

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS**

Caio Domingues Barreto da Silva

Projeto Conceitual de uma Aeronave de Voo À Vela

São Carlos

2024

Caio Domingues Barreto da Silva

Projeto Conceitual de uma Aeronave de Voo À Vela

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. Álvaro Martins Abdalla

São Carlos
2024

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).

B273p Barreto, Caio Domingues
Projeto Conceitual de uma Aeronave de Voo À Vela
Acadêmica / Caio Domingues Barreto; orientador Álvaro
Martins Abdalla. São Carlos, 2024.

Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica)
-- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade
de São Paulo, 2024.

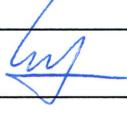
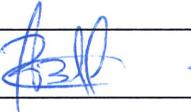
1. Planador. 2. Projeto. 3. Análise paramétrica.
4. XFLR5. 5. Layout de cabine. 6. Ergonomia. 7. Voo à
vela. 8. Aeronave. I. Título.

FOLHA DE APROVAÇÃO
Approval sheet

Candidato / Student: CAIO DOMINGUES BARRETO DA SILVA

Título do TCC / Title : Projeto Conceitual de uma Aeronave de Voo À Vela

Data de defesa / Date: 02/07/2024

Comissão Julgadora / Examining committee	Resultado / result
Professor Doutor Álvaro Martins Abdalla	 
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Professor Doutor Jorge Henrique Bidinotto	 
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Doutor Pedro David Brávo Mosquera	 
Instituição / Affiliation: EMBRAER	

Presidente da Banca / Chair of the Examining Committee:



Professor Doutor Álvaro Martins Abdalla
(assinatura / signature)

*Dedico este trabalho aos meus pais,
Mônica Domingues e Laércio Barreto da Silva;
Aos meus avós, Helena, Alberto, Lídio e Maria;*

*E a toda criança que uma vez voltou seu olhar para o céu,
e ao observar os pássaros cortando a vasta imensidão azul,
descobriu ali seu sonho.*

AGRADECIMENTOS

Aos meus pais, por terem me criado, sustentado, e apoiarem todas as decisões que tomei em minha vida. Se escrevo este trabalho hoje, é graças aos esforços de vocês. Parafraseando Newton: se cheguei mais alto, foi por me apoiar sobre os ombros de gigantes.

À meu irmão, por ter me ensinado a ser quem sou hoje.

Aos professores Álvaro Abdalla, Fernando Catalano, Jorge Bidinotto, Paulo Fujioka, e Ricardo Angélico, por manterem acesa a chama da aviação em minha alma.

Ao professor Hernán Muñoz, por estender uma mão amiga durante os momentos mais difíceis da graduação.

Aos amigos e colegas que estiveram ao meu lado, celebrando as vitórias, compartilhando as derrotas, e navegando juntos pelas maiores tempestades da vida; e em particular, a três de vocês que foram verdadeiros irmãos de batalha pelos últimos seis anos. Sem vocês jamais teria chegado tão longe.

Às *Akafliegs* de Munique e Braunschweig, que forneceram comentários valiosos e generosamente forneceram imagens de seus acervos para uso nesta monografia.

“Quando vasculho a memória em busca das recordações que me deixaram um gosto duradouro, quando faço o balanço das horas que contaram, sempre encontro as que nenhuma fortuna me teriam proporcionado.”

Antoine de Saint-Exupéry

RESUMO

BARRETO, C. D. **Projeto conceitual de uma aeronave de voo à vela.** 2024. 141p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2024.

Neste trabalho é apresentado um estudo sobre um cenário hipotético para a construção de uma aeronave de voo à vela na Escola de Engenharia de São Carlos. Então, é feito o projeto conceitual da aeronave proposta, utilizando métodos de análise paramétrica para obter as estimativas de peso e dimensão iniciais. Finalmente, a performance da aeronave projetada é estimada.

Palavras-chave: planador. projeto. Análise paramétrica. xflr5. layout de cabine. ergonomia. voo à vela. aeronave.

ABSTRACT

BARRETO, C. D. **Conceptual Design of an Academic Sailplane.** 2024. 141p. Monograph (Conclusion Course Paper) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2024.

In this thesis, a case study is presented on a hypothetical scenario for the design and manufacture of a two-seat sailplane at the São Carlos School of Engineering. Then, a conceptual design of the proposed aircraft is carried out, using parametric analysis methods for the initial weight and dimension estimates. Finally, the aircraft's performance is estimated.

Keywords: Sailplane, Glider, Design, Parametric analysis, XFLR5, Cabin layout, Cabin ergonomics, soaring, aircraft

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Visualização das fases do projeto de uma aeronave. Elaborado pelo autor.	28
Figura 2 – Condor IV, exemplo típico de um planador dos anos 1930. Note a estrutura da asa, com um <i>D-Box</i> de madeira no bordo de ataque e revestimento em tela. Fonte: Tobias Knorr via Wikimedia Commons	30
Figura 3 – KW-1 Quero-Quero, um exemplo de planador construído em madeira no Brasil. Fonte: Sérgio Lousada Jr. via Wikimedia Commons	30
Figura 4 – Neiva B Monitor, um exemplo de planador construído em estrutura tubular treliçada metálica e revestido em tela. Fonte: Sérgio Lousada Jr. via Wikimedia Commons	31
Figura 5 – O Slingsby Dart, exemplo de um planador de alta performance construído em madeira nos anos 60. Fonte: Adam Hunt via Wikimedia Commons	31
Figura 6 – Fs 24 <i>Phönix</i> . Fonte: John McCullagh via Wikimedia Commons	32
Figura 7 – Glasflügel BS-1, uma aeronave de voo à vela baseada no SB-6 <i>Nixope</i> . Fonte: R. Schider via Wikimedia Commons	32
Figura 8 – SB-10 em voo. Fonte: Akaflieg Braunschweig e.V.	33
Figura 9 – Exemplo 1: polar de velocidades genérica. Elaborado pelo autor.	34
Figura 10 – Exemplo 2: encontrando velocidades de referência na polar de velocidades. Elaborado pelo autor.	35
Figura 11 – Exemplo 3: Impacto do peso na velocidade de planeio. Elaborado pelo autor.	35
Figura 12 – Exemplo 4: Calculando nova velocidade de melhor planeio em uma condição de ar ascendente. Elaborado pelo autor.	36
Figura 13 – Exemplo 5: Calculando nova velocidade de melhor planeio em uma condição de vento de proa. Elaborado pelo autor.	36
Figura 14 – Esboço dos segmentos idealizados do voo <i>Cross-Country</i> . Elaborado pelo autor.	40
Figura 15 – Esboço demonstrando a idealização da térmica. Elaborado pelo autor. .	42
Figura 16 – Esboço demonstrando os efeitos das diferentes configurações de cabine. Elaborado pelo autor.	43
Figura 17 – Um Schleicher ASK-13 sendo lançado por guincho. Note que o cabo está acoplado na posição ventral. Fonte: Olga Ernst via Wikimedia Commons	46
Figura 18 – Exemplo de guincho utilizado para o lançamento de planadores. Fonte: Kai-Martin Knaak via Wikimedia Commons	46
Figura 19 – Lançamento por guincho. Fonte: FAA(FAA, 2013)	47
Figura 20 – Lançamento por automóvel. Fonte: FAA(FAA, 2013)	47

