *CFD* apresentadas na seção anterior serão plotados. Como nos capítulos anteriores, eles serão divididos em vários subcapítulos a fim de comparar os gráficos individualmente. A simulação foi feita para uma gama de ângulos de ataque de -2 a 19°, tentando obter um numero de ângulos de ataque que fosse um compromisso entre o tempo de computação e a precisão das polares representadas a seguir.

2.3.4.1 C_D vs C_L (CFD)

O gráfico C_L vs C_D é apresentado abaixo na ordem seguida nos capítulos anteriores.

Figura 49. C_L vs C_D de ambas as aeronaves (CFD)



Fonte: Próprio Autor

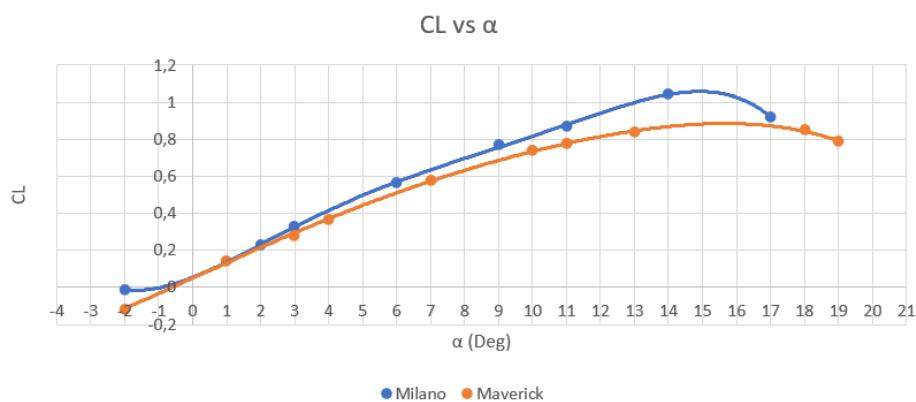
Como pode ser visto na Figura 49, a aeronave Maverick apresenta uma melhor relação sustentação - arrasto para valores de coeficiente de arrasto mais baixos do que a aeronave Milano, o que é interessante do ponto de vista do vôo de cruzeiro (cujo valor de C_D de acordo com cálculos numéricos é inferior a 0,05 como será visto abaixo). Pode-se ver que a diferença entre o comportamento das duas aeronaves é muito menor do esperado e do que foi calculado

pelos dois métodos anteriores (como será visto no resto dos gráficos), já que o método *CFD* leva em conta fatores no cálculo que os outros métodos; analítico e potencial *VLM*, não levou em conta ou cuja aproximação é baseada na experiência empírica e cálculos estatísticos e é muito menos precisa, como fenômenos de separação viscosa e turbulência.

2.3.4.2 C_L vs α (*CFD*)

As polares de sustentação para ambas as aeronaves são apresentadas abaixo.

Figura 50. Polar de sustentação de ambas as aeronaves (*CFD*)



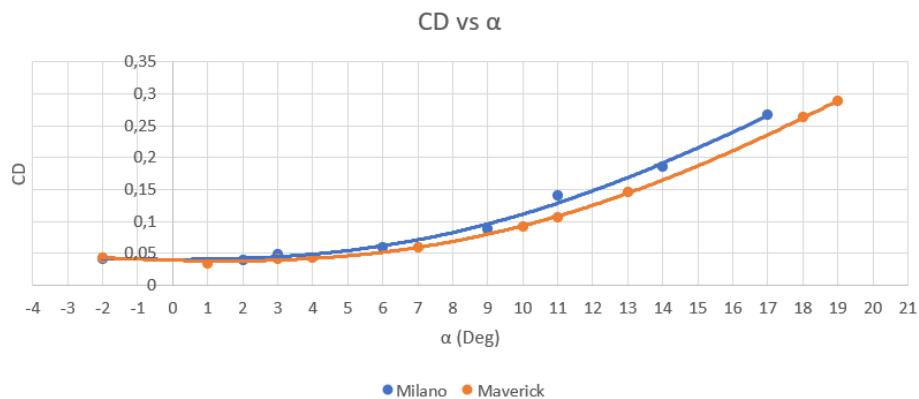
Fonte: Próprio Autor

Como pode ser visto, para ângulos de ataque baixos, os valores e inclinações das curvas são razoavelmente similares aos calculados pelos dois métodos anteriores. Porém, à medida que o ângulo de ataque aumenta, os resultados são significativamente menores do que o previsto, à medida que começam a aparecer fenômenos de separação e efeitos de viscosidade do fluido, reduzindo a sustentação total. Pode-se observar que o coeficiente máximo de sustentação é maior na aeronave Milano do que na aeronave Maverick, no entanto, o *stall* na aeronave Maverick ocorre para alfas maiores, ocorrendo para um alfa de 16° , em comparação com $14,5^\circ$ na aeronave Milano, graças à torção geométrica imposta ao longo da asa, o que permite que os aerofólios da asa (com um ângulo de ataque menor) entrem em perda mais tarde, o que é especialmente prático numa aeronave treinadora primária. Os alfas de sustentação nula (ponto de intersecção da curva com o eixo x) ocorrem para um valor de $-0,7^\circ$ para a aeronave Maverick e $-0,9^\circ$ para a aeronave Milano.

2.3.4.3 C_D vs α (CFD)

As polares de arrasto de ambas as aeronaves são mostradas a seguir.

Figura 51. Polar de arrasto de ambas as aeronaves (CFD)



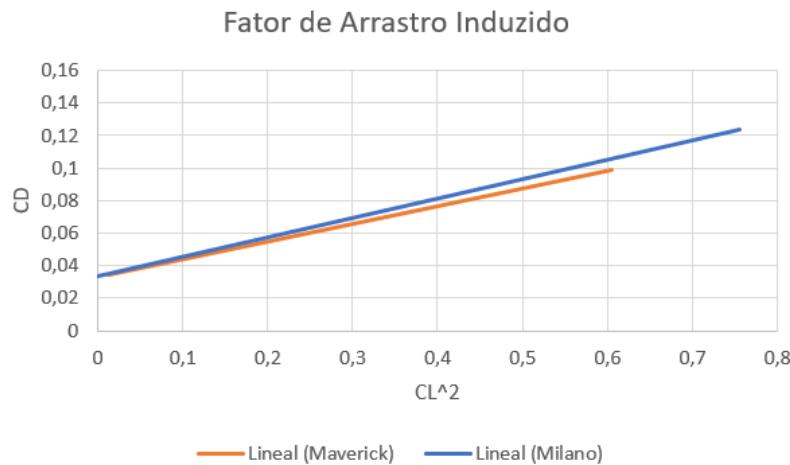
Fonte: Próprio Autor

Como pode ser visto, ao contrário do método *VLM* potencial, e do método analítico obtido de [14], os valores do coeficiente de arrasto calculado pelo cálculo numérico *CFD* são mais altos, como esperado. Verifica-se novamente que os coeficientes de resistência da aeronave Maverick são menores para quase toda a gama de ângulos de ataque operacionais do que a aeronave Milano, de modo que o objetivo principal de projeto do projeto é alcançado. Mais uma vez, a margem de melhoria é muito menor no caso do cálculo do *CFD* que a prevista pelos outros métodos, considerando que se trata de uma simulação mais próxima da realidade.

2.3.4.4 FATOR DE ARRASTO INDUZIDO (CFD)

A curva que representa o fator de arrasto induzido de ambas as aeronaves é mostrada embaixo.

Figura 52. Fator de arrasto induzido para ambas as aeronaves (CFD)

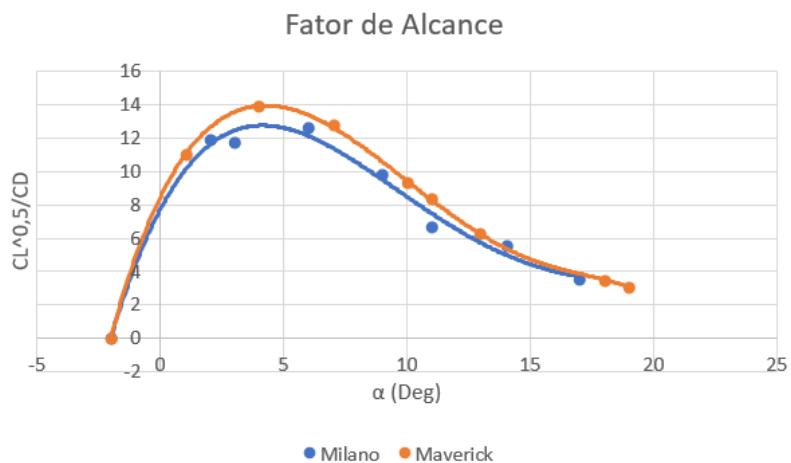


Para representar as curvas da Figura 52, foram incluídos os valores do tramo linear de ambas as polares de sustentação e foi realizada uma regressão linear dos pontos deste tramo obtido numericamente na simulação *CFD*, a fim de comparar mais facilmente com os resultados analíticos anteriores em posteriores subcapítulos. Como observado anteriormente, a influência do arrasto induzido na aeronave Maverick é menor (menor inclinação k das curvas) do que na aeronave Milano, graças ao *washout* implementado nos aerofólios da ponta da asa assim como ao maior alongamento da asa, como visto no capítulo teórico 1.4.1, e calculado nos cálculos analíticos do capítulo 2.2.1.

2.3.4.5 FATOR DE ALCANCE (CFD)

Conforme descrito para os cálculos analíticos, o fator de alcance, é representado a seguir.

Figura 53. Fator de alcance para ambas as aeronaves (CFD)



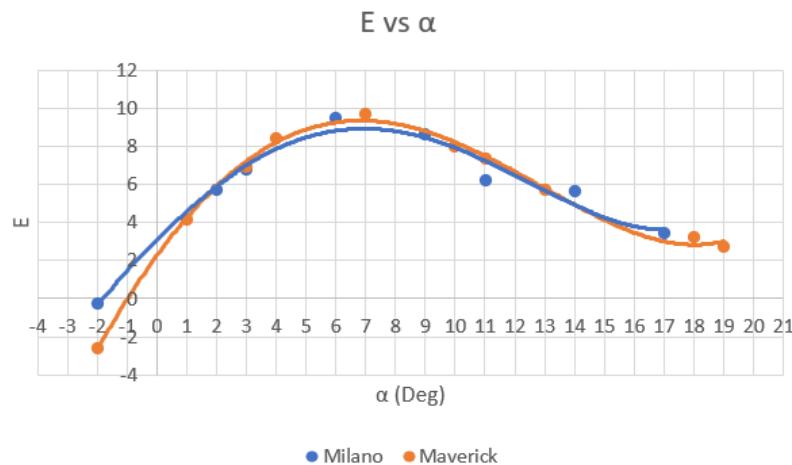
Fonte: Próprio Autor

Como os cálculos analíticos mostraram, embora com valores mais realistas e conservadores, o alcance da aeronave Maverick é maior do que sua contraparte Milano para toda a gama de alfas operacionais. Isto é especialmente importante na faixa de alfas correspondente ao cruzeiro (0-3º), pois esta é a configuração de vôo na qual a aeronave passará a maior parte de seu tempo de vôo e, portanto, terá a maior influência no consumo da aeronave.

2.3.4.6 EFICIÊNCIA AERODINÂMICA (CFD)

O último gráfico, mostra a eficiência aerodinâmica de ambas as aeronaves como uma função do ângulo de ataque.

Figura 54. Eficiência aerodinâmica de ambas as aeronaves em função do ângulo de ataque (CFD)



Fonte: Próprio Autor

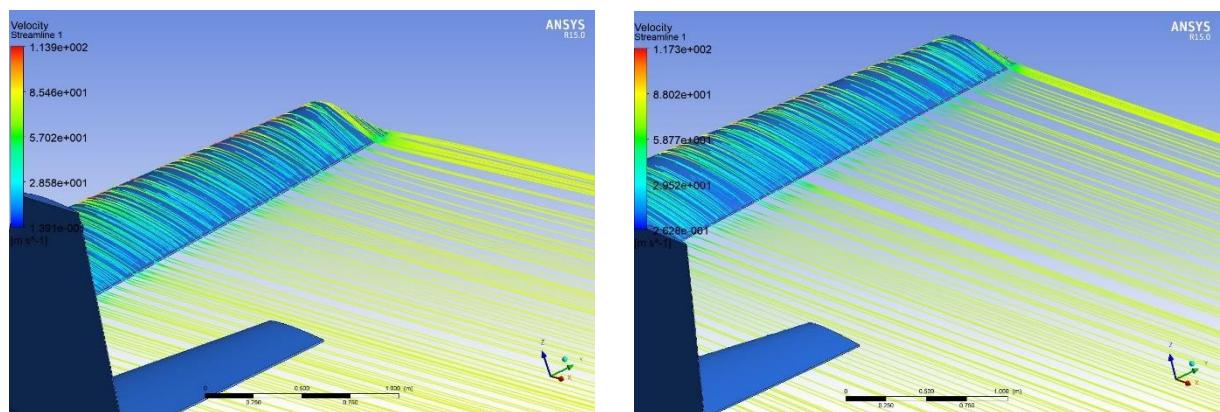
No caso do cálculo numérico, os valores de eficiência aerodinâmica são percebidos com uma margem de melhoria menor do que a esperada pelos outros métodos. Como já mencionado, é importante observar que os primeiros métodos fornecem rápidas primeiras estimativas com as quais se pode iniciar projetos conceituais e os primeiros desenhos. A análise *CFD*, por outro lado, é uma ferramenta mais precisa e poderosa que fornece resultados mais realistas para refinar o projeto.

É importante ressaltar que, embora a margem de melhoria seja menor do que o esperado, a aeronave Maverick presenta valores de eficiência maiores em configuração de cruzeiro, na faixa de 2-3°, o que é um objetivo principal buscado no trabalho, pois reduzirá o consumo da aeronave melhorada em relação à sua contraparte original.

2.3.4.7 EFEITOS NO FLUXO DE AR PROVOCADOS PELAS MELHORAS NA ASA

A seguir, as diferentes melhorias impostas ao desenho das asas serão ilustradas por meio de imagens do fluxo de ar sobre as superfícies aerodinâmicas, aproveitando a análise de *CFD* realizada para vários ângulos de ataque. Estes efeitos, que podem ser visíveis através das linhas de corrente do fluido representado sobre o modelo, podem ser resumidos em dois: efeitos de vórtice da ponta da asa (redução do arrasto induzido) e fenômenos de perda.

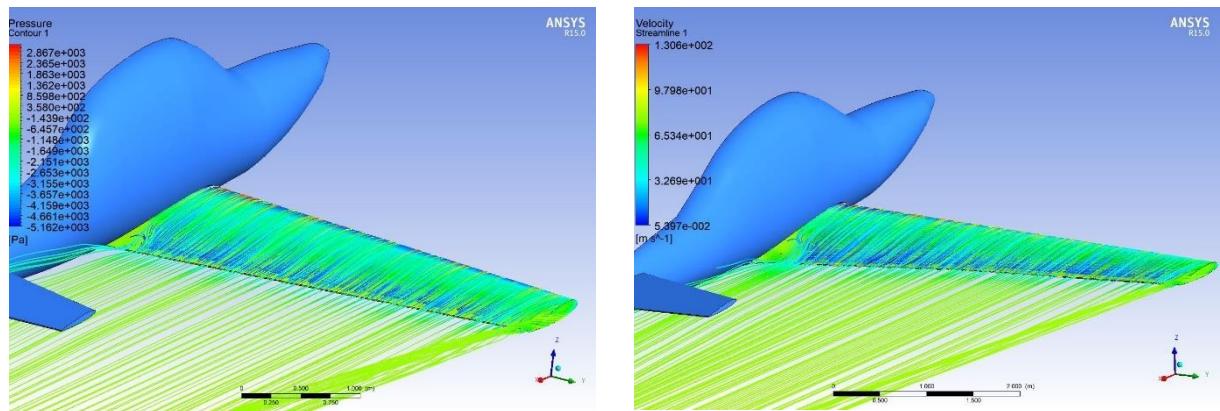
Figura 55. Vórtices de ponta de asa: esquerda Milano, direita Maverick ($\alpha=2^\circ$)



Fonte: Próprio Autor

Como pode ser visto na Figura 55, graças à torção geométrica negativa dos aerofólios da ponta da asa, assim como a seleção de um perfil na ponta com menor espessura, e, sobretudo, graças ao maior alongamento, consegue-se uma redução considerável dos vórtices da ponta das asas, explicando a redução do arrasto induzido representado nos cálculos acima, e explicado nos conceitos teóricos do capítulo teórico 1.4.1.

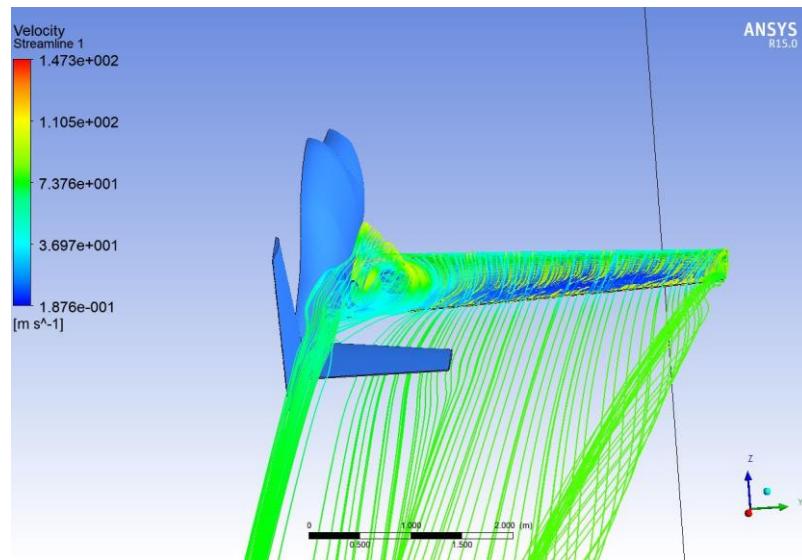
Figura 56. Fluxo de ar ao redor da asa: esquerda Milano, direita Maverick ($\alpha=6^\circ$)



Fonte: Próprio Autor

Pela Figura 56 é observado que a região mais provável de iniciação da perda é a raiz da asa, na borda de saída de ambas as aeronaves, à medida que um distúrbio de fluxo ou recirculação começa a ser sentido naquela área, à medida que o ângulo de ataque começa a subir para ambas as aeronaves. Isto é ideal do ponto de vista do controle de aeronaves em vôo, pois os ailerons serão a última superfície a ser comprometida com a perda de controle de aeronaves que isto acarretaria. Tanto a aeronave Milano quanto a Maverick cumprem com este pretexto, no entanto, ele foi assegurado na aeronave Maverick pela colocação de um aerofólio com uma torção geométrica mais alta na junta da asa, pois será o primeiro aerofólio a entrar em perda da envergadura da asa.