Figura 21 – Pergunta 1.	50
Figura 22 – Pergunta 2.	50
Figura 23 – Pergunta 3.	51
Figura 24 – Pergunta 4.	51
Figura 25 – Pergunta 5.	52
Figura 26 – Pergunta 6.	52
Figura 27 – Pergunta 7.	53
Figura 28 – Pergunta 8.	53
Figura 29 – Pergunta 9.	54
Figura 30 – Pergunta 10.	54
Figura 31 – Pergunta 11.	55
Figura 32 – Pergunta 12.	55
Figura 33 – Pergunta 13.	56
Figura 34 – Membros da <i>Akaflieg München</i> preparando um molde negativo de fuselagem. Foto por Eirik Albretsen. Fonte: Akaflieg München e. V.	57
Figura 35 – Ensaio estrutural de uma asa. Foto por Mathias Bacher. Fonte: Akaflieg München e. V.	58
Figura 36 – Embora raro, algumas das <i>Akafliegs</i> também constroem e operam aeronaves motorizadas, como este Mü 30 <i>Schlacro</i> . Foto por Felix Feuchtnner. Fonte: Akaflieg München e. V.	59
Figura 37 – Um membro da <i>Akaflieg München</i> inspeciona o motor Lycoming AEIO-540 da aeronave acrobática experimental Mü 30. Fonte: Akaflieg München e. V.	59
Figura 38 – Processo de laminação da fuselagem do Foto por Joscha Löwe. Fonte: Akaflieg München e. V.	60
Figura 39 – CB-2 Minuano. Note os flapes e porta do trem de pouso retrátil. Fonte: Paulo Iscold via Wikimedia Commons	61
Figura 40 – Esboço da configuração A. Elaborado pelo autor.	64
Figura 41 – Esboço da configuração B. Elaborado pelo autor.	65
Figura 42 – Esboço da configuração C. Elaborado pelo autor.	66
Figura 43 – Esboço da configuração D. Elaborado pelo autor.	67
Figura 44 – Esboço da configuração E. Elaborado pelo autor.	68
Figura 45 – Dados de L/D por alongamento das aeronaves da base de dados. Elaborado pelo autor.	73
Figura 46 – Dados de envergadura por peso vazio das aeronaves da base de dados. Elaborado pelo autor.	74
Figura 47 – Grob G103. Foto do autor.	75
Figura 48 – SZD-50 <i>Puchacz</i> . Foto do autor.	75
Figura 49 – Schleicher ASK 21. Fonte: Steve Foster via Wikimedia Commons	76

Figura 50 – Ponto escolhido de razão de planeio por alongamento. Elaborado pelo autor.	77
Figura 51 – Ponto escolhido de alongamento por peso vazio. Elaborado pelo autor.	78
Figura 52 – Ponto escolhido de envergadura por peso vazio. Elaborado pelo autor.	79
Figura 53 – Ponto escolhido de alongamento por carga alar. Elaborado pelo autor.	79
Figura 54 – Comparação da curva C_L x α dos perfis 2D analisados, $Re = 1.47 * 10^6$. Elaborado pelo autor.	84
Figura 55 – Comparação da curva C_L/C_D x α dos perfis 2D analisados, $Re = 2.48 * 10^6$. Elaborado pelo autor.	84
Figura 56 – Dados de interesse dos aerofólios analisados. Elaborado pelo autor.	85
Figura 57 – Matriz de decisão do perfil da asa. Elaborada pelo autor.	86
Figura 58 – Perfil Hortsmann & Quast HQ-300.	86
Figura 59 – Curva C_L x α do perfil HQ-300 para as duas condições de Reynolds. Elaborado pelo autor.	87
Figura 60 – Curva C_L/C_D x α do perfil HQ-300 para as duas condições de Reynolds. Elaborado pelo autor.	87
Figura 61 – Polares do perfil HQ-300.	88
Figura 62 – Perfil FX 71-L-150/20.	88
Figura 63 – Polares do perfil FX 71-L-150/20, escolhido para a empenagem horizontal. Elaborado pelo autor.	89
Figura 64 – Perfil FX 79-L-120.	89
Figura 65 – Polares do perfil FX 79-L-120, escolhido para a empenagem vertical. Elaborado pelo autor.	90
Figura 66 – Manequins antropométricos confeccionados para o dimensionamento da cabine. Elaborado pelo autor.	91
Figura 67 – Estimando o tamanho de cabine para a condição mais crítica. Elaborado pelo autor.	92
Figura 68 – assentos ajustáveis nas duas posições extremas. Elaborado pelo autor.	93
Figura 69 – Vista lateral do SC-1 Minerva. Elaborado pelo autor.	94
Figura 70 – Layout completo da cabine. Note os pontos de gancho para lançamento. Elaborado pelo autor.	95
Figura 71 – Desenho em três vistas da aeronave SC-1 Minerva. Elaborado pelo autor.	96
Figura 72 – Vista isométrica do modelo em CAD. Elaborado pelo autor.	97
Figura 73 – Vista em detalhe do modelo simplificado da cabine. Elaborado pelo autor.	97
Figura 74 – Vista isométrica sem linhas de contorno e com o modelo simplificado da cabine. Elaborado pelo autor.	98
Figura 75 – Vista lateral traseira do modelo em CAD, mostrando as linhas do cone de cauda. Elaborado pelo autor.	98

Figura 76 – Modelo da asa no XFLR5. O bordo de ataque da asa é reto; o enflechamento aparente é devido ao diedro. Elaborado pelo autor.	99
Figura 77 – Curva de $C_{Lx}\alpha$ para a asa 3D. Elaborado pelo autor.	100
Figura 78 – Curva de $C_{Lx}C_D$ para a asa 3D. Elaborado pelo autor.	101
Figura 79 – Curva de $C_L/C_D \times \alpha$ para a asa 3D. Elaborado pelo autor.	101
Figura 80 – Curva de $C_L^{3/2}/C_D \times \alpha$ para a asa 3D. Elaborado pelo autor.	101
Figura 81 – Polares para a asa 3D. Elaborado pelo autor.	102
Figura 82 – Comparação entre os planformes de asa; acima, afilamento constante, e abaixo, o planforme de <i>Schüemann</i> . Orientação: bordo de ataque para cima. Elaborado pelo autor.	103
Figura 83 – Planilha utilizada para o ajuste da asa de <i>Schüemann</i> , com os valores de corda, torção e área para cada seção individual. Elaborado pelo autor.	103
Figura 84 – Modelo da asa de <i>Schüemann</i> no XFLR5. Elaborado pelo autor. . . .	104
Figura 85 – Comparação das curvas de $C_{Lx}\alpha$ para os dois planformes.	104
Figura 86 – Comparação das curvas de $C_L/C_Dx\alpha$ para os dois planformes. . . .	105
Figura 87 – Comparação da aeronave SC-1 Minerva com o planforme original e com o planforme de <i>Schüemann</i> . Elaborado pelo autor.	106
Figura 88 – Polares para o estabilizador horizontal 3D. Elaborado pelo autor. . .	107
Figura 89 – Polares para o estabilizador vertical 3D. Elaborado pelo autor. . . .	108
Figura 90 – Planilha utilizada para o cálculo do arrasto parasita. Elaborado pelo autor.	109
Figura 91 – Posição das caixas de lastro no SC-1 Minerva. Elaborado pelo autor. .	112
Figura 92 – Orientação dos eixos X, Y e Z.	113
Figura 93 – Posição do <i>Datum</i> . Elaborado pelo autor.	114
Figura 94 – Planilha utilizada para o cálculo do CG do SC-1 Minerva.	116
Figura 95 – Planilha utilizada para o cálculo de performance da aeronave SC-1 Minerva. Elaborada pelo autor.	119
Figura 96 – Curva $C_L \times \alpha$ da aeronave completa. Elaborado pelo autor. . . .	120
Figura 97 – Curva $C_D \times \alpha$ da aeronave completa. A curva azul representa a parcela do arrasto de perfil, e a curva laranja representa a parcela do arrasto induzido. Elaborado pelo autor.	121
Figura 98 – Curva $C_L \times C_D$ da aeronave completa. Elaborado pelo autor. . . .	121
Figura 99 – Curva $C_L/C_D \times \alpha$ da aeronave completa. Elaborado pelo autor. . . .	122
Figura 100 – Curva $C_L^{(2/3)}/C_D \times \alpha$ da aeronave completa. Elaborado pelo autor. . .	122
Figura 101 – Polar de velocidades para a aeronave SC-1 Minerva com um tripulante. Elaborado pelo autor.	123
Figura 102 – Polar de velocidades para a aeronave SC-1 Minerva com dois tripulantes. Elaborado pelo autor.	124

Figura 103 – Polar de velocidades para a aeronave SC-1 Minerva na condição de MTOW. Elaborado pelo autor.	124
Figura 104 – Comparação das polares de velocidades para a aeronave SC-1 Minerva nas três condições de peso. Elaborado pelo autor.	125

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Objetivos de Performance	72
Tabela 2 – Dimensões das rodas do trem de pouso.	94
Tabela 3 – Resultados da comparação entre o planforme convencional e o planforme de <i>Schümann</i>	104
Tabela 4 – Peso calculado de componentes.	111
Tabela 5 – Tabela de CG para cada componente.	114
Tabela 6 – Tabela de CG para a tripulação nas três condições consideradas.	115
Tabela 7 – Limites de CG para aeronaves de referência.	115
Tabela 8 – Limites de CG para o SC-1 Minerva. Elaborada pelo autor.	115
Tabela 9 – Posição do CG para as três condições consideradas.	116
Tabela 10 – Dados de performance da aeronave SC-1 Minerva.	119
Tabela 11 – Velocidades (<i>V-speeds</i>) da aeronave SC-1 Minerva.	119

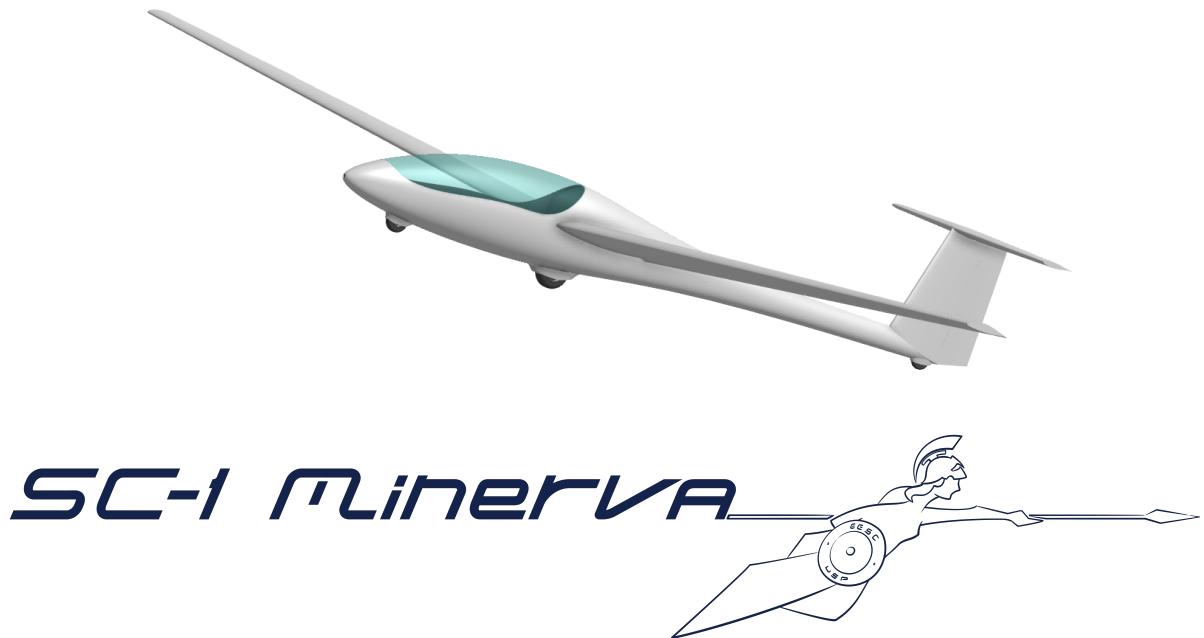
SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	27
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA: VISÃO GERAL	29
2.1	Uma breve história das aeronaves de voo à vela	29
2.2	Introdução ao projeto de aeronaves de voo à vela	33
2.3	<i>Cross-Country Theory</i>	40
2.4	Ergonomia	42
3	OBJETIVO E MOTIVAÇÃO	45
3.1	O caso por um Grupo Acadêmico de Voo À Vela	45
3.1.1	Pesquisa de campo	48
3.2	Um caso de sucesso: As <i>Akafliegs</i>	57
3.3	O voo à vela em universidades brasileiras	61
3.4	Considerações práticas	62
4	FILOSOFIA DE PROJETO	63
4.1	Missão da aeronave	63
4.2	Propostas de configuração	64
4.2.1	Configuração A: Microplanador	64
4.2.2	Configuração B: Treinador biplace, Classe 18 Metros	65
4.2.3	Configuração C: Monoplace de alta performance, Classe 15 Metros	66
4.2.4	Configuração D: Motoplanador biplace	67
4.2.5	Configuração E: Biplace de alta performance com sustentador elétrico, Classe 20 Metros	68
4.3	Escolha de configuração	68
5	REQUISITOS DE PROJETO	71
5.1	Base de certificação	71
5.2	Objetivos de performance	72
6	BASE DE DADOS	73
6.1	Aeronaves escolhidas	73
7	ANÁLISE PARAMÉTRICA	77
7.1	Área da asa (S_w) e Alongamento (AR)	77
7.2	Carga alar (W/S), Peso vazio(W_e) e Peso bruto (W_g)	78
7.3	Peso máximo de decolagem (W_{max})	80