Figura 57. Aeronave Milano com áreas da asa entrando em perda ($\alpha=11^\circ$)



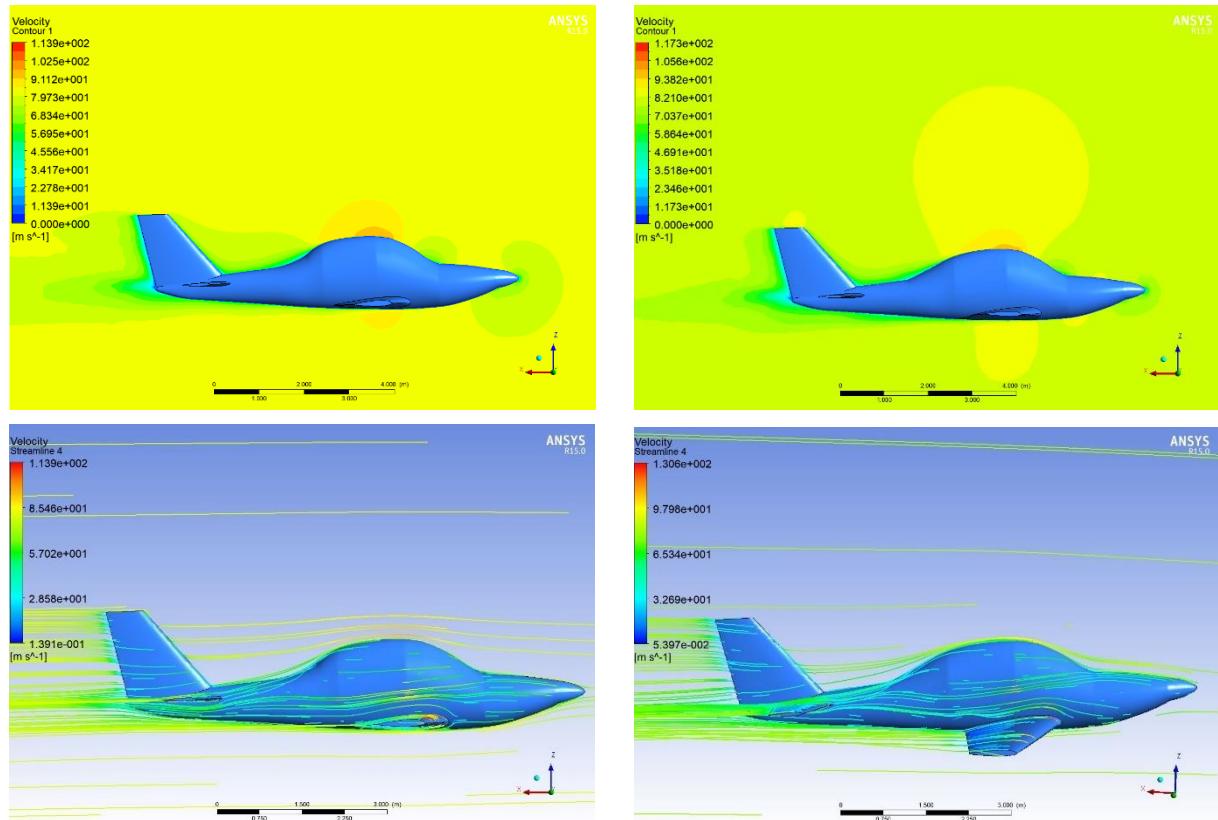
Fonte: Próprio Autor

Pode comprovar-se o comentado previamente das áreas de entrada em perda na Figura 57, onde é claramente visível que a área próxima à raiz da asa da aeronave Milano tem entrado em perda, reduzido notavelmente a sustentação da aeronave total. Isto pode explicar o comportamento das polares de sustentação de ambas as aeronaves, já que tem áreas de ambas as asas que entram em perda para ângulos de ataque mais baixos do esperado. Este efeito será mais amplificado na aeronave Maverick, pois os ângulos de ataque dos aerofólios mais próximos da raiz da asa têm valores mais altos e, portanto, irão entrar em perda mais cedo. Portanto, a polar de sustentação da aeronave Maverick foi mais afetada do que a de sua contraparte.

2.3.4.8 EFEITOS NO FLUXO DE AR PROVOCADOS PELAS MELHORAS NA FUSELAGEM

Estes efeitos têm um efeito menor sobre o comportamento aerodinâmico da aeronave em comparação com as melhorias implementadas na asa, no entanto, eles também devem ser levados em conta e somados a uma melhoria geral.

Figura 58. Efeitos da melhora na cabine da aeronave nas linhas de fluxo do ar: esquerda Milano, direita Maverick ($\alpha=2^\circ$)



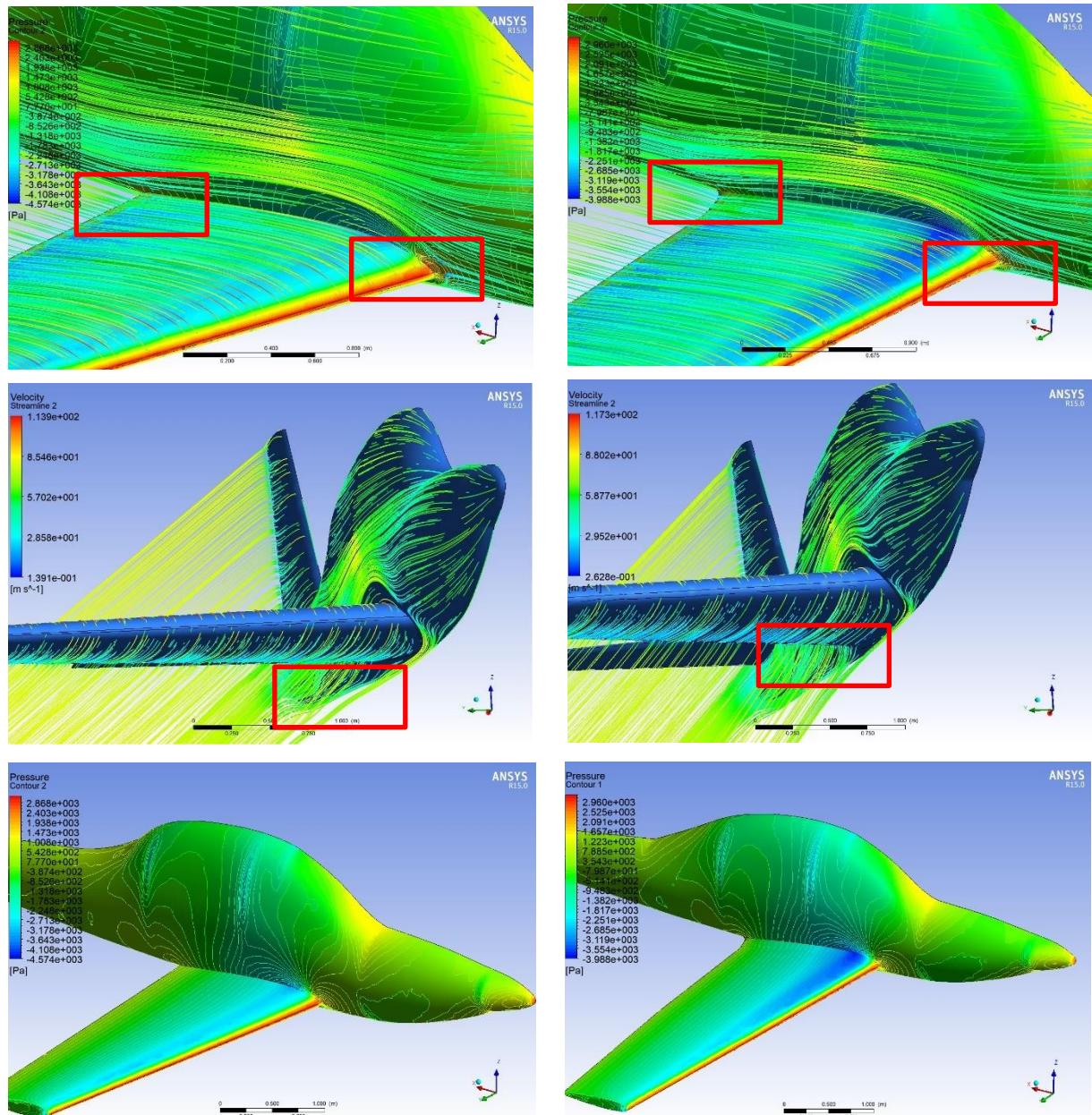
Fonte: Próprio Autor

Como pode ser visto nas imagens acima, o campo de velocidade é menos perturbado atrás da cabine da aeronave Maverick do que para a aeronave Milano, o que implica em um gradiente de pressão menos desfavorável e ocupando uma área menor. É também que a forma da cabine da aeronave Maverick é melhor adaptada às linhas de fluxo, evitando possíveis separações de camada limite, perturbando menos o fluido, conseguindo ambos efeitos reduzir o arraste de pressão (separação viscosa), como visto no capítulo teórico 1.4.2.

2.3.4.9 EFEITOS NO FLUXO DE AR PROVOCADOS PELAS MELHORAS NA UNIÃO ASA FUSELAGEM

Como visto no capítulo teórico 1.4.3, é amplamente utilizado na indústria o uso de superfícies de união e adaptação entre a asa e a fuselagem, evitando áreas com fortes gradientes de pressão desfavoráveis que causam separação de fluxo ou transição laminar-turbulento.

Figura 59. Efeitos no fluxo de ar e campo de pressões da união asa fuselagem: esquerda Milano, direita Maverick



Fonte: Próprio Autor

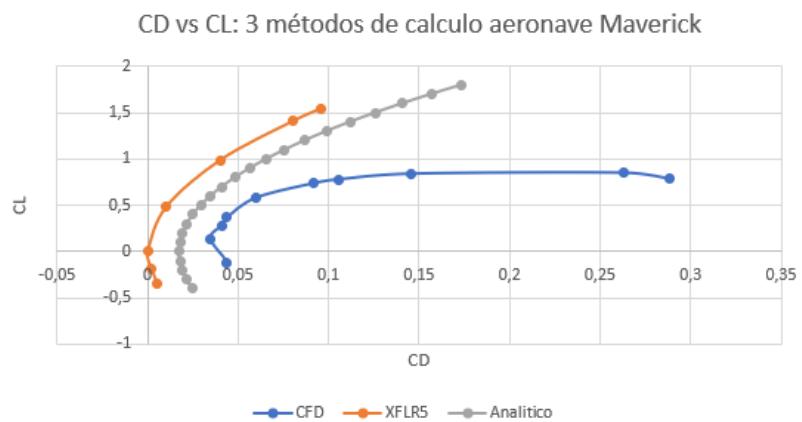
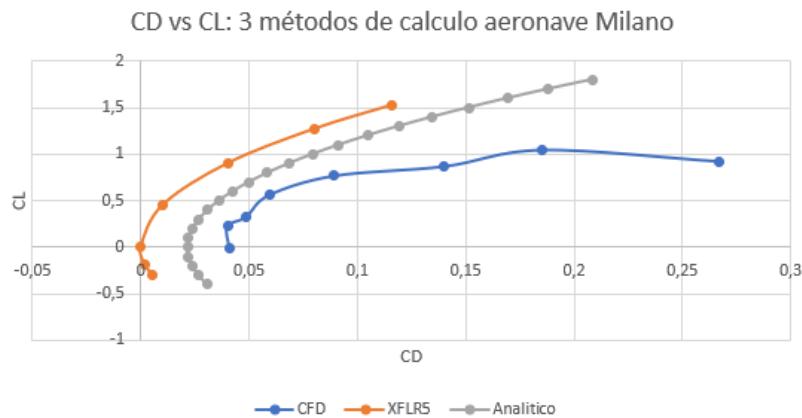
Como pode ser visto nas primeiras imagens da Figura 59, as linhas de fluxo da aeronave Maverick (à direita) são menos perturbadas pela borda de ataque da asa da aeronave, a área de remanso é menor, assim como todas as linhas de fluxo estão alinhadas com o fluxo de saída na borda de saída da asa, sem separação de fluxo ou transição para fluxo turbulento, o que mais uma vez melhora o arrasto parasita, assim como o arrasto geral da aeronave Maverick em relação à aeronave Milano. Também é detectável no campo de pressão do extradós da asa (últimas imagens da Figura 59) que na aeronave Maverick (direita) o gradiente de pressão é mais favorável na área de união da asa com a fuselagem, já que a velocidade entrante desde a borda de ataque enfrenta uma pressão menor na aeronave Maverick em comparação com a aeronave Milano, o que favorece a aderência da camada limite ao perfil da asa e aumenta a velocidade sobre a superfície da asa.

3. DISCUSSÕES COMPARATIVAS E CONCLUSÕES FINAIS

3.1 DISCUSSÕES COMPARATIVAS

Para encerrar o trabalho, e como resumo das ideias e resultados apresentados nele, vão ser representadas as principais curvas de comportamento aerodinâmico, comparando os três métodos utilizados, com o objetivo de analisar os diferentes métodos assim como entender as principais diferenças. O final deste capítulo resumirá os objetivos perseguidos, avaliando o sucesso das melhorias propostas e das análises feitas.

Figura 60. Comparativa C_L vs C_D de ambas as aeronaves dos três métodos

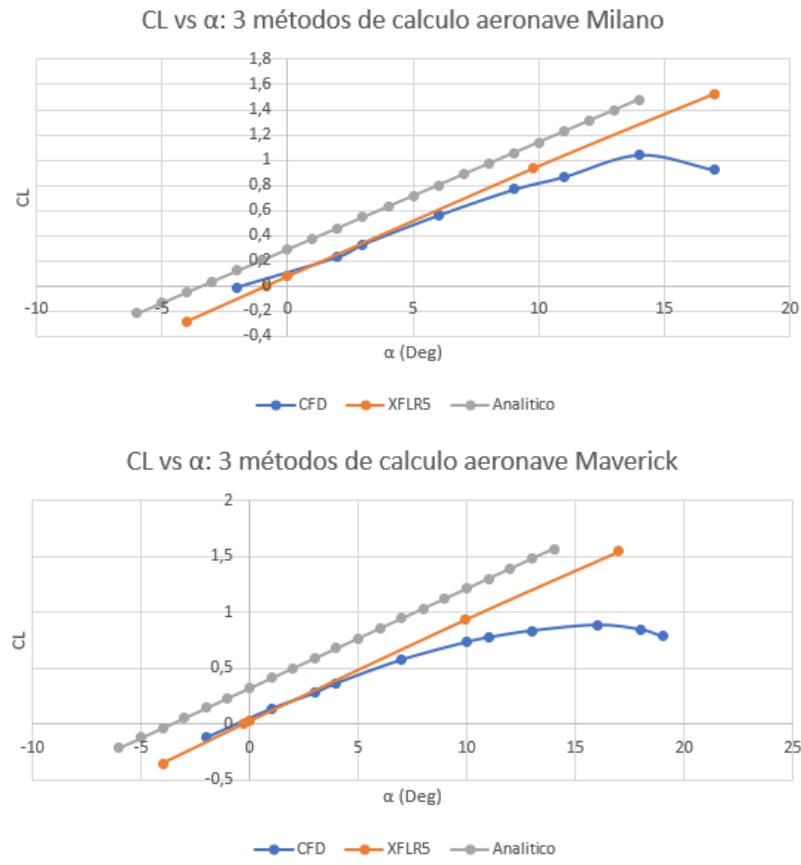


Fonte: Próprio Autor

Como pode ser visto nos gráficos da Figura 60, a relação de arrasto-sustentação é muito mais conservadora no caso do cálculo *CFD*, pois inclui fenômenos que os outros métodos não levam em conta. Os fenômenos de separação de fluxo, viscosidade e turbulência são melhor captados neste último método e ele oferece um cálculo mais realista do que os métodos

anteriores. O método *VLM* potencial do programa *XFLR5* é o mais otimista dos três, pois não inclui a contribuição viscosa para o cálculo do arrasto total, o que o método analítico faz, como foi visto no cálculo do arrasto parasitário pela soma dos coeficientes dos componentes.

Figura 61. Comparativa da polar de sustentação de ambas as aeronaves dos três métodos



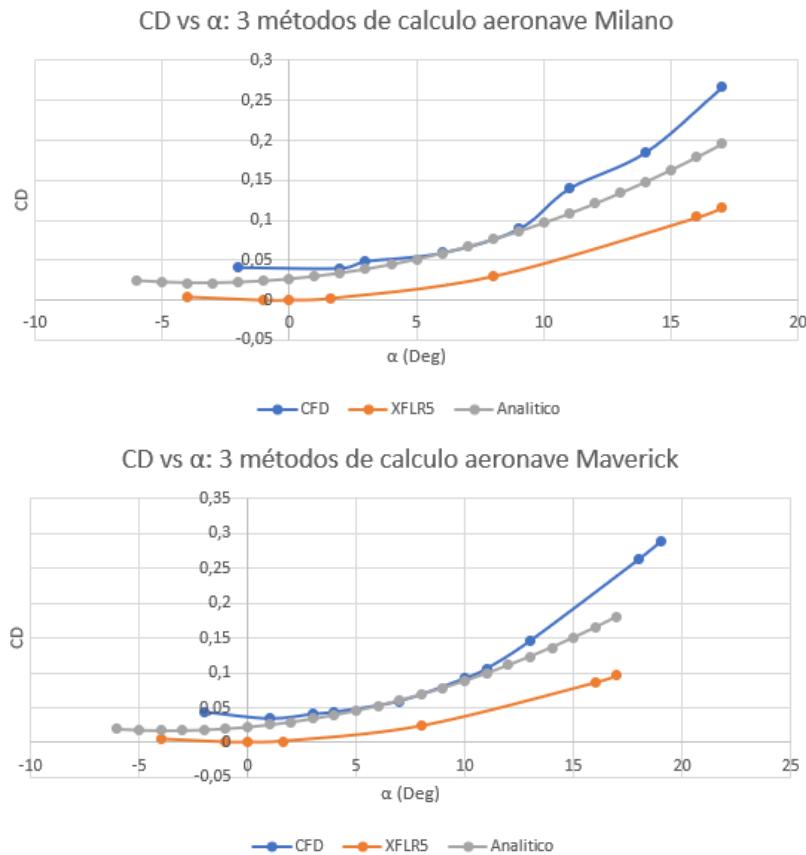
Fonte: Próprio Autor

No caso das polares de sustentação comparadas na Figura 61, é claramente perceptível que os fenômenos de turbulência e separação da camada limite nos aerofólios da asa causam uma diminuição perceptível no computo global da sustentação. Isto pode ser visto no caso do cálculo *CFD*, onde também foram levados em conta fenômenos de separação e *stall* em toda a superfície da aeronave (fuselagem, empenagens e asa), o que não são levados em conta nos outros dois cálculos anteriores. Isto explica a queda do $C_{L \max}$ que difere notavelmente dos dois primeiros métodos em ângulos altos de ataque, pois pode-se ver que para ângulos baixos de ataque o comportamento dos gráficos é muito semelhante, levando em conta a inclinação da curva e os valores obtidos (quando este tipo de fenômenos de separação não ocorre). Neste caso, o programa *XFLR5* consegue uma boa aproximação da elevação da aeronave em sua seção linear, uma vez que todos os aerofólios utilizados em ambas as aeronaves foram carregados e

analizados, bem como as torções geométricas ao longo da envergadura da asa, no caso da aeronave Maverick. Estes dados deram um resultado mais aproximado do que os cálculos analíticos, nos quais eles não foram levados em consideração e foram realizados utilizando métodos estatísticos e estimativos.

Vale mencionar que os valores mais baixos de sustentação na aeronave Maverick em relação à aeronave Milano se devem ao ângulo de torção geométrica dos aerofólios da raiz da asa, o que provoca que a distribuição de sustentação diminua naquela área mais cedo, algo que não estava previsto nos cálculos e estimativas analíticas, porém, o *stall* total da aeronave ($C_L max$) ocorre para ângulos de ataque mais altos do que em sua contraparte Milano, graças também a mesma torção geométrica, o que é uma vantagem levando em conta as características de uma aeronave treinadora. É lógico que na projeção de uma nova aeronave este tipo de fenômeno imprevisto ocorra no projeto conceitual, e é por isso que a importância da análise de *CFD* foi demonstrada para detectar este tipo de problemas e encontrar uma solução de compromisso nas primeiras etapas do projeto.

Figura 62. Comparativa da polar de arrasto de ambas as aeronaves dos três métodos

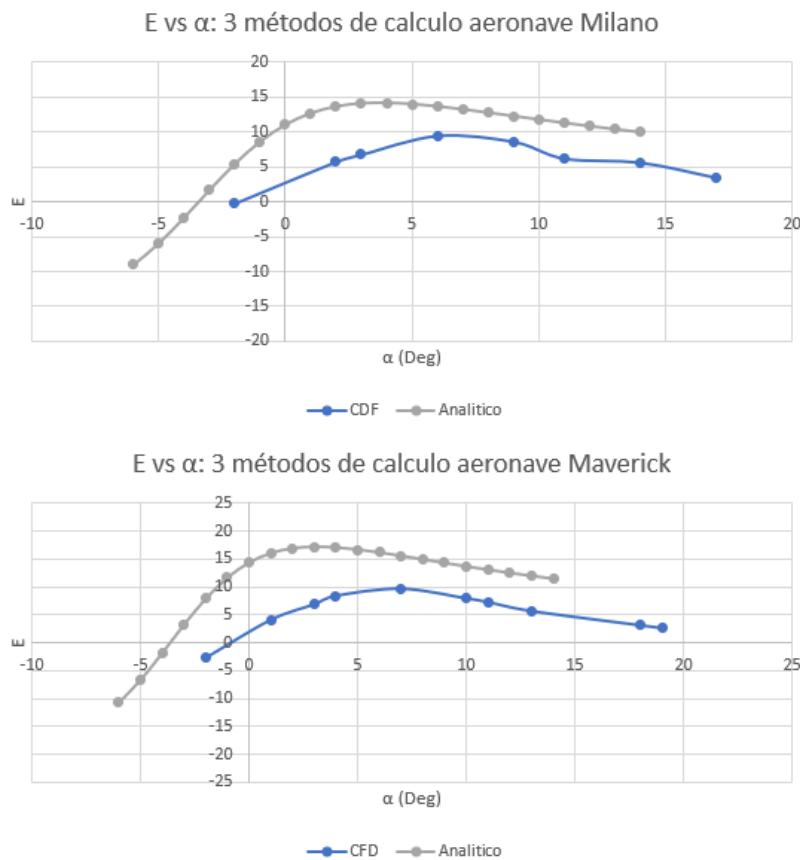


Fonte: Próprio Autor

No caso da Figura 62 que representa os polares de arrasto de ambas as aeronaves pelos três métodos utilizados no trabalho, o efeito dos fenômenos mencionados acima é claramente perceptível. Comparando os gráficos analíticos e *CFD*, é claramente perceptível que para ângulos de ataque elevados, quando aparecem os fenômenos de separação de fluxo, turbulência e *stall*, o arrasto aerodinâmico aumenta notavelmente no cálculo numérico com relação ao cálculo analítico. Vale a pena mencionar que para ângulos baixos de ataque, por exemplo na configuração de cruzeiro, os cálculos analíticos obtidos de [14] são muito precisos, com ambas as curvas praticamente sobrepostas em algumas seções. Isto reforça a ideia de que um primeiro cálculo analítico inicial é uma maneira ótima de começar a dimensionar um projeto preliminar.

Por outro lado, o gráfico obtido por meio do método potencial *VLM* do *XFLR5*, prova ser o menos preciso pelas razões mencionadas anteriormente, pois não leva em conta fenômenos de arrasto por separação viscosa, nem leva em conta a influência da fuselagem no cálculo, cuja contribuição é notável no computo global.

Figura 63. Comparativa da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque de ambas as aeronaves dos três métodos



Fonte: Próprio Autor

Como último caso comparativo das curvas aerodinâmicas mais relevantes, a eficiência aerodinâmica calculada pelos métodos analítico e numérico CFD é mostrada na Figura 63. Foi decidido excluir da comparativa a gráfica da análise *XFLR5* devido a anomalia já comentada no capítulo 2.2.2.4. Como pode ser visto, em valores baixos do ângulo de ataque, quando a contribuição do arrasto induzido é muito baixa, e predomina o arrasto parasita, a eficiência toma valores extremamente altos devido ao fato de que na divisão C_L/C_D , o C_D tende a zero. Este não é o caso de valores elevados de alfa, onde a resistência induzida é muito maior, e predomina sobre a resistência parasita, os valores destes gráficos aproximam-se dos valores mais precisos correspondentes aos cálculos analíticos e *CFD*. Como mencionado anteriormente, os resultados *CFD* produziram maiores valores de arraste e menores valores de sustentação devido aos fenômenos acima mencionados, razão pela qual, embora semelhantes, seus valores são muito mais conservadores (e realistas) do que seus equivalentes analíticos.

3.2 CONCLUSÕES FINAIS

Para concluir este trabalho, uma vez apresentados todos os resultados, calculados por diferentes métodos, várias conclusões relevantes podem ser extraídas:

- Os principais objetivos do projeto foram alcançados, que é projetar uma aeronave aerodinamicamente mais eficiente: melhor eficiência de cruzeiro, menor arraste em todos os ângulos de ataque, melhor alcance, entra em perda com margem de segurança (sem comprometer a controlabilidade dos ailerons da aeronave) e em ângulos de ataque mais altos do que a aeronave original.
- Foi observado na fase de cálculo do *CFD* que as margens de melhoria da aeronave Maverick otimizada são significativamente inferiores aos valores previstos nos dois primeiros cálculos iniciais do projeto, devido ao aparecimento de zonas de separação de fluxo em altos ângulos de ataque.
- Durante a elaboração do presente trabalho teve-se uma noção do processo de desenho de um projeto aerodinâmico. Ressaltando a importância de cálculos iniciais mais simples e rápidos para dimensionar e projetar os primeiros modelos, para continuar detalhando na análise numérica *CFD* descobrindo novos problemas ou soluções para o modelo. O próximo passo seria o desenvolvimento de testes em túnel de vento com o modelo a ser construído como uma etapa mais avançada e precisa do que a análise numérica, para que o projeto de desenho fosse concluído.

REFERÊNCIAS

- [1] ANDERSON, J. **Fundamentals of Aerodynamics**. New York, USA, 2017.
- [2] BRAVO-MOSQUERA, P.D. *et al.* **Aerodynamic design analysis of a UAV for superficial research of volcanic environments**, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2017.
- [3] BRAVO-MOSQUERA, P.D. *et al.* **Conceptual design and CFD analysis of a new prototype of agricultural aircraft**, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2018.
- [4] CFX, 15.0 theory guide of Ansys CFX 15.0, ANSYS Inc.
- [5] Compute Grid Spacing for a Given $Y+$,
https://www.cadence.com/ko_KR/home/tools/system-analysis/computational-fluid-dynamics/y-plus.html , Acesso em: 01 Junho, 2022
- [6] DZIUBIŃSKI, A. *et al.* **CFD analysis of agricultural aircraft aero-dynamic characteristics**, **Trans. Ins. Aviat.** Varsóvia, Polônia, 2018.
- [7] HOERNER, S.P. **Fluid Dynamic Drag: Practical Information on Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance**. Bakersfield, USA, 1965.
- [8] JACKSON, P. **Jane's all the world aircraft. Virginia**. USA, 2005.
- [9] NACA 0009, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0009-il> , Acesso em: 20 Maio 2022
- [10] NACA 0012, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0012-il> , Acesso em: 20 Maio 2022
- [11] NACA 23012, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca23012-il> , Acesso em: 20 Maio 2022
- [12] NACA 23015, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca23015-il> , Acesso em: 20 Maio 2022
- [13] NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS, **Determination of the Characteristics of Tapered Wings**. Washington DC, USA, 1940.
- [14] RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. Washington DC, USA, 1992.

- [15] STEED, R.G. **High Lift CFD Simulations with an SST-based Predictive Laminar to Turbulent Transition Model**, Ontário, Canadá, 2011.
- [16] XFLR5, Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers, Source Forge Inc, 2009.
- [17] SHARMA, R. **On a crash course magazine. The Hindu Group**, 2001.
- [18] Military Flight Planning,
<http://www1.wantscheck.com/?tm=1&subid4=1658537228.0388680000>, Acesso em: 22 Julho 2022
- [19] Royal Air Force Training, <https://www.raf.mod.uk/currentoperations/training.cfm>, Acesso em: 22 Julho 2022
- [20] Phases of Military Pilot Training, <https://www.baseops.net/militarypilot>, , Acesso em: 22 Julho 2022
- [21] IAR-99C Soim Lead In Fighter Jet Trainer Aircraft, Romania, https://www.airforce-technology.com/projects/iar_99c/, Acesso em: 22 Julho 2022

Apêndice A – Código MATLAB utilizado nos cálculos analíticos

Este primeiro apêndice apresenta o código Matlab utilizado para realizar os cálculos analíticos e traçar os diferentes polares de ambas as aeronaves.

```

clc; clear;

set_plot_characteristics

% ARRASTO PARASITA

a_SL = 328.472; %m/s
v_cruz = 81.5; %m/s (Del banco de datos)
M = v_cruz/a_SL;
S_ref = 107.39; %ft^2
S_ref_MAV = 139.31; %ft^2
k_skin = 1.33*10^-5; %ft (Production sheet metal)

%Fuselagem

S_wet_fus = 178.57; %ft^2
S_wet_fus_MAV = 179.22; %ft^2

l_fus = 26.41; %ft
Re_fus = 38.21*(l_fus/k_skin)^1.053; %R_cutoff
Cf_turb_fus = 0.455/((log10(Re_fus))^2.58*(1 + 0.144*M^2)^0.65);
Cf_fus = Cf_turb_fus;

d_fus_max = 5.27; %ft
f = l_fus/d_fus_max;
FF_fus = (1 + 60/(f^3) + f/400);

Q_fus = 1;

%Asa Milano

S_wet_w = 198.59; %ft^2

l_wing = 4.23; %ft (reference length = cuerda media aerodinámica)
Re_w = 38.21*(l_wing/k_skin)^1.053; %R_cutoff;
Cf_turb_w = 0.455/((log10(Re_w))^2.58*(1 + 0.144*M^2)^0.65);
Cf_w = Cf_turb_w;

t_c_w = 0.15;
x_c_m_w = 0.3;
Lambda_w = 0;
FF_w = (1 + 0.6*t_c_w/x_c_m_w + 100*t_c_w^4)*(1.34*M^0.18*(cos(Lambda_w))^0.28);

Q_w = 1.25;

%Asa Maverick

S_wet_w_MAV = 281.47; %ft^2

l_wing_MAV = 4.27; %ft (reference length = cuerda media aerodinámica)
Re_w_MAV = 38.21*(l_wing_MAV/k_skin)^1.053; %R_cutoff;
Cf_turb_w_MAV = 0.455/((log10(Re_w_MAV))^2.58*(1 + 0.144*M^2)^0.65);
Cf_w_MAV = Cf_turb_w_MAV;

FF_w_MAV = (1 + 0.6*t_c_w/x_c_m_w +
100*t_c_w^4)*(1.34*M^0.18*(cos(Lambda_w))^0.28);

Q_w_MAV = 1;

```

```

%Empenagem vertical

S_wet_v = 39.39; %ft^2

l_v = 3.0296; %ft (reference length = cuerda media aerodinámica)
Re_v = 38.21*(l_v/k_skin)^1.053; %R_cutoff
Cf_turb_v = 0.455/((log10(Re_v))^2.58*(1 + 0.144*M^2)^0.65);
Cf_v = Cf_turb_v;

t_c_v = 0.12;
x_c_m_v = 0.3;
Lambda_v = 32.378*(pi/180); %Rad
FF_v = (1 + 0.6*t_c_v/x_c_m_v + 100*t_c_v^4)*(1.34*M^0.18*(cos(Lambda_v))^0.28);

Q_v = 1.05;

%Empenagem horizontal

S_wet_t = 50.27; %ft^2

l_t = 2.7978; %ft (reference length = cuerda media aerodinámica)
Re_t = 38.21*(l_t/k_skin)^1.053; %R_cutoff
Cf_turb_t = 0.455/((log10(Re_t))^2.58*(1 + 0.144*M^2)^0.65);
Cf_t = Cf_turb_t;

t_c_t = 0.09;
x_c_m_t = 0.309;
Lambda_t = 12.684*(pi/180); %Rad
FF_t = (1 + 0.6*t_c_t/x_c_m_t + 100*t_c_t^4)*(1.34*M^0.18*(cos(Lambda_t))^0.28);

Q_t = 1.05;

%Miscelaneous

A_max = 1.12*10.7639; %ft^2
u = 2.925*(pi/180); %Rad
D_q_ups = 3.83*u^2.5*A_max;

A_windsh = 0.479*10.7639; %ft^2
D_q_windsh = 0.07*A_windsh;

CD_ups = (D_q_ups)/S_ref;
CD_windsh = (D_q_windsh)/S_ref;
CD_ups_MAV = (D_q_ups)/S_ref_MAV;
CD_windsh_MAV = (D_q_windsh)/S_ref_MAV;

CD_mis = CD_ups + CD_windsh;
CD_mis_MAV = CD_ups_MAV + CD_windsh_MAV;

%Leakage & Protuberance:

L_P_factor = 1.075;
%El Leakage and Protuberance Drag añade un 5-10% del total parasite drag
%(For propeller aircraft)

%Total:

```

```

CD_0 = L_P_factor*(CD_mis + (Cf_fus*FF_fus*Q_fus*S_wet_fus)/S_ref + ...
(Cf_w*FF_w*Q_w*S_wet_w)/S_ref + ...
(Cf_v*FF_v*Q_v*S_wet_v)/S_ref + ...
(Cf_t*FF_t*Q_t*S_wet_t)/S_ref);

CD_0_MAV = L_P_factor*(CD_mis_MAV + (Cf_fus*FF_fus*Q_fus*S_wet_fus_MAV)/S_ref_MAV
+ ...
(Cf_w_MAV*FF_w_MAV*Q_w_MAV*S_wet_w_MAV)/S_ref_MAV + ...
(Cf_v*FF_v*Q_v*S_wet_v)/S_ref_MAV + ...
(Cf_t*FF_t*Q_t*S_wet_t)/S_ref_MAV);

% ARRASTO INDUCIDO:

AR_w = 6.45;
e = 1.78*(1 - 0.045*(AR_w^0.68)) - 0.64;
k = 1/(pi*AR_w*e);

AR_w_MAV = 8.2;
e_MAV = 1.78*(1 - 0.045*(AR_w_MAV^0.68)) - 0.64;
k_MAV = 1/(pi*AR_w_MAV*e_MAV);

%CD_i = k*CL^2;
% % ----- Weights Estimation ----- %%
%% Wing Maverick

rho_cr = 0.90466; % lbm/ft^3
W_fw = 292.38; % lbs
q = 2018.90148;
N_z = 1.5 * 1.5; % adim
W_dg = 2167.95; % lbs
lambda_w = 0.5;

W_wing_MAV = 0.036 * S_ref_MAV^0.758 * W_fw^0.0035 *
(AR_w_MAV/cos(Lambda_w)^2)^0.6 * q^0.006 * ...
lambda_w^0.04 * (100*t_c_w/cos(Lambda_w)^2)^-0.3 * (N_z*W_dg)^0.49;
W_wing_MIL = 112.92; % lbs

%% Arrasto total:

S_ref_m2 = 0.092903*S_ref; %m^2
S_ref_m2_MAV = 0.092903*S_ref_MAV; %m^2
Frac_takeoff_inicial = 0.970;
Frac_cruz_takeoff = 0.985;
Weight_cruz = (2758.54*4.4482)*Frac_cruz_takeoff*Frac_takeoff_inicial; %Newtons
Weight_cruz_MAV = ((2758.54+W_wing_MAV-
W_wing_MIL)*4.4482)*Frac_cruz_takeoff*Frac_takeoff_inicial; %Newtons

D_0_MIL = @(V) 0.5*rho_cr*S_ref_m2*CD_0*V.^2;
D_0_MAV = @(V) 0.5*rho_cr*S_ref_m2_MAV*CD_0_MAV*V.^2;

%D_i = @(V)
0.5*rho_SL*S_ref_m2*V.^2*k.*((2*Weight_cruz)./(rho_SL*V.^2*S_ref_m2)).^2;
D_i_MIL = @(V) (2*k*Weight_cruz^2)./(rho_cr*V.^2*S_ref_m2);
D_i_MAV = @(V) (2*k*Weight_cruz_MAV^2)./(rho_cr*V.^2*S_ref_m2_MAV);
D_tot_MIL = @(V) D_0_MIL(V) + D_i_MIL(V);

```

```

D_tot_MAV = @(V) D_0_MAV(V) + D_i_MAV(V);

%%

V_stall = 63.8*1.60934*0.277778; %m/s
V_max = 400*0.277778; %m/s
a = 2;
V = linspace(V_stall - a,V_max + a,1000);

%% %Plotear D_0, D_i y D_tot en función de V.

figure(1)
hold on
plot(V*3.6, D_0_MIL(V), 'b', V*3.6, D_i_MIL(V), 'r', V*3.6, D_tot_MIL(V), 'k')
xline(v_cruz*3.6, '-.k')
title('Arrasto aeronave Milano f(V)');
legend({'Arrasto parasita', 'Arrasto induzido', 'Arrasto total', 'V
cruzero'}, 'Location', 'North')
xlabel('Velocidade (km/h)')
ylabel('Forca de arrasto (N)');
hold off

figure(2)
hold on
plot(V*3.6, D_0_MAV(V), 'b', V*3.6, D_i_MAV(V), 'r', V*3.6, D_tot_MAV(V), 'k')
xline(v_cruz*3.6, '-.k')
title('Arrasto aeronave Maverick f(V)');
legend({'Arrasto parasita', 'Arrasto induzido', 'Arrasto total', 'V
cruzero'}, 'Location', 'North')
xlabel('Velocidade (km/h)')
ylabel('Forca de arrasto (N)');
hold off

figure(3)
hold on
plot(V*3.6, D_tot_MAV(V), 'g', V*3.6, D_tot_MIL(V), 'r')
xline(v_cruz*3.6, '-.k')
title('Arrastos totais ambas aeronaves f(V)');
legend({'Arrasto total Maverick', 'Arrasto total Milano'}, 'Location', 'North')
xlabel('Velocidade (km/h)')
ylabel('Forca de arrasto (N)');
hold off

%% %Plotear CD vs CL.

CL_CD = -0.4:0.1:1.8;
CD_MIL = CD_0+k*(CL_CD).^2;
CD_MAV = CD_0_MAV+k_MAV*(CL_CD).^2;

figure(4)
Plot = plot(CD_MIL,CL_CD, 'r', CD_MAV, CL_CD, 'g');
title('CD vs CL');
legend({'Milano', 'Maverick'}, 'Location', 'North');