7.4	Dimensionamento da fuselagem	80
7.4.1	Posição da longarina	80
7.5	Dimensionamento da empenagem	80
7.5.1	Determinação do braço de empenagem	80
7.5.2	Área do estabilizador horizontal (S_{ht})	81
7.5.3	Área do estabilizador vertical (S_{vt})	81
7.6	Dimensionamento das superfícies de controle	81
7.6.1	Área dos ailerons (S_a)	81
7.6.2	Área do profundo (S_e)	81
7.6.3	Área do leme (S_r)	82
7.7	Freios aerodinâmicos	82
8	ESCOLHA DOS PERFIS AERODINÂMICOS	83
8.1	Perfis aerodinâmicos da asa	83
8.2	Perfis aerodinâmicos da empenagem	88
9	LAYOUT DE FUSELAGEM E CABINE	91
9.1	Dimensionamento da cabine	91
9.2	Trem de pouso	93
9.3	Ângulo de incidência da asa	94
9.4	Desenho da fuselagem	95
9.5	Modelo em CAD	97
10	ANÁLISE AERODINÂMICA	99
10.1	Metodologia	99
10.2	Análise aerodinâmica da asa	100
10.2.1	Explorando configurações alternativas: A asa de Schümann	102
10.3	Análise aerodinâmica do estabilizador horizontal	106
10.4	Análise aerodinâmica do estabilizador vertical	107
10.5	Estimativa do arrasto parasita	108
11	PESO, BALANCEAMENTO, E INÉRCIAS	111
11.1	Estimativa de peso	111
11.2	Passeio do CG	112
11.3	Estimativa dos momentos de inércia	116
12	ANÁLISE DE DESEMPENHO	119
12.1	Polar de velocidades	123
13	LIMITAÇÕES E CONSIDERAÇÕES FINAIS	127
13.1	O SC-1 Minerva como base para trabalhos futuros	127

14	CONCLUSÃO	129
	REFERÊNCIAS	131
	ANEXO A – BANCO DE DADOS PARA ANÁLISE PARAMÉTRICA	133
	ANEXO B – BANCO DE DADOS PARA ANÁLISE PARAMÉTRICA - CONTINUAÇÃO	135
	ANEXO C – DESENHOS TÉCNICOS DA AERONAVE SC-1 MÍNERVA	137

1 INTRODUÇÃO



Todo projeto de uma nova aeronave começa com a definição de um problema - como por exemplo, a identificação de uma lacuna no mercado para um determinado tipo de aeronave, ou uma mudança de paradigma na aviação militar levando à necessidade de uma nova aeronave de combate. É necessário que uma aeronave tenha um propósito bem definido antes de ser projetada.

Segundo a metodologia proposta por Raymer, o projeto de uma nova aeronave pode ser dividido em três fases: O projeto conceitual, o projeto preliminar, e o projeto detalhado. A figura 1 exemplifica as fases do projeto.

O projeto conceitual é focado em definir os requisitos que guiarão o projeto, a configuração da aeronave, seu peso, a análise dos *tradeoffs* envolvidos e quais materiais e tecnologias serão utilizados. Caso os resultados apontem para uma aeronave viável, o projeto pode então seguir para a fase preliminar. (RAYMER, 2018)

No projeto preliminar, a configuração da aeronave definida durante o projeto conceitual é congelada, as superfícies são definidas, os componentes principais são projetados, e são conduzidas análises mais refinadas de performance e custo. O projeto detalhado então consiste no desenho das peças que serão efetivamente fabricadas, envolvendo a preparação de material e maquinário de manufatura.

Esta monografia aborda a definição do problema e a fase de projeto conceitual. Será apresentado um cenário hipotético onde é proposta a construção de uma aeronave de

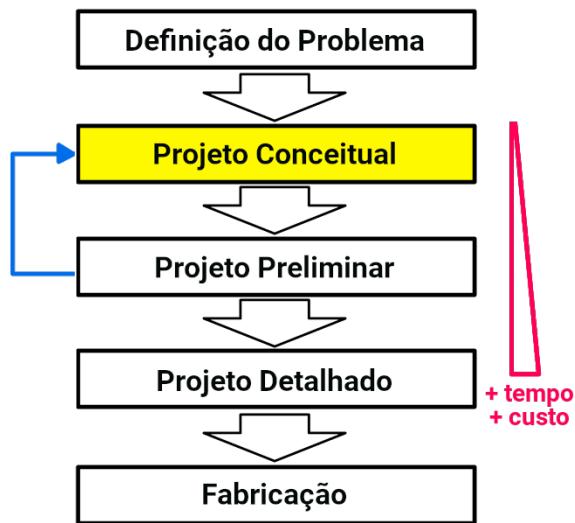


Figura 1 – Visualização das fases do projeto de uma aeronave. Elaborado pelo autor.

voo à vela na Escola de Engenharia de São Carlos, e com base nesse cenário, a missão e requisitos de projeto da aeronave serão definidos, diferentes configurações possíveis serão analisadas, e então um projeto conceitual será criado e analisado.