```

```

xlabel('CD')
ylabel('CL');

%% Plotear CL vs alpha

alpha = -6:0.5:14;
m_alpha_MIL = 0.085;
m_alpha_MAV = 0.089;

CL_MIL = m_alpha_MIL*(alpha-13.9)+1.473;
CL_MAV = m_alpha_MAV*(alpha-13.8)+1.553;

figure(5)
Plot = plot(alpha,CL_MIL,'r',alpha,CL_MAV,'g');
title('CL vs Alpha');
legend({'Milano','Maverick'},'Location','North');
xlabel('Alpha [deg]')
ylabel('CL');

%% Plotear CD vs alpha

alpha = -6:0.5:17;
CD_MIL = CD_0+k*(m_alpha_MIL*(alpha-13.9)+1.473).^2;
CD_MAV = CD_0_MAV+k_MAV*(m_alpha_MAV*(alpha-13.8)+1.553).^2;

figure(6)
Plot = plot(alpha,CD_MIL,'r',alpha,CD_MAV,'g');
title('CD vs Alpha');
legend({'Milano','Maverick'},'Location','North');
xlabel('Alpha [deg]')
ylabel('CD');

%% %Plotear Fator Arrasto Induzido.

CL_CD = -0.4:0.1:1.8;
CL_CD_cuad = CL_CD.^2;
CD_MIL = CD_0+k*(CL_CD).^2;
CD_MAV = CD_0_MAV+k_MAV*(CL_CD).^2;

figure(7)
Plot = plot(CL_CD_cuad,CD_MIL,'r',CL_CD_cuad,CD_MAV,'g');
title('Fator de Arrasto Induzido');
legend({'Milano','Maverick'},'Location','North');
xlabel('CL^2')
ylabel('CD');

%% %Plotear Fator de Alcance.

alpha = -6:0.5:17;
CD_MIL = ((m_alpha_MIL*(alpha-13.9)+1.473).^(1/2))./(CD_0+k*(m_alpha_MIL*(alpha-13.9)+1.473).^(2));
CD_MAV = ((m_alpha_MAV*(alpha-13.8)+1.553).^(1/2))./(CD_0_MAV+k_MAV*(m_alpha_MAV*(alpha-13.8)+1.553).^(2));

```

```
figure(8)
Plot = plot(alpha,CD_MIL,'r',alpha,CD_MAV,'g');
title('Fator de Alcance');
legend({'Milano','Maverick'},'Location','North');
xlabel('Alpha')
ylabel('(CL^1/2)/CD');
%% %Plotear E en función de alpha.

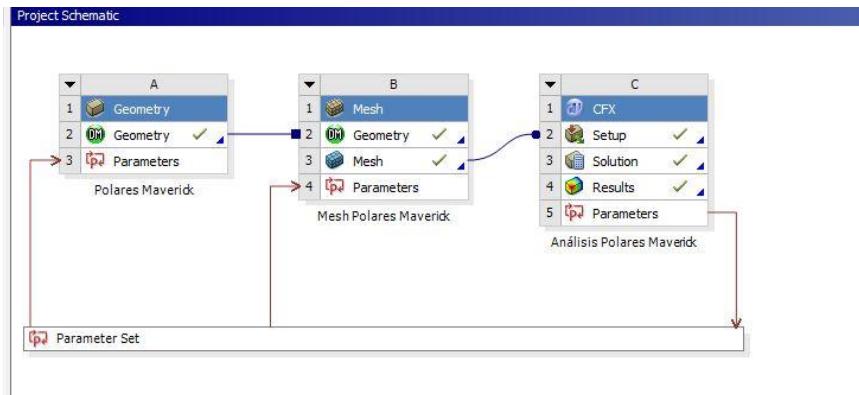
alpha = -6:0.5:17;
E_MIL = (m_alpha_MIL*(alpha-13.9)+1.473)./(CD_0+k*(m_alpha_MIL*(alpha-13.9)+1.473).^2);
E_MAV = (m_alpha_MAV*(alpha-13.8)+1.553)./(CD_0_MAV+k_MAV*(m_alpha_MAV*(alpha-13.8)+1.553).^2);

figure(9)
Plot = plot(alpha,E_MIL,'r',alpha,E_MAV,'g');
title('Eficiencia Aerodinamica');
legend({'Milano','Maverick'},'Location','Southeast');
xlabel('Alpha')
ylabel('E');
```

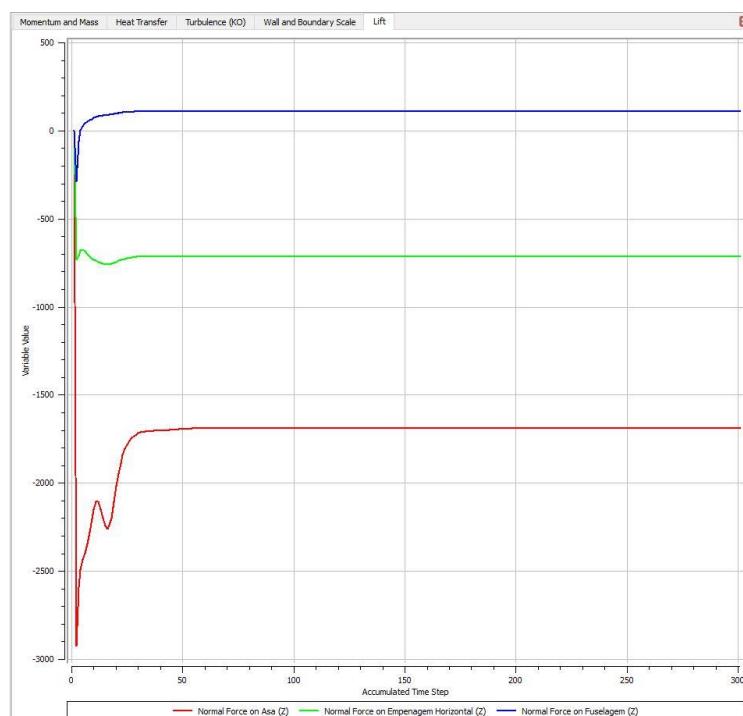
Apêndice B – Extrações ANSYS CFX 15.0

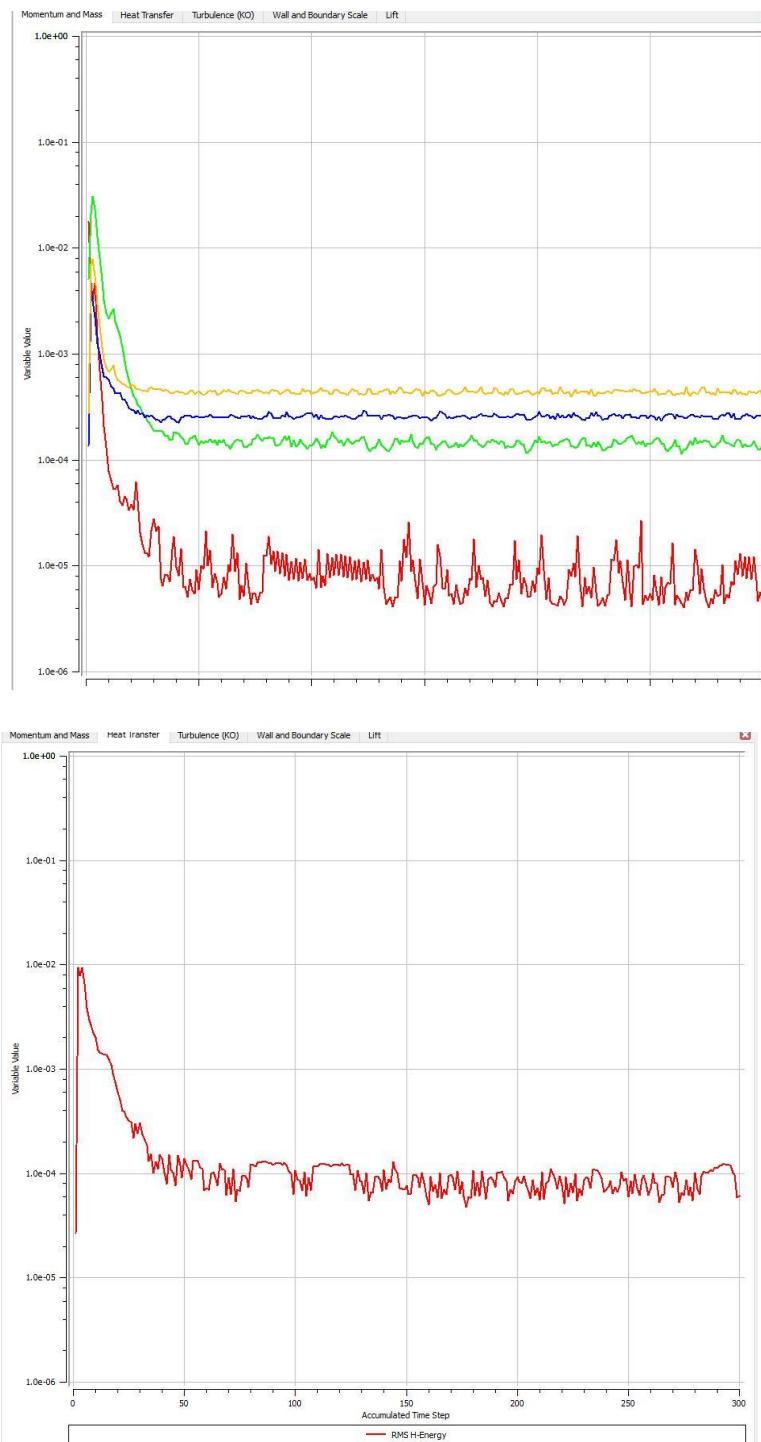
Em seguida, serão apresentadas imagens extraídas das simulações *Anssys 15.0*, como os critérios de convergência, os próprios valores das polares ou a estruturação em módulos do projeto.

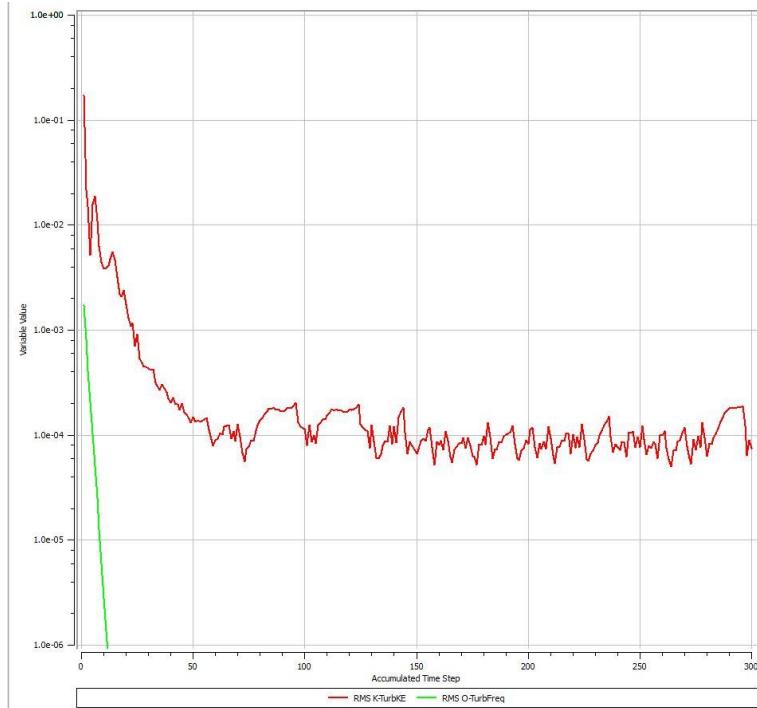
- Estrutura dos módulos da simulação.



- Critérios de convergência e monitoramento das soluções até a estabilidade







- Valores das polares aeronave Milano

Table of Design Points						
	A	B	C	D	E	F
1	Name	P1 - Alfa	P2 - CD	P3 - CL	Exported	Note
2	Units	degree	N	N		
3	Current	-2	0,041118	-0,10309		
4	DP 1	2	0,040159	0,23001	<input checked="" type="checkbox"/>	
5	DP 2	6	0,059322	0,57211	<input checked="" type="checkbox"/>	
6	DP 3	11	0,14016	0,86935	<input checked="" type="checkbox"/>	
7	DP 4	14	0,1855	1,0448	<input checked="" type="checkbox"/>	
8	DP 5	19	0,32675	1,0366	<input checked="" type="checkbox"/>	
9	DP 6	4	0,047555	0,41589	<input type="checkbox"/>	
10	DP 7	9	0,089207	0,76794	<input type="checkbox"/>	
11	DP 8	17	0,26704	0,9223	<input type="checkbox"/>	
*					<input type="checkbox"/>	

- Valores das polares aeronave Maverick

Table of Design Points						
	A	B	C	D	E	F
1	Name	P1 - Alpha	P2 - CD	P3 - CL	Exported	Note
2	Units	degree	N	N		
3	Current	-2	0,044905	-0,11511		
4	DP 1	1	⚡ 0,034386	⚡ 0,14256	<input checked="" type="checkbox"/>	
5	DP 2	7	⚡ 0,059565	⚡ 0,57906	<input checked="" type="checkbox"/>	
6	DP 3	10	⚡ 0,092059	⚡ 0,73741	<input checked="" type="checkbox"/>	
7	DP 4	13	⚡ 0,14579	⚡ 0,83854	<input checked="" type="checkbox"/>	
8	DP 5	18	0,2631	0,84869	<input checked="" type="checkbox"/>	
*					<input type="checkbox"/>	

Table of Design Points						
	A	B	C	D	E	F
1	Name	P4 - Alpha	P2 - CD	P3 - CL	Exported	Note
2	Units	degree	N	N		
3	Current	-2	0,046574	-0,1179		
4	DP 1	2	0,04119	0,20151	<input checked="" type="checkbox"/>	
5	DP 2	6	0,055605	0,50801	<input checked="" type="checkbox"/>	
6	DP 3	11	0,106	0,77823	<input checked="" type="checkbox"/>	
7	DP 4	17	0,24317	0,76189	<input checked="" type="checkbox"/>	
8	DP 5	19	0,28828	0,78652	<input checked="" type="checkbox"/>	
*					<input type="checkbox"/>	

ANEXO A – Relatórios da Matéria

Projeto de Aeronaves I

Este Anexo apresenta os diferentes relatórios utilizados como base para a definição das superfícies das aeronaves, assim como as diferentes condições e limitações de vôo mencionadas ao longo do trabalho.

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO

Determinação inicial de pesos da aeronave Aula #04

Guillermo Alonso Beltrán, Carlos Hoyos Cabeza
Juan David Blanco, Victor Marques Moreno
(Group 1)

May 19, 2022



*Projeto de Aeronaves I
Curso de Engenharia Aeronáutica*

1 Introdução

A estimativa do peso total da aeronave pode ser estimada por:

$$W_0 = \frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - \frac{W_f}{W_0} - \frac{W_e}{W_0}} \quad (1.1)$$

O peso da tripulação (W_{crew}) é conhecido pela FAR 23 e é igual a 170 Lbs por pessoa. O número de tripulantes da nossa aeronave é 2. Então $W_{crew} = 340 \text{ Lbs}$

Para estimar a carga paga, pensou-se inicialmente em fazer a média aritmética de todas as cargas pagas obtidas na base de dados. No entanto, o valor médio é de 1304 Lbs, o que parecia muito alto para nossa aeronave. Isso acontece porque no banco de dados existem aeronaves como o Aermacchi MB-339, um avião de treinamento e ataque militar muito mais poderoso e pesado do que desejamos. Depois de analisar os dados, no final consideramos um valor de $W_{payload} = 70 \text{ Lbs}$ para o payload.

Os outros dois termos da equação (W_e/W_0 e W_f/W_0) serão estimados nas próximas seções.

2 Estimativa do peso vazio

Para fazer a estimativa do peso vazio, quer dizer, para calcular W_e/W_0 , nos vamos utilizar a expressão obtida no estudo paramétrico.

O estudo paramétrico consiste em fazer um gráfico de W_e/W_0 vs W_0 com os dados das 20 aeronaves do banco de dados. Em seguida, faremos uma regressão do tipo "Power" no Excel para obter uma equação do tipo:

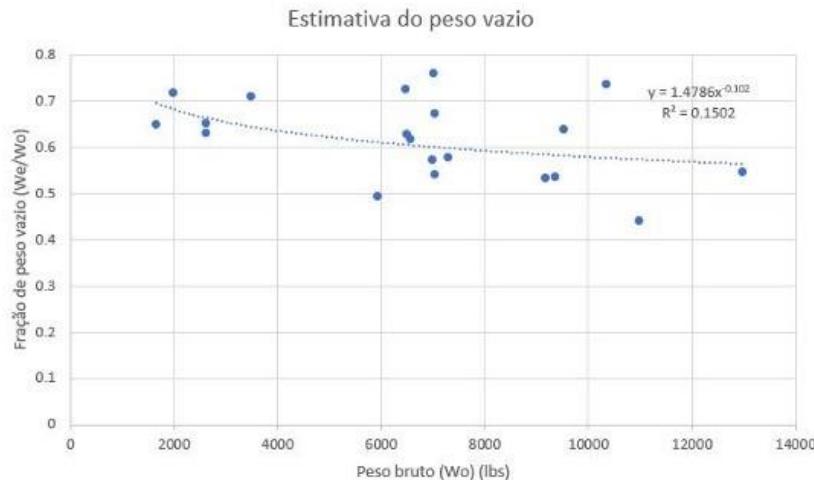
$$\frac{W_e}{W_0} = A (W_0)^C \quad (2.1)$$

No nosso caso, os resultados foram os seguintes:

$$\frac{W_e}{W_0} = 1.48 W_0^{-0.102} \quad (2.2)$$

Como pode ser visto na figura Fig 4.1 abaixo, o valor de R^2 está muito longe de 1, o que indica relativamente pouca correlação entre W_e/W_0 e W_0 . É por esta razão, em parte, que os resultados devem ser tomados simplesmente como um guia para o projeto de nossas aeronaves.

De fato, Raymer em seu livro "Aircraft Design - A Conceptual Approach" propõe um valor de $A = 2,36$ e $C = -0,18$ (para um monomotor-pistão). Que estão 37% e 43% distantes dos valores obtidos.

Figura 2.1: Estimativa W_0

3 Estimativa de peso do combustível

A fração de combustível (W_f/W_0) será estimada com base no cumprimento da missão a voar usando aproximações do consumo de combustível e aerodinâmica.

O perfil do tipo de missão a ser usado é uma "Missão Simples de Cruzeiro (Fig. 3.1)", pois de acordo com (Raymer, 1992), a metodologia a ser usada para calcular o peso estimado é muito mais precisa para este tipo de missão.