Deve-se ter em mente que o objetivo desta monografia não é a otimização do projeto da aeronave, e sim a sua proposta inicial. Também é dada grande atenção para a caracterização do problema para o qual a aeronave é proposta.

O nome escolhido para a aeronave, SC-1 Minerva, referencia em sua designação (SC) a cidade de São Carlos, aonde reside a EESC-USP e o Departamento de Engenharia Aeronáutica; e a deusa romana Minerva, figura mitológica protetora da sabedoria e símbolo da Escola de Engenharia de São Carlos.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA: VISÃO GERAL

2.1 Uma breve história das aeronaves de voo à vela

Pode-se traçar a história do voo planado até o próprio começo da aviação como ciência. Uma década antes dos voos motorizados de Alberto Santos-Dumont e dos irmãos Wright, Otto Lilienthal atirava-se de colinas com seu planador, muito provavelmente o primeiro aparato mais pesado do que o ar tripulado por um ser humano a alçar voo.

Aqui vale, portanto, explorar uma distinção que, na língua portuguesa, não tem uma conotação tão distinta quanto na línguas estrangeiras dos principais materiais de referência na área: a diferença entre um *planador* e uma *aeronave de voo à vela*.

Embora seja costumeiro associar a palavra "planador" a aeronaves de voo à vela (nomenclatura também correta e que será utilizada neste trabalho onde for conveniente por brevidade), um planador é qualquer aeronave que não disponha de meios para sua própria propulsão. Uma asa-delta também é, por definição, um planador. Por outro lado, uma aeronave de voo à vela é um planador especificamente projetado para a prática do esporte de voo à vela. Nas línguas inglesa e alemã, este tipo de aeronave é conhecido como *Sailplane* e *Segelflugzeug*, respectivamente; é esse tipo de aeronave que este trabalho procura discutir.

O voo à vela como prática esportiva ganhou popularidade no continente europeu no período pós-Primeira Guerra Mundial. Já em meados dos anos 1920, fabricantes e projetistas alemães, ingleses, franceses e poloneses, entre outros, projetavam aeronaves especificamente para competições ou quebra de recordes de voo planado. Na Alemanha, onde o tratado de Versalhes impedia o desenvolvimento de aeronaves motorizadas, estudantes criaram grupos acadêmicos para a pesquisa e construção de aeronaves de voo à vela de alta performance - as *Akafliegs* (*Akademische Fliegergruppe*, lit. Grupo de Voo Acadêmico). Estes grupos tiveram um papel primordial no desenvolvimento tecnológico do voo à vela.

Durante estes primórdios e até os anos 60, a madeira era o material preferido para a construção de aeronaves de voo à vela. Planadores com estrutura metálica treliçada e entelada também eram comuns: O Neiva Monitor B, mostrado na figura (4), possui uma estrutura treliçada metálica e o tchecoslovaco L-13 *Blanik* possui uma fuselagem metálica monocoque; mas no geral, para aeronaves de voo à vela de alta performance, pinheiro, bétula e compensados especialmente preparados para uso aeronáutico eram os materiais estruturais mais comuns. A figura 2 possibilita a visualização de uma estrutura alar típica de um planador de madeira dos anos 1930.

No Brasil, o freijó era a madeira preferida para esta aplicação. Uma aeronave



Figura 2 – Condor IV, exemplo típico de um planador dos anos 1930. Note a estrutura da asa, com um *D-Box* de madeira no bordo de ataque e revestimento em tela.
Fonte: Tobias Knorr via [Wikimedia Commons](#)



Figura 3 – KW-1 Quero-Quero, um exemplo de planador construído em madeira no Brasil.
Fonte: Sérgio Lousada Jr. via [Wikimedia Commons](#)

construída com esse material foi o KW-1, apresentado na figura 3. O revestimento das asas era normalmente feito em tela, mas especialmente após a Segunda Guerra Mundial, asas completamente revestidas em compensado ou finas lâminas de bétula tornaram-se comuns. Um exemplo de aeronave com revestimento de asa em madeira, apresentado na figura 5, é o britânico Slingsby Dart.



Figura 4 – Neiva B Monitor, um exemplo de planador construído em estrutura tubular treliçada metálica e revestido em tela. Fonte: Sérgio Lousada Jr. via [Wikimedia Commons](#)



Figura 5 – O Slingsby Dart, exemplo de um planador de alta performance construído em madeira nos anos 60. Fonte: Adam Hunt via [Wikimedia Commons](#)

Em meados dos anos 50, um grupo de estudantes da *Akaflieg* de Stuttgart - entre eles o futuro Prof. Dr. Richard Eppler - desenvolveram um perfil de fluxo laminar para uso em aeronaves de voo à vela. No entanto, para obter fluxo laminar na asa, era necessário um nível de precisão e acabamento de superfície que não era possível com um revestimento em compensado. Motivados por este problema, esses estudantes projetaram e construíram a primeira aeronave de voo à vela em material composto - o fs 24 *Phönix*, mostrado na figura

6, que voou pela primeira vez em 1957. Feito em estrutura sanduíche de balsa revestida com fibra de vidro, os métodos de manufatura desenvolvidos para esta aeronave continuam em uso até hoje. (MEYER, 2017)



Figura 6 – Fs 24 *Phönix*. Fonte: John McCullagh via [Wikimedia Commons](#)

Com as portas para asas de fluxo laminar e estruturas em compósito abertas, o cenário do voo à vela foi transformado rapidamente. Alguns dos protótipos das *Akafliegs* foram até mesmo adaptados para produção em série, como o Glasflügel BS-1, exibido na figura 7 e baseado no SB-6 *Nixope* da *Akaflieg* de Braunschweig. Dentro de uma década, a maior parte das aeronaves de voo à vela era fabricada em fibra de vidro.



Figura 7 – Glasflügel BS-1, uma aeronave de voo à vela baseada no SB-6 *Nixope*. Fonte: R. Schider via [Wikimedia Commons](#)

Então, em 1972, o SB-10 da *Akaflieg* de Braunschweig foi construído com a estrutura principal da asa em CFRP (*Carbon Fiber Reinforced Plastic*), um material relativamente novo na época. O pioneirismo na utilização deste material na aviação civil deu frutos - hoje, a grande maioria das aeronaves de voo à vela de alta performance é construída em fibra de carbono, e o material também encontrou vasta aplicação na aviação comercial de grande porte.