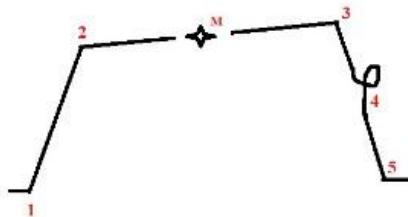


Figura 3.1: Missão Simples

Onde:

- (1) = Partida, aquecimento dos motores e decolagem
- (2) = Subida
- (3) = Cruzeiro
- (4) = Loiter
- (5) = Descida
- (M) = Manobra

A cada um desses segmentos de missão é atribuída uma fração de combustível definida como (W_i/W_{i-1}) . Assumindo uma permissão de 6% de reserva e combustível retido, a equação que vai ser utilizada para calcular a fração de combustível vai ser:

$$\frac{W_f}{W_0} = 1.06 \left(1 - \frac{W_x}{W_0} - \frac{\Delta W_M}{W_0} \right) \quad (3.1)$$

Onde:

$$\frac{W_x}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} = \frac{W_5}{W_0} \quad (3.2)$$

Como visto anteriormente, o método descrito por (Raymer, 1992) é utilizado para estimar o peso total da aeronave para uma missão simples. Dado que o projeto consiste de uma aeronave que deve atender requisitos de treinamento militar (particularmente ensaios de manobras de ataque), devemos levar em consideração um peso adicional de combustível para realizar as manobras.

Sendo assim, denotaremos ΔW_M o *Combustível (em libras) utilizado para executar 30 minutos de manobras*, no qual, de acordo com (Nicolai, 2010), podemos estimar seu valor pela relação:

$$\Delta W_M = TCE \quad (3.3)$$

Onde:

T = Empuxo

C = Consumo específico de combustível (SFC)

E = Tempo de loiter

Acordo com (Raymer, 1992), os segmentos W_1/W_0 , W_2/W_1 e W_5/W_4 podem ser considerados de acordo com os valores históricos mostrados na Fig 3.2.

	(W_i/W_{i-1})
Warmup and takeoff	0.970
Climb	0.985
Landing	0.995

Figura 3.2: Tomado de (Raymer, 1992)

Para o segmento de cruzeiro W_3/W_2 , recomenda-se o uso da seguinte equação:

$$\frac{W_3}{W_2} = \exp \frac{-RC}{V(L/D)} \quad (3.4)$$

Onde:

R = Alcance

V = Velocidade de cruzeiro

L / D = Razão sustentação-arrasto

Da mesma forma para o segmento do loiter W_4 / W_3 , (Raymer, 1992) propõe a seguinte equação:

$$\frac{W_4}{W_3} = \exp \frac{-EC}{L/D} \quad (3.5)$$

3.1 Cálculo do SFC (C)

As equações 3.4 e 3.3 requerem o consumo específico de combustível C para determinar os valores da fração de combustível para este segmento de missão. Para este fim, deve-se observar que a aeronave que está sendo projetada terá um sistema de propulsão pistão-propulsor e para este fim a seguinte equação é necessária:

$$C = \frac{W_f / \text{time}}{\text{thrust}} = C_{bhp} \frac{V}{550\eta_p} \quad (3.6)$$

De onde os valores para o C_{bhp} (brakehorse power) e η_p (eficiência da hélice) são tomadas tendo em conta os recomendados na referência. Por outro lado, V representa a velocidade de cruzeiro que neste caso vai ser a media das velocidades do banco de dados ($V = 275 \text{ ft/s}$).

Table 3.4 Propeller specific fuel consumption (C_{bhp})		
Propeller: $C = C_{bhp} V / (550\eta_p)$	Cruise	Loiter
Typical C_{bhp} and η_p		
Piston-prop (fixed pitch)	0.4/0.8	0.5/0.7
Piston-prop (variable pitch)	0.4/0.8	0.5/0.8
Turboprop	0.5/0.8	0.6/0.8

Figura 3.3: Tomado de (Raymer, 1992)

A partir da tabela 3.3 podemos calcular então o consumo específico para as condições de cruzeiro e loiter, faltando apenas para manobras.

Para determinar o consumo em manobras foi necessário determinar-se o motor que será utilizado. Para isto, baseado no banco de dados foi escolhido o motor *Lycoming IO-390 A1A6*. Para este motor, temos que a relação do consumo específico a mistura de combustível é dada pela figura 3.4 no qual temos que a relação entre o consumo específico entre a condição de cruzeiro e a condição de manobras é da ordem de 5 vezes maior.

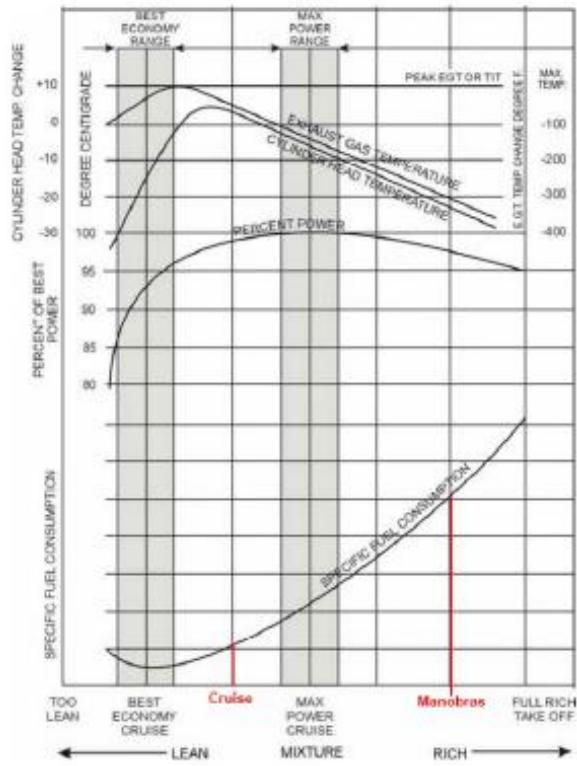


Figura 3.4: Consumo específico em função da mistura de combustível. Fonte: [4]

Levando em conta as informações acima, os seguintes dados foram obtidos:

	Cruzeiro	Loiter	Manobras
C (1/s)	0.0000694	0.0000992	0.0003472

Tabela 1. Dados de SFC (C)

3.2 Estimativa de L/D

Para obter a relação L/D, a relação entre a área molhada e a área de superfície S_{wet}/S_{ref} deve ser definida, levando em conta a figura a seguir e as características da aeronave.

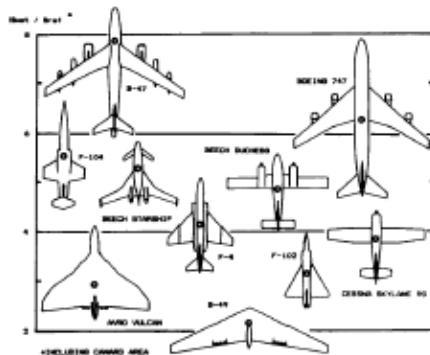


Figura 3.5: Tomado de (Raymer, 1992)

O estilo de aeronave que está sendo projetado é do estilo de aeronave Cessna Skylane, portanto a relação S_{wet}/S_{ref} estimada será de 4.

Tendo esta relação podemos definir a relação de aspecto molhado, $We_{AR} = A/(S_{wet}/S_{ref})$, onde A é definido como a "relação de aspecto da asa" que para a estimativa de acordo com a referência pode ser tirada dos dados históricos e seu valor varia de 0 a 9. Também, levando em conta a Figura 3.6, tomamos como referência a aeronave Bonanza que, de acordo com (Shupek, 2020), tem um valor de A = 6.2.

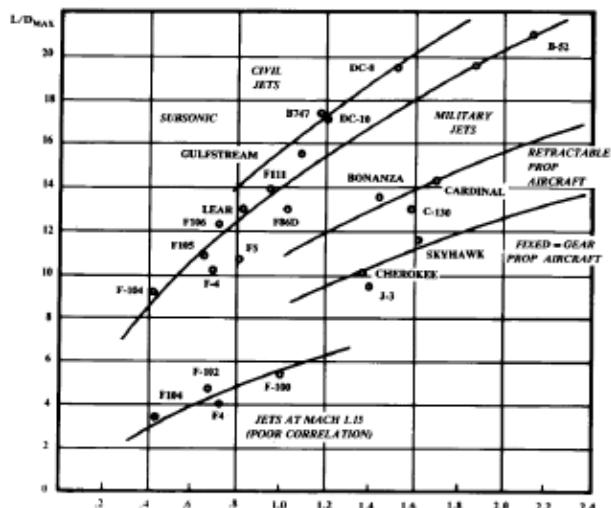


Figura 3.6: Tomado de (Raymer, 1992)

Levando em consideração o descrito no parágrafo anterior, a relação de aspecto da asa é de 1,55. Cujo valor, de acordo com a Fig. 3.6, corresponde a um L/D máximo de 13. Este L/D_{max}

permite obter a relação L/D para ambos os segmentos da missão por meio da seguinte tabela:

Jet Prop	Cruise		Loiter
	$0.866 L/D_{\max}$	L/D_{\max}	$0.866 L/D_{\max}$

Figura 3.7: Tomado de (Raymer, 1992)

Por conseguinte,

	Cruzeiro	Loiter
L/D	13	11.258

Tabela 2. Dados L/D

3.3 Velocidade, Autonomia e Alcance

A velocidade e o alcance foram estimados por meio do banco de aeronaves que foi realizado, respectivamente, sendo o V a velocidade de cruzeiro. Assim, os resultados são $V = 275$ ft/s e $R = 5,18 \times 10^6$ ft. Finalmente, a aeronave Bonanza, cujos dados foram tomados da referência 1, também foi tomada como referência para a autonomia da aeronave, que é $E = 10800$ s.

3.4 Empuxo

Para o cálculo do empuxo, foi utilizada a potência máxima do motor escolhido e velocidade máxima da aeronave, dados respectivamente por: 157 kW [5] e 364,54 ft/s (400 km/h, dada pelo requisito de desenho), então, da relação entre potência, empuxo e velocidade, temos:

$$T = \frac{P}{V} = 317.64 \text{ Lbf} \quad (3.7)$$

4 Resultados

Obtidos todos os dados e equações necessárias para a determinação do peso total, basta substituirmos todos os valores nas equações.

Inicialmente então, calculando o peso de combustível, temos:

$$\frac{W_1}{W_0} = 0.970 \quad (4.1)$$

$$\frac{W_2}{W_1} = 0.985 \quad (4.2)$$

$$\frac{W_5}{W_4} = 0.995 \quad (4.3)$$

E a partir das equações 3.4 e 3.5, obtemos:

$$\frac{W_3}{W_2} = 0.904 \quad (4.4)$$

$$\frac{W_4}{W_3} = 0.909 \quad (4.5)$$

Ou seja, de acordo com a equação 3.2, obtemos:

$$\frac{W_x}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} = 0.7812 \quad (4.6)$$

Levando em consideração a quantidade de combustível necessário para as manobras, pela equação 3.3, obtemos:

$$\Delta W_M = TCE = 198.51 \text{ lbs} \quad (4.7)$$

Logo, pela equação 3.1, temos que o peso relativo de combustível pode ser dado implicitamente por:

$$\frac{W_f}{W_0} = 1.06 \left(1 - 0.7812 - \frac{198.51}{W_0} \right) \quad (4.8)$$

Por fim, temos todos os termos para substituirmos na equação 1.1, resultando em uma equação implícita em função de W_0 .

$$W_0 = \frac{340 + 70}{1 - 1.48W_0^{-0.102} - \left(0.2319 - \frac{210.46}{W_0} \right)} = \frac{410}{0.7681 - 1.48W_0^{-0.102} + \frac{210.46}{W_0}} \quad (4.9)$$

Resolvendo a equação acima numericamente, foi obtido um peso total de $W_0 = 2167.95$ lbs.

Uma vez calculado o peso total, resta apenas calcular o peso do combustível e o peso vazio. Portanto, usando as equações 4.8 e 2.2, obtemos os seguintes resultados, respectivamente.

$$W_f = \frac{W_f}{W_0} W_0 = 0.135 \quad W_0 = 292.38 \text{ lbs}$$

$$W_e = \frac{W_e}{W_0} W_0 = 0.676 \quad W_0 = 1465.66 \text{ lbs}$$

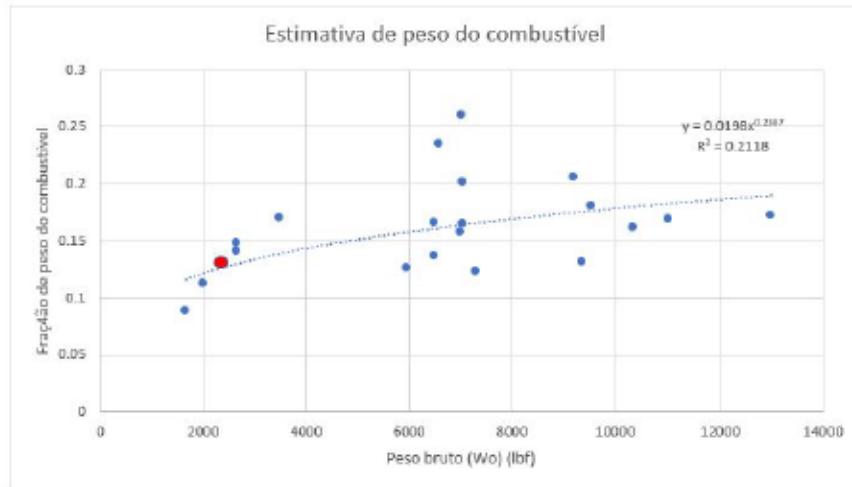


Figura 4.1: Comparação do peso da fração de combustível entre o banco de dados (azul) e o valor estimado (vermelho).

5 Bibliografia

Referências

- [1] Raymer, D. (1992). Aircraft Design.
- [2] Shupek, J. (2020). Beechcraft S35 Bonanza four/six-seat cabin monoplane. [Skytamer.com](https://www.skytamer.com/Beechcraft_35S.html). Tomado de https://www.skytamer.com/Beechcraft_35S.html.
- [3] Nicolai, Leland M. (2010). Fundamentals of Aircraft and Airship Design.
- [4] Lycoming Engines An Operating Division of AVCO Corporation. Operational Reference Manual IO-390 SERIES. <https://www.lycoming.com/sites/default/files/60297-29.pdf>.
- [5] Lycoming Engines An Operating Division of AVCO Corporation. TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET for Lycoming IO-390 series engines. https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/TCDS_IM_E_097_IO390_iss3_04052018.pdf.

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO

**Determinação inicial de área de Asa e
Empenagens
Aula #05**

Guillermo Alonso Beltrán, Carlos Hoyos Cabezas
Juan David Blanco, Victor Marques Moreno
(Group 1)

May 10, 2022



*Projeto de Aeronaves I
Curso de Engenharia Aeronáutica*

1 Introdução

Obtidos os pesos característicos da nossa aeronave, é possível começar a dimensionar ela. Para isto, determinaremos uma estimativa para os seguintes parâmetros: área da asa (S_w), alongamento (A), afilamento (λ), envergadura (b_w), corda na raiz (c_r), corda na ponta (c_t), corda média aerodinâmica (CMA), velocidade de estol (V_{stall}), enflechamento (Λ) e áreas das empenagens vertical e horizontal (S_{ht} e S_{vt} , respectivamente).

Baseado na missão que a aeronave deve cumprir (de treinamento civil e militar), foi determinado que a asa será do tipo baixa, no qual, em um pouso na água, por exemplo, a asa flutuará por um determinado tempo mantendo a fuselagem acima do nível da água, a estrutura não interfere no espaço da cabine, o trem de pouso pode ser alojado dentro da asa, possui maior manobrabilidade lateral e permite um maior ângulo de visão superior, permitindo voos de formatura e manobras de combate.

Para tanto, inicialmente será estimada a área da asa, da qual, com algumas estimativas paramétricas será possível obter os demais parâmetros.

Dado que a nossa aeronave é de treinamento tanto civil quanto militar, podemos dimensionar a área da asa pela carga alar utilizando o peso total da aeronave, pois nos basearemos na hipótese de que a quantidade de combustível utilizada no voo não é tão significativa, o que implica que o peso da aeronave se mantém praticamente constante durante toda a missão, então, o cálculo da área da asa será dado por:

$$S_w = \frac{W_0}{\frac{1}{2} \rho V_{stall}^2 C_{L_{max}}} \quad (1.1)$$

Vale notar que o dimensionamento deve ser feito considerando a contribuição dos flaps, que aumentam o $C_{L_{max}}$. Sendo assim, será feita uma análise inicial desconsiderando a contribuição dos flaps, e uma análise posterior a considerando, com o propósito de comparar os resultados.

Empenagens são pequenas asas [1], assim muitas relações que se aplicarão ao dimensionamento das asas se aplicarão às empenagens. Entretanto, a diferença entre estes dois é que a asa é projetada para carregar uma quantidade substancial de sustentação, enquanto o empenágem é projetado para operar normalmente com apenas uma fração de seu potencial de sustentação. Por outro lado, os empenagens proporcionam guarnição, estabilidade e controle.

2 Dimensionamento sem flaps

2.1 Estimativa do $C_{L_{max}}$

Como a estimativa da área da asa é baseada na decolagem e pouso, devemos dimensionar a partir da condição de estol (necessária no pouso). Sendo assim, devemos estimar o $C_{L_{max}}$ da aeronave.

Então, foram selecionados 3 perfis de asas das aeronaves do banco de dados, escolhidos com

base nos que mais apareciam e que pareciam mais condizentes com a missão (em geral com uma espessura favorável para obter alto $C_{L_{max}}$). Os perfis escolhidos foram: NACA 23015, NACA 63-415 e NACA 64-215.

Para cada perfil, foi rodada uma análise no Xfoil, obtendo as polares de C_l por α , exportadas para o MATLAB, para análise de $C_{l_{max}}$, $\frac{\partial C_l}{\partial \alpha}$, $\alpha_{C_{l_{max}}}$ e $\alpha_{C_{l_{max}}}$. Abaixo são apresentadas as 3 polares, referentes aos 3 aerofólios.