Após um período de restauração, o SB-10 voa até hoje (MEYER, 2017), apesar de sua asa extremamente alongada (29 metros de envergadura, $AR = 36.6$ (BRAUNSCHWEIG,), como pode ser visto na figura 8) e mais de 50 anos após seu voo inaugural - prova da robustez de seu projeto.



Figura 8 – SB-10 em voo. Fonte: *Akaflieg Braunschweig e.V.*

2.2 Introdução ao projeto de aeronaves de voo à vela

À primeira vista, o projeto de uma aeronave de voo à vela pode parecer mais simples do que aquele de uma aeronave convencional, dada a ausência do motor e sistemas de combustível adjacentes. No entanto, esta aparente simplicidade esconde um complexo conjunto de *tradeoffs* únicos às aeronaves de voo à vela de média e alta performance.

Uma aeronave de voo à vela não é projetada simplesmente para descer lentamente, mas sim para utilizar a energia de fenômenos atmosféricos para ganhar altitude e manter-se em voo por longos períodos de tempo. Utilizando-se de correntes de ar ascendente geradas por diferenças em temperatura (térmicas) ou relevo, o piloto de voo à vela experiente consegue manter-se no ar por horas, dadas condições climáticas favoráveis.

Para que seja capaz de aproveitar tais correntes de ar, o planador deve ter uma razão

de descida mínima muito baixa e carga alar reduzida. Entretanto, quando for necessário encontrar a próxima térmica, a aeronave deve ser capaz de atingir velocidades e razões de planeio altas, sendo para tal necessário uma grande razão de sustentação por arrasto (L/D) e uma carga alar elevada. Estes requisitos contraditórios estão no cerne do projeto de aeronaves de voo à vela. (THOMAS, 1999)

Para a análise de performance de uma aeronave de voo à vela, é utilizado um gráfico chamado polar de velocidades (*Speed Polar, Geschwindigkeitspolare*). Trata-se de um plote da razão de descida pela velocidade da aeronave; esta abordagem resulta em um gráfico que pode ser facilmente utilizado para obter a melhor velocidade de planeio, mesmo em condições de vento. A figura 9 mostra como obter a razão de descida a partir de uma dada velocidade de planeio utilizando a polar de velocidades, e as figuras 12 e 13 mostram os efeitos do vento na velocidade de melhor planeio.

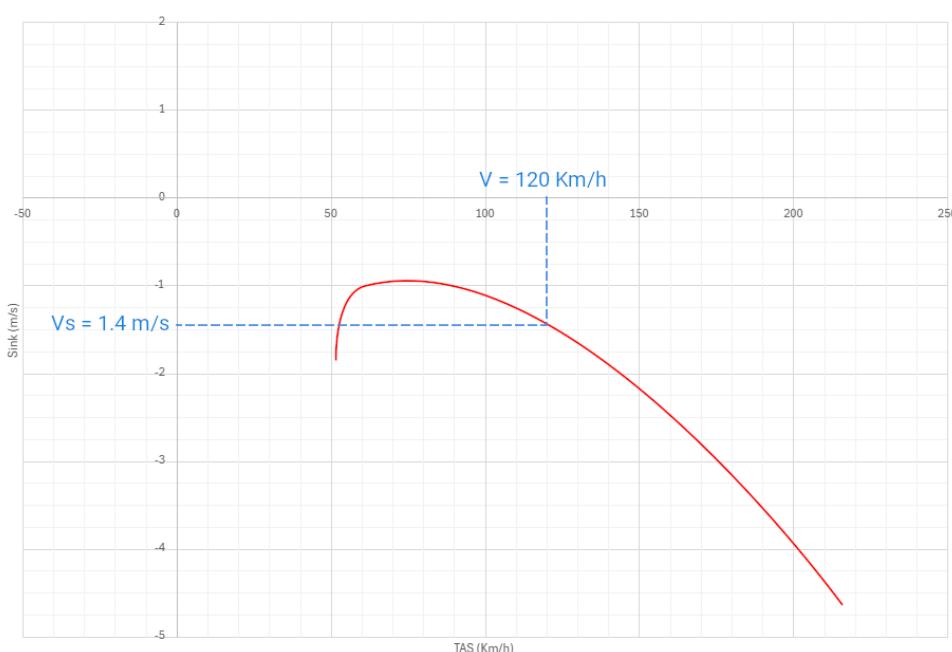


Figura 9 – Exemplo 1: polar de velocidades genérica. Elaborado pelo autor.

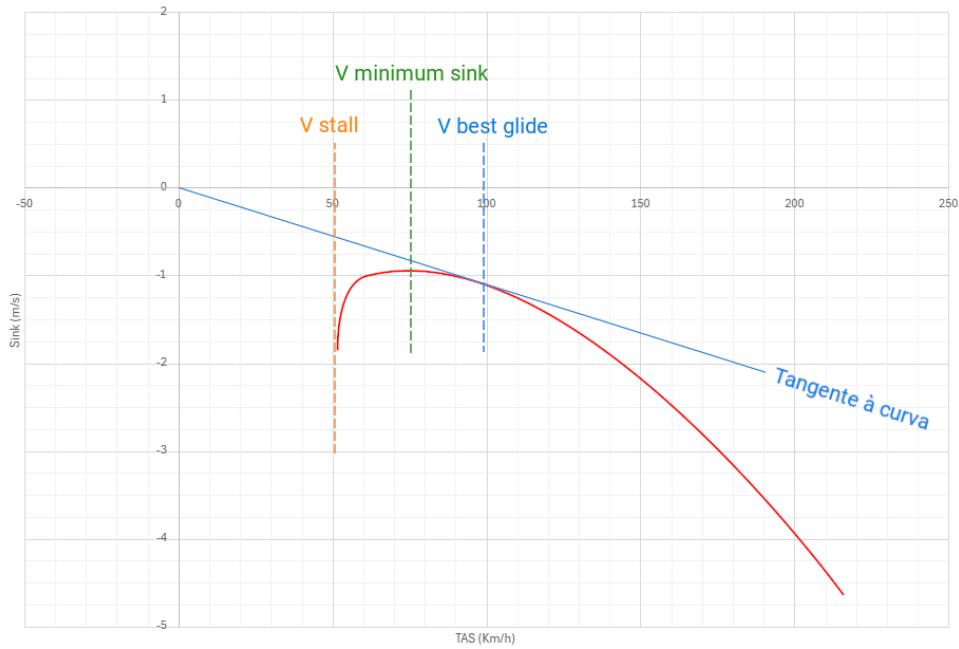


Figura 10 – Exemplo 2: encontrando velocidades de referência na polar de velocidades.
Elaborado pelo autor.

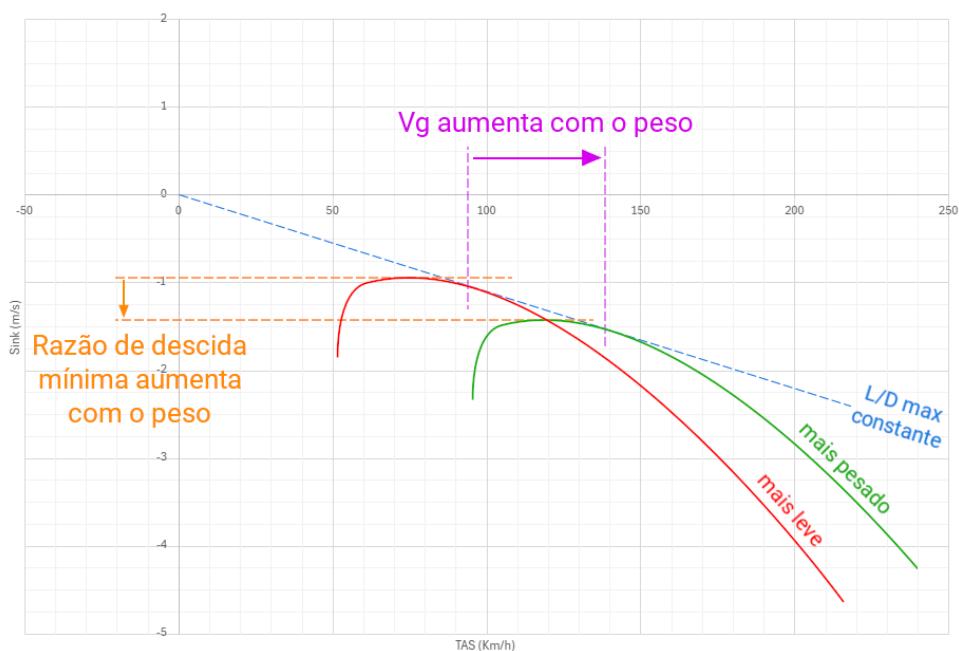


Figura 11 – Exemplo 3: Impacto do peso na velocidade de planeio. Elaborado pelo autor.

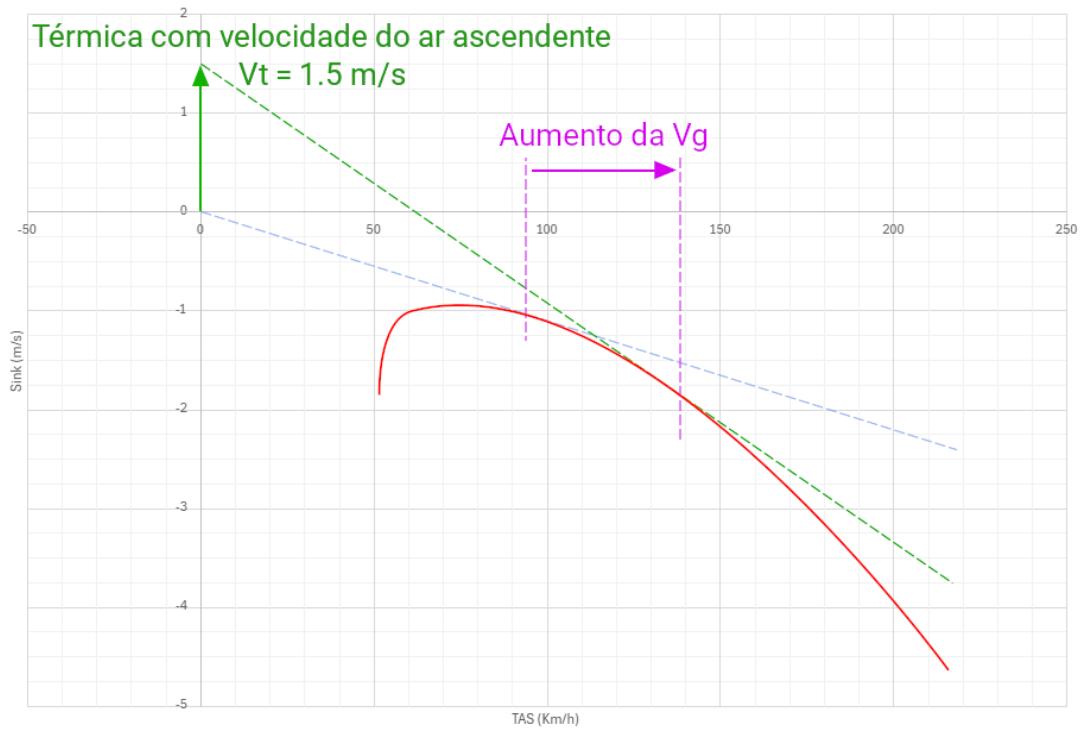


Figura 12 – Exemplo 4: Calculando nova velocidade de melhor planeio em uma condição de ar ascendente. Elaborado pelo autor.