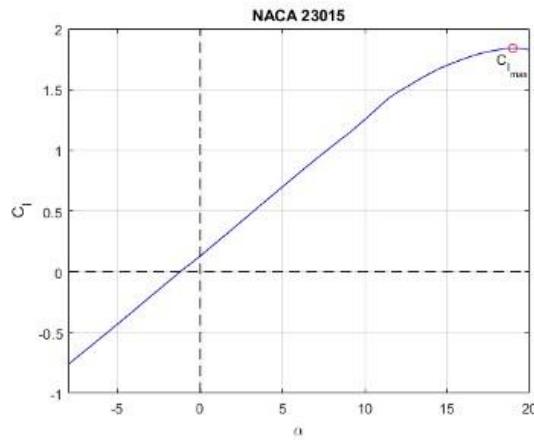


Figura 2.1: Polar $C_l \times \alpha$ para o NACA 23015

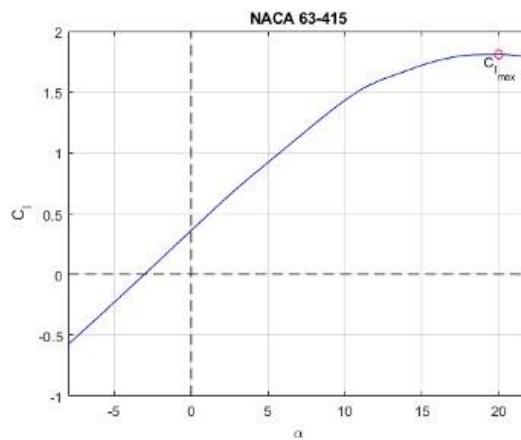
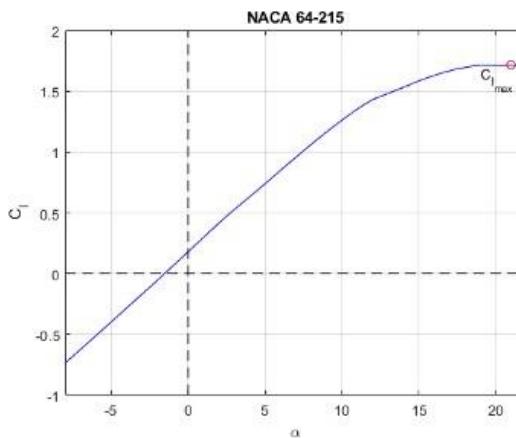


Figura 2.2: Polar $C_l \times \alpha$ para o NACA 63-415

Figura 2.3: Polar $C_l \times \alpha$ para o NACA 64-215

Devido a não-lineridade das polares para altos ângulos de ataque, para a determinação de $\frac{\partial C_l}{\partial \alpha}$, foi realizada uma regressão linear entre os ângulos -5° e 10° . Foram então obtidos os dados apresentados na tabela 2.1.

Aerofólio	$C_{l_{max}}$	$\frac{\partial C_l}{\partial \alpha} (\text{deg}^{-1})$	$\alpha_{C_{l_0}} (\text{deg})$	$\alpha_{C_{l_{max}}} (\text{deg})$
NACA 23015	1.84	0.1121	-1.21	19
NACA 63-415	1.81	0.1114	-3.06	20
NACA 64-215	1.72	0.1114	-1.54	21

Tabela 2.1: Dados de sustentação dos aerofólios

Porém, estes dados são referentes aos perfis das asas, sendo assim, levando em consideração que a asa tem uma geometria tridimensional, é necessário ajustar os valores de $C_{l_{max}}$. Para isto, de acordo com (Anderson, 1940), podemos estimar a primeira derivada do C_L tridimensional em relação à α pela seguinte equação:

$$a = f \frac{a_0}{1 + \frac{57.3 a_0}{\pi A}} \quad (2.1)$$

Onde:

$$a = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$$

f = Fator de forma da asa

$$a_0 = \frac{\partial C_l}{\partial \alpha}$$

A = Razão de aspecto da asa

Como ainda não possuímos o valor da razão de aspecto A da asa, utilizaremos a média das aeronaves do banco de dados, dada por $\bar{A} = 6.44$. E então, a partir das derivadas do coeficiente

de sustentação ajustadas para a asa, é possível calcular o $C_{L_{max}}$ tridimensional através da seguinte relação (0.95 para deixar espaço para erro):

$$C_{L_{max}} = 0.95 \alpha (\alpha_{C_{L_{max}}} - \alpha_{C_{l_0}}) \quad (2.2)$$

No qual obtemos os seguintes dados, referentes à asa tridimensional apresentados na tabela 2.2, junto com a média deles, que será a utilizada para a nossa aeronave.

Aerofólio	$C_{L_{max}}$	$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} (\text{deg}^{-1})$
NACA 23015	1.43	0.0849
NACA 63-415	1.36	0.0845
NACA 64-215	1.56	0.0845
Média	1.45	0.0846

Tabela 2.2: Dados de sustentação da asa

2.2 Estimativa da área da asa

Obtido o coeficiente de sustentação máximo, de acordo com a equação 1.1, adotando uma análise inicial considerando nível do mar, onde a densidade é de $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3 = 0,0765 \text{ lb/ft}^3$ e o peso total como o estimado no trabalho anterior $W_0 = 2167,95 \text{ lb}$, basta encontrarmos o valor da velocidade de estol.

Uma estimativa inicial para a velocidade de estol da aeronave foi paramétrica, sendo dada pela média das aeronaves do banco de dados, porém o valor encontrado foi de 75,8 mph, ou então, 121,7 km/h, o que é um valor consideravelmente alto. Sendo assim, como o objetivo é desenvolver uma aeronave de treinamento que possui como requisito uma velocidade relativamente baixa de estol, facilitando o pouso, foi adotada a velocidade de estol como a média das 5 aeronaves menores do banco de dados, obtendo um valor de $V_{stall} = 63,8 \text{ mph}$.

Então, substituindo os valores na equação 1.1, obtemos uma área de asa de $S_w = 142,53 \text{ lb}$.

2.3 Estimativa dos demais parâmetros da asa

2.3.1 Alongamento

O alongamento utilizado será dado pela média paramétrica das aeronaves do banco de dados, que, como visto anteriormente é de cerca de 6,44, valor condizente com a tabela sugerida por (Raymer, 1992), dada na figura 2.4

Sailplane equivalent* aspect ratio = 4.464 (best L/D) ⁴⁹		
Equivalent aspect ratio		
Homebuilt	6.0	
General aviation—single engine	7.6	
General aviation—twin engine	7.8	
Agricultural aircraft	7.5	
Twin turboprop	9.2	
Flying boat	8.0	
Equivalent aspect Ratio = aM_{∞}^C		
Jet aircraft	<i>a</i>	<i>C</i>
Jet trainer	4.737	-0.979
Jet fighter (dogfighter)	5.416	-0.622
Jet fighter (other)	4.110	-0.622
Military cargo/bomber	5.570	-1.075
Jet transport	7.50	0

*Equivalent aspect ratio = wing span squared/(wing and canard areas)

Figura 2.4: Valores típicos de alongamento para diversos tipos de aeronaves

2.3.2 Envergadura

Para o cálculo da envergadura, podemos partir da equação de definição do alongamento, dada por

$$A = \frac{b_w^2}{S_w} \quad (2.3)$$

No qual, manipulando a equação, temos:

$$b_w = \sqrt{S_w A} \quad (2.4)$$

Obtendo $b_w = 30.3$ ft.

2.3.3 Afilamento e Enflechamento

Ambos estes parâmetros foram adotados, baseados nas sugestões do docente nas aulas e pela facilidade de manufatura da asa e integração com a aeronave. Os valores adotados são apresentados na tabela 2.3

Afilamento	Enflechamento (deg)
0.5	0

Tabela 2.3: Dados de afilamento e enflechamento

2.3.4 Cordas

Podemos estimar as dimensões das cordas da aeronave na ponta, raiz e a média aerodinâmica a partir das dimensões de área, envergadura e de tipo de aerofólio já definidos.

Impondo que a asa possuirá um formato trapezoidal, temos que o valor de sua área pode ser dada por:

$$S_w = \frac{(c_r + c_t)b_w}{2} \quad (2.5)$$

Onde:

c_r = Corda na raiz

c_t = Corda na ponta

Porém, ainda da equação do afilamento:

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (2.6)$$

Resolvendo as equações 2.5 e 2.6, obtemos $c_r = 6,27$ ft e $c_t = 3,13$ ft.

Por fim, basta calcularmos a corda média aerodinâmica \bar{c} :

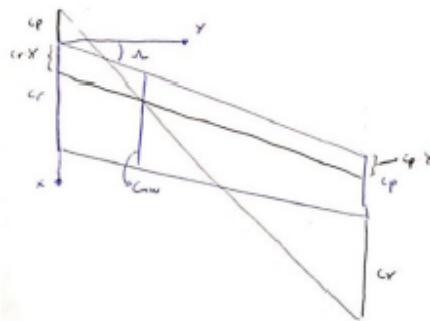


Figura 2.5: Cálculo geométrico da corda média aerodinâmica

$$\bar{c} = c_r + \frac{(c_t - c_r)(c_t + \gamma c_r)}{2c_t + c_r + \gamma(c_r - c_t)} \quad (2.7)$$

Onde: $\gamma = 0.25$ porque todos os aerofólios escolhidos não são simétricos.

A fórmula 2.7 foi derivada geometricamente usando a técnica explicada em aula que pode ser vista na figura 2.5 acima.

3 Dimensionamento com flaps

Para o dimensionamento levando em consideração o incremento na sustentação causada pelos flaps, basta adicionarmos sua contribuição para o $C_{L_{max}}$, redimensionando a área da asa, e consequentemente todos os parâmetros que dependem dela.

O incremento na condição de sustentação máxima, de acordo com (Raymer, 1992), pode ser calculado por:

$$\Delta C_{L_{max}} = \Delta C_{l_{max}} \frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \cos \Lambda \quad (3.1)$$

Onde:

$S_{flapped}$ = Área da superfície com a presença de flaps

S_{ref} = Área da superfície de referência (S_w)

$\Lambda = 0^\circ$

E o parâmetro $\Delta C_{l_{max}} = 0.9$ pode ser obtido da tabela apresentada na figura 3.1 (plain flaps).

High-lift device	$\Delta C_{l_{max}}$
Flaps	
Plain and split	0.9
Slotted	1.3
Fowler	1.3 c'/c
Double slotted	1.6 c'/c
Triple slotted	1.9 c'/c
Leading edge devices	
Fixed slot	0.2
Leading edge flap	0.3
Kruger flap	0.3
Slat	0.4 c'/c

Figura 3.1: Tomado de (Raymer, 1992)

$S_{flapped}/S_{ref}$ foi estimado usando a vista de elevação das aeronaves associadas aos aerofólios NACA escolhidos para o cálculo de $C_{L_{max}}$.

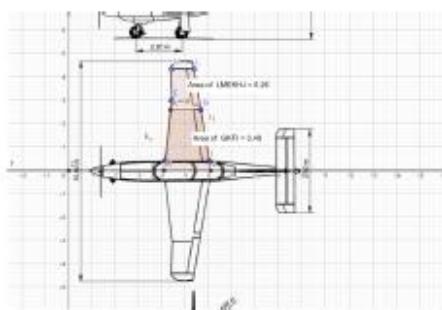


Figura 3.2: PZL-130TC II Orlik

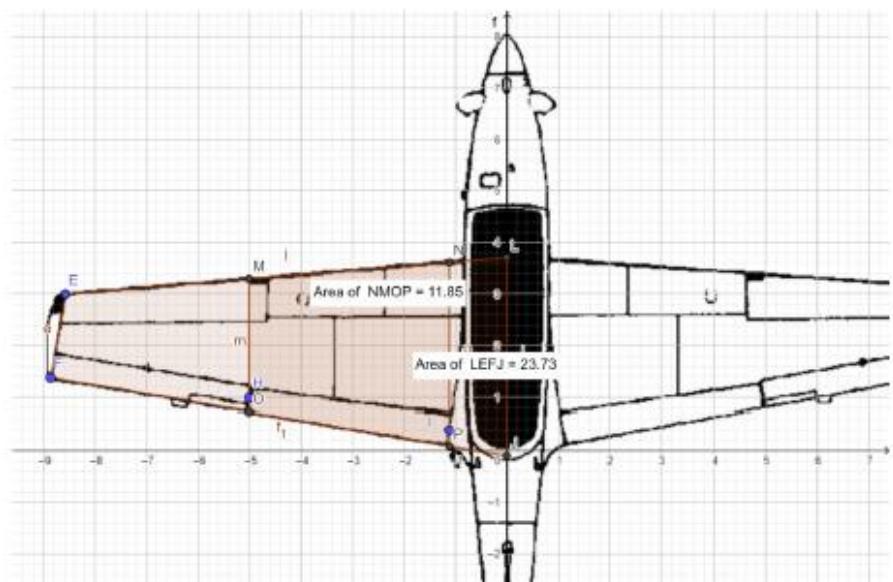


Figura 3.3: EMB-312 Tucano

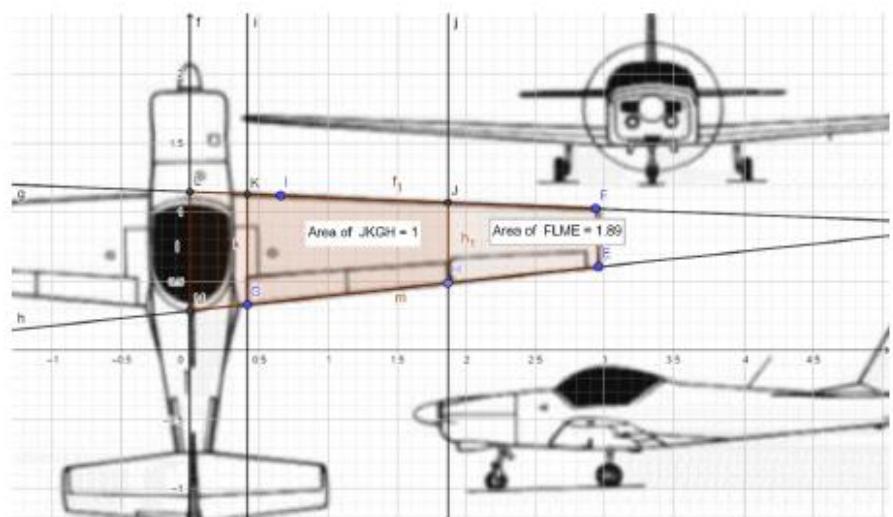


Figura 3.4: Slingsby T67M

Aerofólio	Aeronave	$S_{flapped}/S_{ref}$	$\Delta C_{L_{max}}$
NACA 23015	Slingsby T67M	0.5291	0.4762
NACA 63-415	EMB-312 Tucano	0.4994	0.4494
NACA 64-215	PZL-130TC II Orlik	0.5575	0.5018

Tabela 3.1: Resumo do dimensionamento com flaps

4 Estimativa da área da empenagem horizontal e vertical

Para o dimensionamento dos empenagens, será levada em conta uma configuração convencional. De acordo com a referência bibliográfica, a característica alongamento e afilamento para a aeronave pode ser estimada por meio da tabela a seguir.

	Horizontal Tail		Vertical Tail	
	A	λ	A	λ
Fighter	3-4	0.2-0.4	0.6-1.4	0.2-0.4
Sailplane	6-10	0.3-0.5	1.5-2.0	0.4-0.6
Others	3-5	0.3-0.6	1.3-2.0	0.3-0.6
T-tail	-	-	0.7-1.2	0.6-1.0

Figura 4.1: Alongamentos e Afilamentos.Tomado de (Raymer, 1992)

Outro parâmetro que será necessário para determinar as áreas das empenagens é o Coeficiente de Volume da Empenagem Vertical, dado estatisticamente pela tabela a seguir.

	Typical Values	
	Horizontal c_{HT}	Vertical c_{VT}
Sailplane	0.50	0.02
Homebuilt	0.50	0.04
General aviation—single engine	0.70	0.04
General aviation—twin engine	0.80	0.07
Agricultural	0.50	0.04
Twin turboprop	0.90	0.08
Flying boat	0.70	0.06
Jet trainer	0.70	0.06
Jet fighter	0.40	0.07-0.12*
Military cargo/bomber	1.00	0.08
Jet transport	1.00	0.09

Figura 4.2: Coeficiente de Volume da Empenagem.Tomado de (Raymer, 1992)

Finalmente, um parâmetro a ser determinado a fim de calcular a área da empenagem é o comprimento da fuselagem.

Length = $a W_0^C$ (ft or [m])	a	C
Sailplane—unpowered	0.86 [0.383]	0.48
Sailplane—powered	0.71 [0.316]	0.48
Homebuilt—metal/wood	3.68 [1.35]	0.23
Homebuilt—composite	3.50 [1.28]	0.23
General aviation—single engine	4.37 [1.6]	0.23
General aviation—twin engine	0.86 [0.366]	0.42
Agricultural aircraft	4.04 [1.48]	0.23
Twin turboprop	0.37 [0.169]	0.51
Flying boat	1.05 [0.439]	0.40
Jet trainer	0.79 [0.333]	0.41
Jet fighter	0.93 [0.389]	0.39
Military cargo/bomber	0.23 [0.104]	0.50
Jet transport	0.67 [0.287]	0.43

Figura 4.3: Comprimento do Fuselagem. Tomado de (Raymer, 1992)

4.1 Empenagem Horizontal

Seguindo as referências bibliográficas citadas em sala de aula [Raymer, 1992], uma estimativa das áreas das empennagens horizontal e vertical pode ser feita com base em dados já calculados, ou estimados a partir de aeronaves similares.

Usando a tabela de alongamentos e afilamentos de diferentes tipos de aeronaves dependendo de sua morfologia Fig 4.1, levando em conta que nossa aeronave é uma treinadora civil e militar de asa baixa movida por um motor de pistão no nariz. Olhando para as diferentes categorias, levando em conta a descrição dada acima, a aeronave em estudo poderia ser categorizada em *Others*. Ao calcular a média dos valores nos intervalos mostrados, obtemos valores de alongamento e afilamento serão de 4 e 0.45 respectivamente.

A área da empennagem horizontal é então calculada usando as equações obtidas de [Raymer, 1992]. Desenvolvendo o conceito teórico por trás dessas equações; o objetivo da cauda é compensar os momentos aerodinâmicos da asa, portanto, o tamanho da cauda deve ser proporcional ao tamanho da asa. Por outro lado, levando em conta que a força da cauda é proporcional a suas áreas, e que a eficiência da cauda é proporcional a suas áreas pelo braço do momento da cauda, este produto tem unidades de volume, razão pela qual é chamado de *Coeficiente de Volume da Cauda*. Diferenciando agora entre estabilizador horizontal e vertical através do estudo das equações de dinâmica de voo longitudinal e latero-direcional, para o primeiro, os momentos de arfagem da aeronave estão diretamente relacionados com a corda média aerodinâmica c_w . Para o último, por outro lado, os momentos de guinada estão diretamente relacionados com a envergadura da asa b_w . Ambas as equações dos coeficientes de volume da cauda são assim obtidas.

$$S_{VT} = \frac{c_{VT} b_w S_w}{L_{VT}} \quad (4.1)$$

Onde:

C_{VT} : Coeficiente de Volume da Empenagem Vertical. [\[4.2\]](#)

b_W : Envergadura (sem flaps)

S_W : Área da asa (sem flaps)

L_{VT} : Momento do braço do empenagem. De acordo com (Raymer, 1992) vai ser o 60% do comprimento do fuselagem.

$$S_{HT} = \frac{c_{HT} c_W S_W}{L_{HT}} \quad (4.2)$$

Onde:

C_{HT} : Coeficiente de Volume da Empenagem Horizontal. [\[4.2\]](#)

c_W : Corda Média Aerodinâmica (sem flaps)

S_W : Área da asa (sem flaps)

L_{HT} : Momento do braço do empenagem. De acordo com (Raymer, 1992) vai ser o 60% do comprimento do fuselagem.

Os dados da tabela [\[4.2\]](#) são utilizados para obter o coeficiente de volume do estabilizador horizontal. Dada a descrição da aeronave, ela deve ser classificada na seção de aeronaves agrícolas, pois sua morfologia é a mais semelhante, portanto resulta em um C_{HT} de 0.5. Os dados S_W e c_W já foram calculados nas seções anteriores, resultando em valores de 142.53 ft^2 e 5.1687 ft respectivamente.

Como já mencionado, a morfologia mais semelhante à de nossa aeronave será do tipo agrícola, portanto, usando a fórmula e os dados da tabela [\[4.3\]](#) correspondente a uma aeronave agrícola, obtemos um comprimento de fuselagem igual a 23.64 ft . A estimativa feita em [Raymer, 1992] para uma aeronave com o sistema de propulsão no nariz estabelece um braço de momento para a cauda de 60 por cento do comprimento total da fuselagem, por tanto L_{HT} toma um valor de 14.18 ft , para um peso W_0 de $2167,95 \text{ lbs}$ calculado em apartados anteriores. Assim, a substituição na equação 4.2:

$$S_{HT} = 25.97 f t^2$$

(4.3)

Para o cálculo do resto de parâmetros aerodinâmicos das empenagens (c_r , c_t , b_{HT} , b_{VT} , \bar{c}) foram usados os mesmos métodos que foram usados na asa.

4.2 Empenagem Vertical

Levando em conta a Fig [\[4.1\]](#) e sabendo que nossa aeronave está na categoria "Outros", a estimativa que será feita é um valor intermediário na faixa apresentada na tabela. Portanto, os valores de alongamento e afilamento serão de 1.6 e 0.45 respectivamente.

Por outro lado, para a estimativa da área de empennagem vertical (S_{VT}), será utilizada a seguinte equação:

$$S_{VT} = \frac{c_{VT} b_W S_W}{L_{VT}} \quad (4.4)$$

Onde:

c_{VT} : Coeficiente de Volume da Empenagem Vertical, [4.2](#).

b_W : Envergadura (sem flaps)

S_W : Área da asa (sem flaps)

L_{VT} : Momento do braço do empennagem. De acordo com (Raymer, 1992) vai ser o 60% do comprimento do fuselagem.

De acordo com as Figuras [4.2](#) e [4.3](#), e o tipo de aeronave mais próximo ao estimado é o Agrícola, portanto os valores para c_{VT} e L_{VT} são 0.04 e 23.64ft (**Comprimento do Fuselagem**)*(0.6) = 14.18ft respectivamente, para um W_0 de 2167,95 lbs. Por em tanto, substituindo na equação [4.4](#):

$$S_{VT} = 12.18 f t^2$$

[\(4.5\)](#)

5 Resultados

...	Asa sem flaps	Asa com flaps	Emp. Horiz.	Emp. Vertl.
S (ft ²)	142.53	107.36	25.97	12.18
A (-)	6.44	6.44	4	1.6
λ (-)	0.5	0.5	0.5	0.5
b (ft)	30.2968	26.2949	10.1922	4.4145
c_f (ft)	6.2726	5.4441	3.3974	3.6788
c_t (ft)	3.1363	2.7220	1.6987	1.8394
\bar{c} (ft)	5.1657	4.4834	2.7978	3.0296
Λ (graus)	0	0	0	0
V_{stall} (mph)	63.8	63.8	63.8	63.8

Tabela 5.1: Resumo dos resultados

Nesta tabela de resultados se vê claramente como, para suportar o peso do avião, a asa não precisa ser tão grande porque a sustentação é maior com os flaps.

6 Bibliografia

Referências

- [1] Raymer, D. (1992). Aircraft Design.
- [2] Shupek, J. (2020). Beechcraft S35 Bonanza four/six-seat cabin monoplane. [Skytamer.com](https://www.skytamer.com/Beechcraft_35S.html). Tomado de https://www.skytamer.com/Beechcraft_35S.html.
- [3] Nicolai, Leland M. (2010). Fundamentals of Aircraft and Airship Design.
- [4] Lycoming Engines An Operating Division of AVCO Corporation. Operational Reference Manual IO-390 SERIES. <https://www.lycoming.com/sites/default/files/60297-29.pdf>.
- [5] Lycoming Engines An Operating Division of AVCO Corporation. TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET for Lycoming IO-390 series engines. https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/TCDS_IM_E_097_IO390_iss3_04052018.pdf.
- [6] Anderson, Raymond F (1940). NACA Report N° 572 DETERMINATION OF THE CHARACTERISTICS OF TAPERED WINGS.

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO

Vistas e estimativa de peso dos componentes Aula #06 e Aula #07

Guillermo Alonso Beltrán, Carlos Hoyos Cabezas
Juan David Blanco, Victor Marques Moreno
(Group 1)

May 31, 2022



*Projeto de Aeronaves I
Curso de Engenharia Aeronáutica*

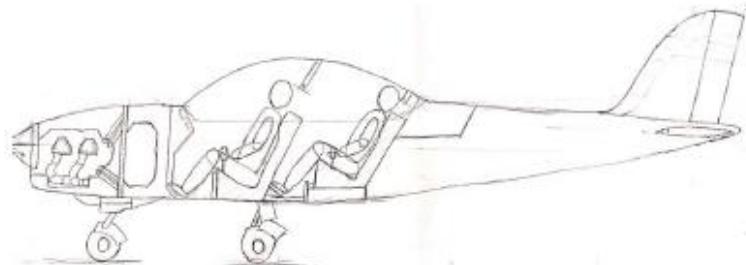
1 As 3 vistas

Figura 1.1: Vista lateral

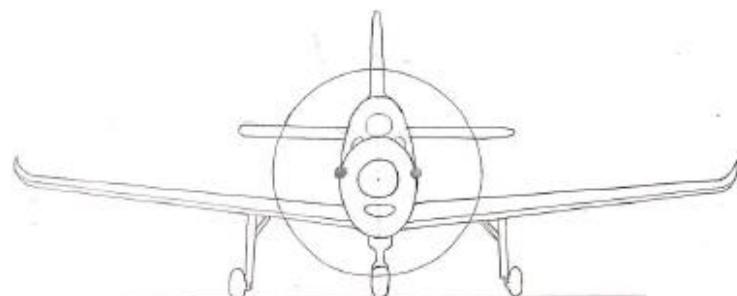
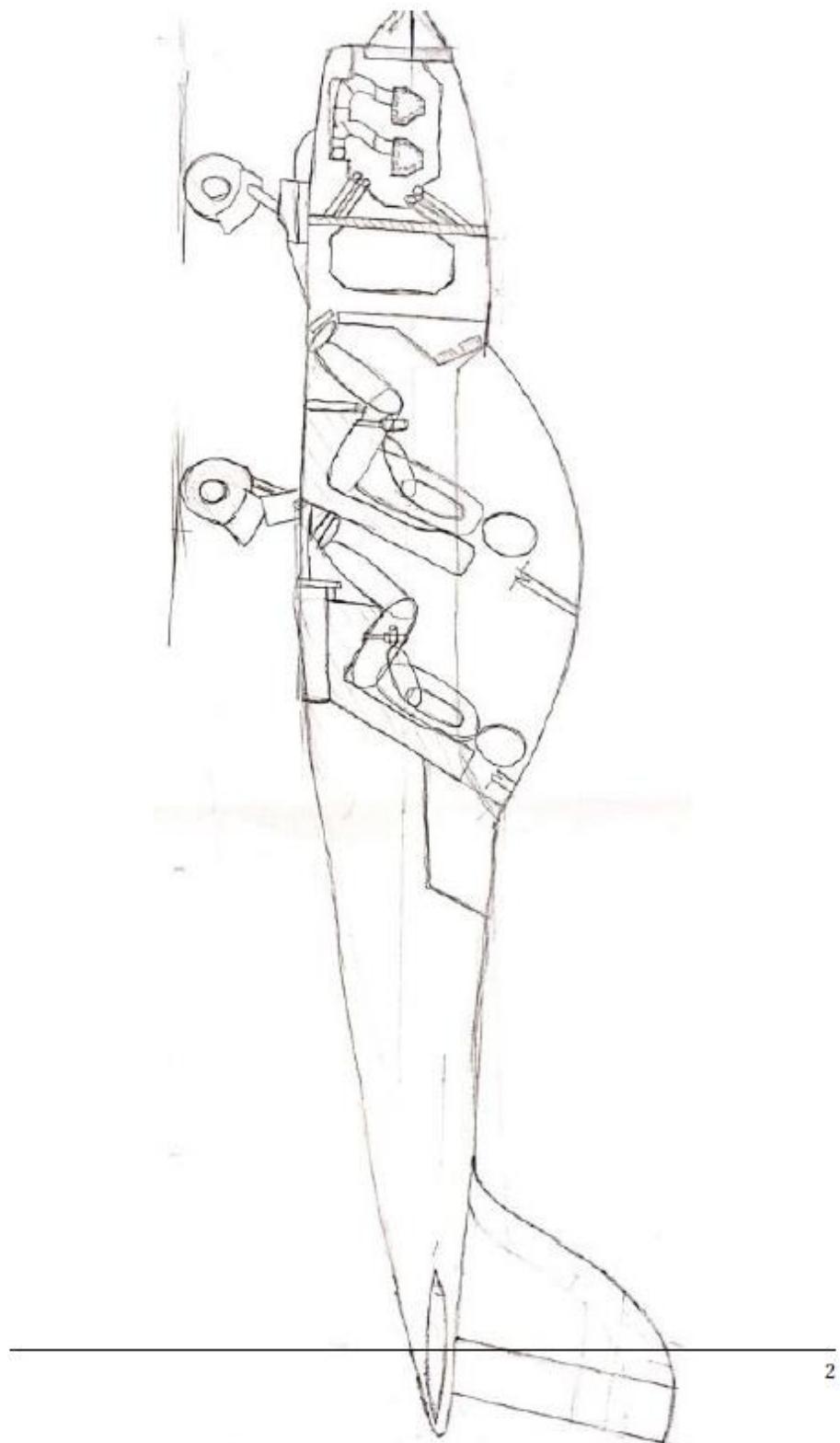
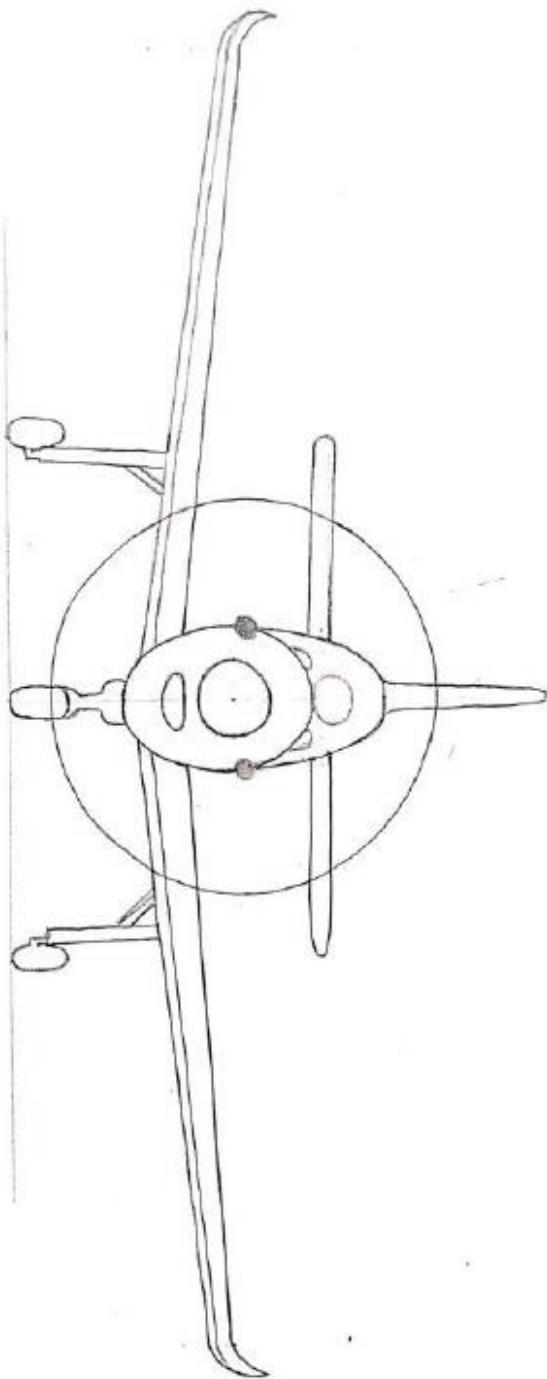


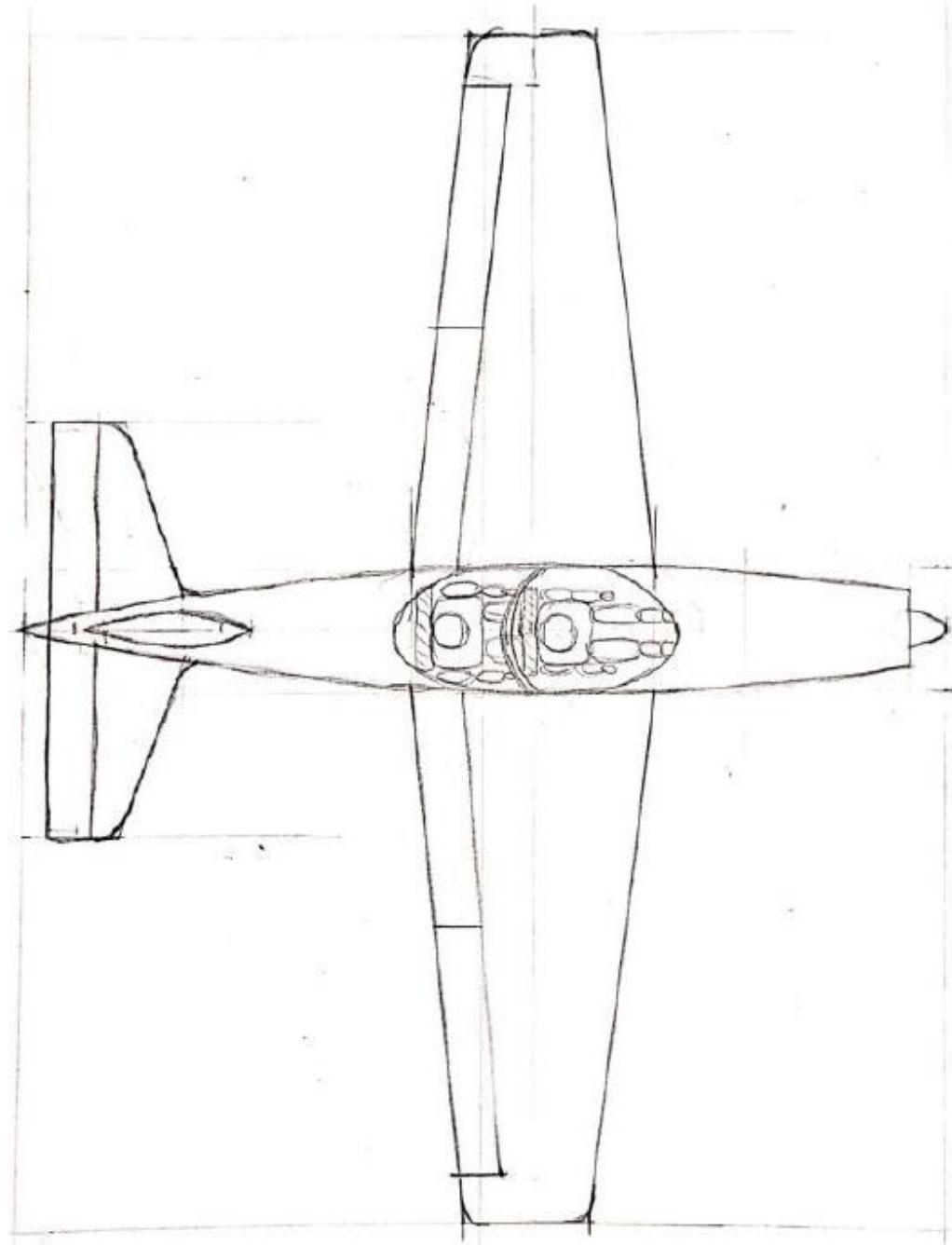
Figura 1.2: Vista frontal



Figura 1.3: Vista de topo







2 Estimativa de peso da aeronave usando o peso dos componentes

Componente / Método	M.Saadrey	Raymer
Asa	74.12	112.92
Empenagem horizontal	38.06	30.17
Empenagem vertical	22.42	20.94
Fuselagem	318.76	489.03
Trem de pouso	102.45	114.72
Motor	450.19	505.73
Sistema de combustível	26.69	49.53
Miscelaneas	793.00	1143.12
Fuel	292.38	292.38
Total	2118.07	2758.54
Primeira estimativa	Peso total	2167.95

Tabela 2.1: Peso de cada componente (todos em libras)

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO

Determinação do arrasto total da aeronave

Aula #08

Guillermo Alonso Beltrán, Carlos Hoyos Cabezas

Juan David Blanco, Victor Marques Moreno

(Group 1)

June 8, 2022



*Projeto de Aeronaves I
Curso de Engenharia Aeronáutica*

1 Estimativa de área molhada da aeronave

1.1 Área molhada da asa

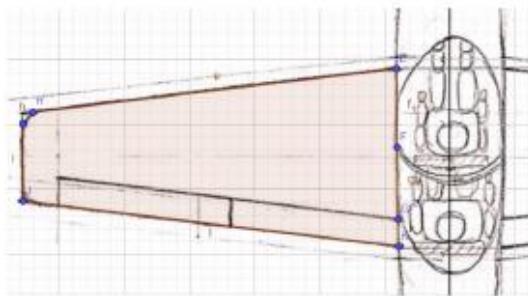


Figura 1.1: Vista da área exposta da asa

Como $t/c > 0.05$

$$S_{wet} = S_{exposed} \left(1.997 + 0.52 \frac{t}{c} \right) \quad (1.1)$$

Onde:

$$\frac{t}{c} = 0.15 \quad S_{exposed} = 46.73 \text{ ft}^2 \quad (1.2)$$

Portanto:

$$S_{wet} = 96.04 \text{ ft}^2 \quad (1.3)$$

1.2 Área molhada da empenagem vertical

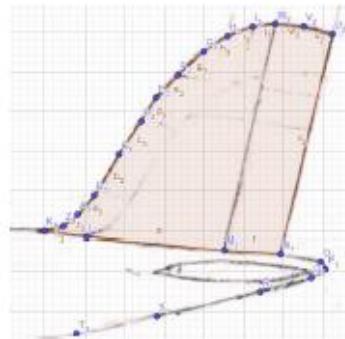


Figura 1.2: Vista da área exposta do empenagem vertical

Como $t/c > 0.05$

$$S_{wet} = S_{exposed} \left(1.977 + 0.52 \frac{t}{c} \right) \quad (1.4)$$

Onde:

$$\frac{t}{c} = 0.12 \quad S_{exposed} = 3.84 \text{ ft}^2 \quad (1.5)$$

Portanto:

$$S_{wet} = 7.83 \text{ ft}^2 \quad (1.6)$$

1.3 Área molhada da empenagem horizontal

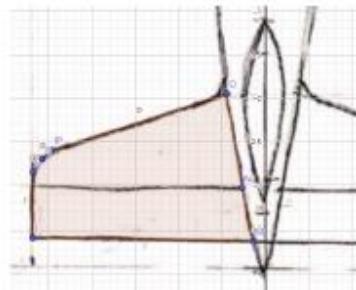


Figura 1.3: Vista da área exposta do empenagem horizontal

Como $t/c > 0.05$

$$S_{wet} = S_{exposed} \left(1.977 + 0.52 \frac{t}{c} \right) \quad (1.7)$$

Onde:

$$\frac{t}{c} = 0.15 \quad S_{exposed} = 12.35 \text{ ft}^2 \quad (1.8)$$

Portanto:

$$S_{wet} = 25.00 \text{ ft}^2 \quad (1.9)$$

1.4 Área molhada da fuselagem

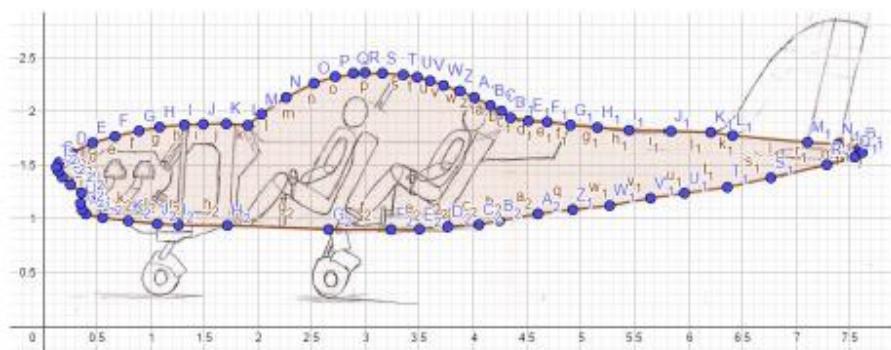


Figura 1.4: Area of the side view

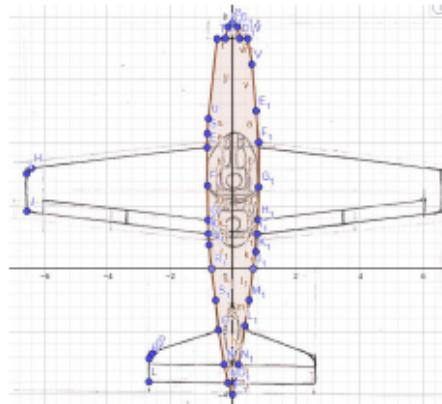


Figura 1.5: Area of the top view

$$S_{wet} = 3.4 \left(\frac{A_{top} + A_{side}}{2} \right) \quad (1.10)$$

Onde:

$$A_{top} = 28.01 \text{ ft}^2 \quad A_{side} = 25.55 \text{ ft}^2 \quad (1.11)$$

Portanto:

$$S_{wet} = 91.05 \text{ ft}^2 \quad (1.12)$$

1.5 Sumário

	Asa	Emp. Vert.	Emp. Horiz.	Fuselagem	Total
Área molhada (ft^2)	96.04	7.83	25.00	91.05	220.36

Tabela 1.1: Área molhada dos componentes da aeronave

2 Arrasto total da aeronave

2.1 Arrasto Parasita

De acordo com Raymer (1992), o coeficiente de arrasto parasita C_{D_0} , ou ainda, coeficiente de arrasto de sustentação nula, pode ser obtido pelo método da Soma dos Componentes da Aeronave (Individuais) no qual são levados em consideração o arrasto por fricção, de pressão por separação viscosa, interferência, miscelâneo (rodas e estrutura dos trens de pouso e arrasto de pressão na cauda da aeronave) e de demais protuberâncias. Vale notar que estas estimativas são referentes à voos subsônicos, válidos para nossa aeronave que não atinge nem Mach 0.3. Resumidamente é representado pela equação:

$$(C_{D_0})_{subsonico} = \frac{\sum C_{f_c} F F_c Q_c S_{wet}}{S_{ref}} + C_{D_{misc}} + C_{D_{lhp}} \quad (2.1)$$

2.1.1 Arrasto de atrito

Inicialmente, podemos estimar os coeficientes C_{f_c} , tanto para regiões de escoamento laminar quanto de escoamento turbulento a partir das equações 2.2 e 2.3, respectivamente.

$$C_{flam} = \frac{0.328}{\sqrt{Re}} \quad (2.2)$$

$$C_{furb} = \frac{0.455}{(\log_{10} Re)^{2.58} (1 + 0.144 M^2)^{0.65}} \quad (2.3)$$

Onde M é o número de Mach, e Re é calculado para cada componente considerando o Reynolds de *Cutoff*, dado por:

$$Re = 38.21 \left(\frac{l_{fus}}{k_{skin}} \right)^{1.053} \quad (2.4)$$

E k é um coeficiente de rugosidade do material, que no caso da nossa aeronave foi adotado como sendo $k_{skin} = 1.33 \cdot 10^{-5} ft$, referente ao material metálico aeronáutico típico.

Vale destacar que o C_f final de cada superfície foi calculado como uma ponderação dos percentuais de cada escoamento, baseados na tabela 2.1

Attainable Laminar Flow as a Percentage of Wetted Area	Fuselage, %	Wing and Tails, %
Subsonic		
General aviation—classic production metal	0	10
General aviation—smooth metal (no rivets or cracks)	10	35
General aviation—smooth molded composites	25	50
Sail plane—smooth molded composites	35	70
Helicopter—traditional design	0	0
Helicopter—smooth design	20	20
Civil jet—classic production metal	5	10
Civil jet—research goal (passive)	25	50
Civil jet—research goal (with active suction)	50	60
Military aircraft with camouflage	0	0
Supersonic		
Current	0	0
Research goal (with active suction)	20	40

Figura 2.1: Estimativa da porcentagem de escoamento laminar para cada componente

Em seguida, estimamos o fator de forma FF_c de forma separada, sendo na fuselagem dado por:

$$FF_{fus} = \left(1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right) \quad (2.5)$$

Onde:

$$f = \frac{l_{fus}}{d_{fus_{max}}} \quad (2.6)$$

Sendo:

$l_{fus} = 7.205 \text{ ft}$: Comprimento da fuselagem
 $d_{fus,max} = 1.606 \text{ ft}$: Diâmetro máximo da fuselagem

Para os demais componentes, o fator de forma foi estimado por:

$$FF_c = \left[1 + \frac{0.6}{(x/c)_m} \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] [1.34 M^{0.18} (\cos \Lambda_c)^{0.28}] \quad (2.7)$$

Onde:

(t/c) : Espessura máxima de cada componente em porcentagem da corda
 $(x/c)_m$: Posição da espessura máxima de cada componente em porcentagem da corda
 Λ_c : Enflechamento

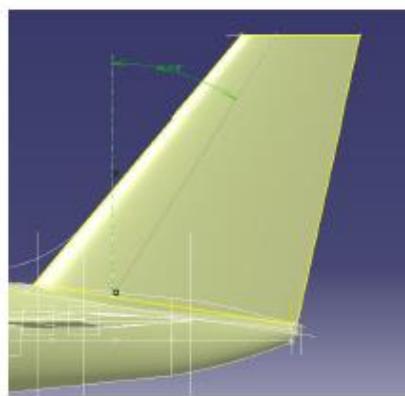


Figura 2.2: Enflechamento do Emp. Verti.

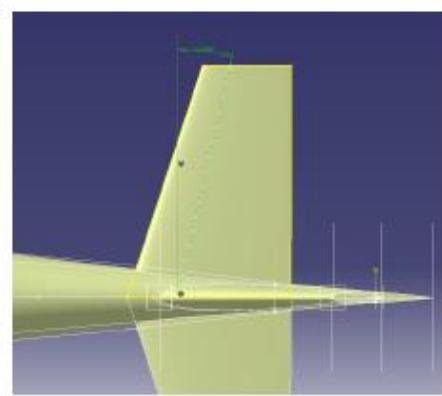


Figura 2.3: Enflechamento do Emp. Horiz.

E por último, o fator de interferência foi estimado para cada componente como o valor sugerido por Raymer (1992). Sendo assim, temos que todos os parâmetros são apresentados na tabela 2.1.

Componente	$(C_{f_c})_{lami} \cdot 10^4$	$(C_{f_c})_{turb} \cdot 10^4$	$C_{f_c} \cdot 10^4$	FF_c	Q_c	$S_{wet} (\text{ft}^2)$
Fuselagem	-	23.93	23.93	1.676	1	91.05
Asa	2.641	25.79	23.47	1.455	1.25	96.04
Empenagem Vertical	3.246	27.47	25.05	1.295	1.05	7.83
Empenagem Horizontal	3.385	27.83	25.39	1.264	1.05	25.00

Tabela 2.1: Parâmetros de arrasto parasita para cada componente

2.1.2 Arrasto Miscelâneo

O arrasto miscelâneo inclui as características especiais de uma aeronave, como flaps, trem de pouso sem retração, uma fuselagem de popa invertida, entre outras que são estimadas e adicionadas ao total, esses dados são determinados com testes e métodos empírico. Um desses métodos é a utilização do termo "área de arrasto" (D/q) [ft^2], este parâmetro quando dividido pela área de referência do componente produz o coeficiente de arrasto parasita para esse componente.

Um dos arrastros miscelâneos é acentuado na parte traseira do fuselagem causando separação de fluxo adicional, que para velocidades subsônicas pode ser aproximado com:

$$D/q_{upsweep} = 3.83\mu^{2.5} A_{max} \quad (2.8)$$

Onde μ é ângulo de ascensão da linha central da fuselagem (radianos) e A_{max} é a área máxima de seção transversal da fuselagem. Esses dados foram determinados pelo desenho realizado no CATIA da aeronave, mostrados nas figuras 2.4|2.5, respectivamente.

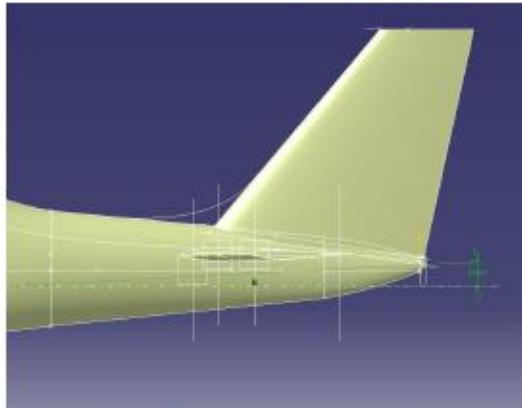


Figura 2.4: Ângulo de ascensão [graus] (CATIA)

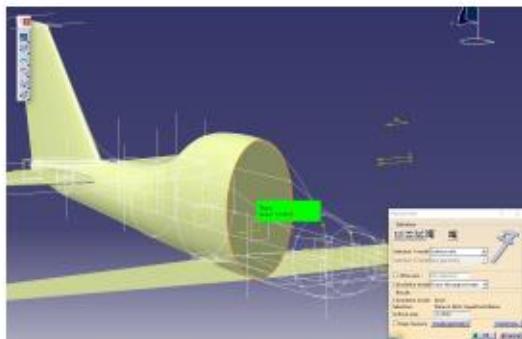


Figura 2.5: Seção de fuselagem (CATIA)

Ao realizar as diferentes conversões de unidades, o resultado foi obtido da seguinte forma $D/q_{upsweep} = 0.0272 ft^2$.

O mesmo método é usado para calcular o arrasto do trem de pouso e do windsheald. Para o trem de pouso, devem ser levados em conta os seguintes componentes Streamlined wheel and tire e o Streamlined strut. Usando a tabela 2.2 do Raymer (1992) e as vistas desenhadas nos relatórios passados os seguintes dados são precisos para o cálculo do arrasto.

Componente	Área (m ²)	$C_{D\pi}$
Streamlined wheel and tire	0.064	0.18
Streamlined strut	0.048	0.05

Tabela 2.2: Área de arrasto trem de pouso

Levando estes dados em consideração, a expressão para obter a área de arrasto do trem de pouso vai ser:

$$D/q_{LG} = 1.2 (0.064 * 0.18 + 0.048 * 0.05) \quad (2.9)$$

Onde o 1.2 é um termo para explicar interferência mútua ou a soma dos arrastes dos componentes da engrenagem. Da mesma forma, o D/q foi calculado para o windshear, levando em conta as seguintes dimensões, e tendo em conta que a área frontal do elemento pode ser considerada como a metade da área da elipse:

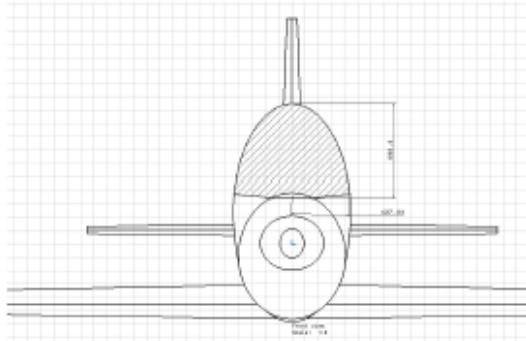


Figura 2.6: Seção de Windshear

Área (ft^2)	$C_{D\pi}$	$D/q_{wsh} (ft^2)$
5.1559	0.07	0.3609

Tabela 2.3: Área de arrasto windshear

Para obter o coeficiente de arrasto parasita de cada um dos componentes acima mencionados, é suficiente multiplicar a área de arrasto vezes a área de referência. Por outro lado, o arrasto de arrasto miscelâneo $C_{D_{misc}}$ vai ser a soma dos arrastos miscelâneos estimados (CD_{ups} , CD_{LG} , CD_{wsh}).

S_{ref}	D/q_{ups}	D/q_{LG}	D/q_{wsh}	CD_{ups}	CD_{LG}	CD_{wsh}	CD_{misc}
107.36	0.0272	0.1798	0.3609	2.53e-04	0.0017	0.0034	0.0053

Tabela 2.4: Resultados

2.1.3 Arrasto de Leakage e Protuberâncias

Este tipo de arrasto leva em conta dois componentes ou fenômenos. O primeiro, o arraste de leakage, leva em conta a sucção de ar pela aeronave em áreas de alta pressão, e a liberação dele em áreas de baixa pressão. O momento aerodinâmico causado pela sucção do fluxo de ar causa um aumento no arrasto aerodinâmico, e o fluxo exalado tende a causar uma separação do fluxo na área que é liberada. O tipo de arrasto por protuberância leva em conta antenas, luzes, carcaças de atuadores e outros itens que perturbam a superfície aerodinâmica da aeronave.

De acordo com a referência [Raymer (1992)] é possível estimar ambas as contribuições como uma porcentagem adicionada à resistência total. Usando os valores extraídos de [Raymer (1992)], e para o tipo de aeronave em estudo, seria adicionado um aumento de 5-10 por cento no arrasto (avião a hélice), a média será escolhida como a porcentagem a ser adicionada; 7,5 por cento.

2.1.4 Arrasto Parasita Total

Sendo a área de referência $S_{ref} = 107.36 \text{ ft}^2$, temos que o valor final para o coeficiente de arrasto parasita sendo $C_{D_0} = 0.0146$. A partir deste resultado, podemos estimar a relação entre o arrasto parasita total D_0 em função da velocidade de voo, como:

$$D_0 = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_{D_0} = 0.0889 V^2 \quad (2.10)$$

Vale notar que a densidade do ar utilizada se refere à do nível do mar, a velocidade é dada em km/h e o arrasto em N.

2.2 Arrasto Induzido

De acordo com Raymer (1992), podemos calcular o coeficiente arrasto induzido C_{D_i} como uma função que depende do coeficiente de sustentação ao quadrado, ou seja:

$$C_{D_i} = k C_L^2 \quad (2.11)$$

Onde, k é determinado por:

$$k = \frac{1}{\pi A Re} \quad (2.12)$$

Sendo AR o alongamento da asa, e e é o coeficiente de Oswald, estimado por:

$$e = 1.78(1 - 0.045 AR^{0.68}) - 0.64 \quad (2.13)$$

Dado que o alongamento da nossa asa é de 6.44, obtemos a seguinte relação entre o coeficiente de arrasto induzido em função do coeficiente de sustentação:

$$C_{Di} = 0.0578 C_L^2 \quad (2.14)$$

Por fim, podemos calcular o arrasto total em função da velocidade de voo, no qual, temos que

$$W = L = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_L \quad (2.15)$$

e

$$D_i = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_{Di} \quad (2.16)$$

Logo, obtemos:

$$\begin{aligned} \frac{D_i}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_w} &= k \left(\frac{W}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_w} \right)^2 \\ D_i &= \frac{2kW^2}{\rho V^2 S_w} = \frac{1299500}{V^2} \end{aligned} \quad (2.17)$$

Vale notar que a densidade do ar utilizada se refere à do nível do mar, a velocidade é dada em km/h e o arrasto em N.

2.3 Arrasto Total

Temos então que o arrasto total é dado pela soma do arrasto parasita total [2.10](#) e do arrasto induzido [2.17](#).

Com estes dados podemos desenhar a curva dos arrastos parasita e induzido e da sua soma, a total. O gráfico é apresentado na figura [2.7](#). Como pode ser visto, o gráfico foi construído entre a velocidade de perda e a velocidade máxima (faixa de velocidades da aeronave). Também pode ser visto que o arrasto parásita aumenta com o aumento da velocidade à medida que o induzido diminui. A velocidade mínima de arrasto está entre 100 e 150 km/h.

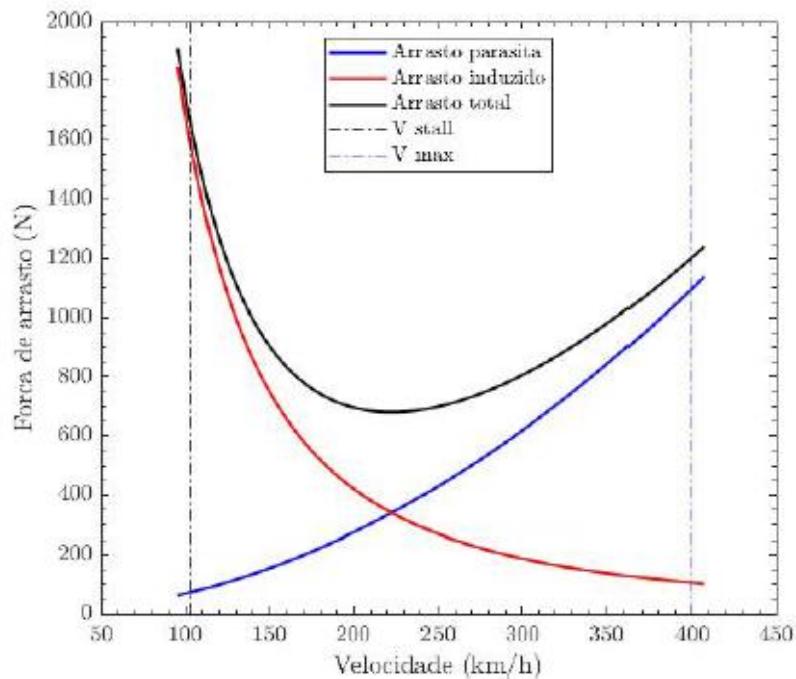


Figura 2.7: Curva de arrasto total da aeronave

	Parasita (C_{D0})	Induzido (C_{Di})	Total (C_{Dtotal})
Coeficientes de arrasto	0.0146	0.0020	0.0166

Tabela 2.2: Coeficientes de arrasto em cruzeiro