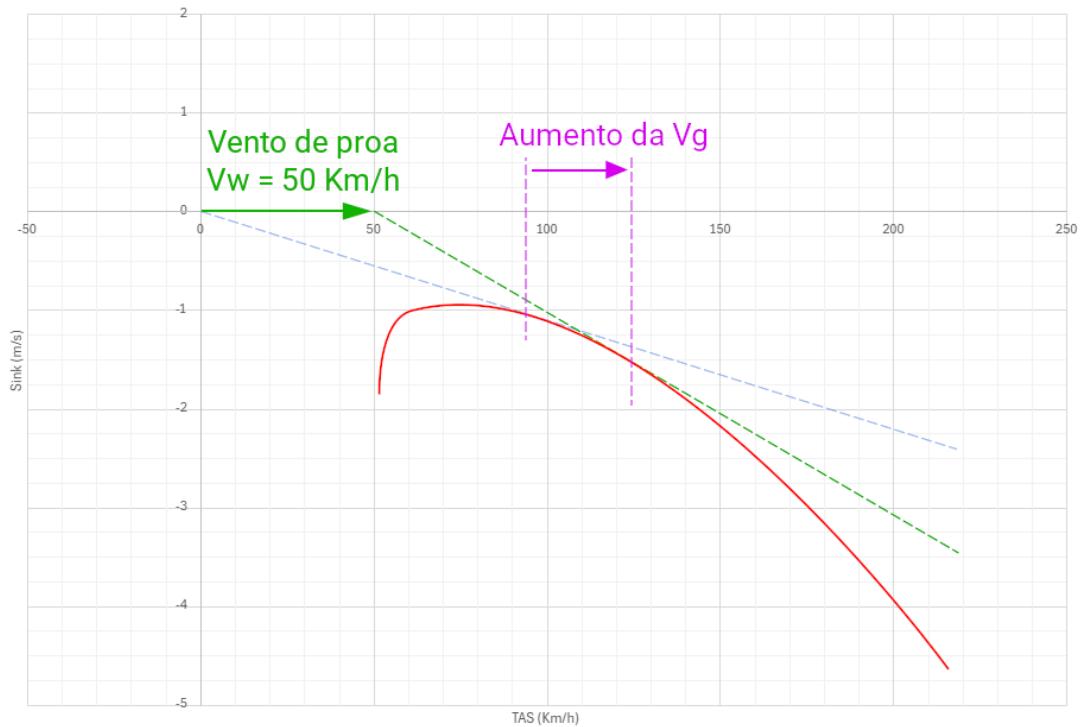


Figura 13 – Exemplo 5: Calculando nova velocidade de melhor planeio em uma condição de vento de proa. Elaborado pelo autor.

A polar de velocidades sintetiza essencialmente todas as informações de interesse ao piloto de uma aeronave em voo planado em um só gráfico. A figura 10 mostra como obter as velocidades de referência a partir desta ferramenta. É comum que, em manuais de voo de aeronaves de voo à vela, este seja o único gráfico apresentado na seção de performance.

Com o auxílio destes gráficos, é possível explorar os *tradeoffs* mencionados anteriormente em maior detalhe, conforme o exemplo da figura 11. Note que, com o aumento do peso, a razão de planeio máxima (representada pela linha tangente) mantém-se constante, pois é uma característica aerodinâmica da aeronave; entretanto, a velocidade de melhor planeio aumenta; portanto, o planador percorre a mesma distância em um intervalo de tempo menor. Uma aeronave com maior carga alar também é menos suscetível a rajadas de vento. Portanto, em competições, é vantajoso ter uma aeronave mais pesada durante o planeio.

Por outro lado, o maior peso e carga alar resultará em um aumento da razão de descida, piorando o desempenho da aeronave em térmicas, particularmente em condições de "tempo fraco" com correntes de ar ascendente de baixa velocidade. Portanto, para esta condição de voo em térmica (*Thermaling*), é vantajoso ter uma aeronave leve e com baixa carga alar.

Portanto, é desejável que a área alar ou o peso da aeronave possa ser ajustado para adaptar-se a diferentes condições. Flapes estendíveis e até mesmo asas telescópicas já foram testadas como soluções para variar a área de asa em aeronaves de voo à vela, porém estas soluções não são comuns, sendo encontradas principalmente em protótipos ou aeronaves de alta performance com custo elevado.

Mais comum é o uso de lastro como forma de variar o peso da aeronave. Existem três tipos de lastro utilizados em aeronaves de voo à vela conforme definido pela CS-22: (EASA, 2021)

- **Lastro Fixo:** Lastro permanente aplicado à aeronave para corrigir alguma deficiência de projeto em peso e balanceamento.
- **Lastro Removível:** Lastro ajustado em solo, não alijável em voo. Normalmente utilizado para garantir o balanceamento adequado da aeronave em casos específicos (por exemplo, no caso de um piloto muito leve) ou para alterar características de performance ou estabilidade da aeronave (por exemplo, alguns treinadores dispõem de lastro removível na cauda para forçar um CG traseiro e permitir treinamento de entrada e saída da manobra parafuso.)
- **Lastro Alijável:** normalmente consiste em tanques de água, instalados nas asas, dotados de válvulas que podem ser abertas pelo piloto, efetivamente permitindo reduzir o peso da aeronave em voo. Este tipo de lastro é utilizado exclusivamente para

controle de carga alar, sendo proibido seu uso para o balanceamento da aeronave. Também requer cuidados especiais no projeto: caso a água contida nos tanques congele em voo, por exemplo, as consequências para o revestimento da asa podem ser catastróficas.

A prática do esporte de voo à vela é regulada pela *Fédération Aéronautique Internationale*, que define as seguintes categorias para aeronaves de voo à vela: (FAI, 2023)

- *Open Class*: Sem limitações.
- *20 Metre Class*: Envergadura máxima de 20 metros. São permitidas somente aeronaves biplace; durante a competição, a aeronave deve estar ocupada por dois tripulantes.
- *18 Metre Class*: Envergadura máxima de 18 metros.
- *15 Metre Class*: Envergadura máxima de 15 metros.
- *13.5 Metre Class*: Envergadura máxima de 13.5 metros.
- *Standard Class*: Envergadura máxima de 15 metros; flapes, bem como quaisquer outro método de alteração da área ou perfil da asa, são proibidos. Os freios aerodinâmicos não devem ser capazes de aumentar a performance da aeronave.
- *Club Class*: Categoria destinada a competições de modelos mais antigos ou de performance mais baixa, com um sistema de *handicaps* projetado para normalizar a performance de vários modelos distintos de aeronaves.

A existência destas classes explica porque a maior parte das aeronaves de voo à vela possuem envergaduras similares, correspondendo à maior envergadura possível em uma determinada classe. Estas restrições de envergadura são uma maneira eficiente de normalizar o desempenho em uma determinada categoria: como será discutido mais adiante, existe uma relação direta entre o alongamento da asa e a razão de planeio.

Outro ponto interessante sobre o voo à vela é o sistema de medidas. Ao contrário da aviação geral ou comercial, os parâmetros de voo são geralmente dados no sistema métrico.

Portanto, a velocidade é medida em quilômetros por hora; a altitude é dada em metros; razões de subida ou descida são dadas em metros por segundo, e pesos são dados em quilos.

Não se trata de um padrão universal; nos Estados Unidos, Inglaterra e outros países anglófonos, os instrumentos utilizados em planadores são normalmente graduados no sistema imperial, como na aviação geral. Entretanto, fora dos Estados Unidos, e em

particular na Alemanha, maior fabricante de planadores e instrumentos para voo à vela, o sistema métrico é predominante.

No Brasil, como muitos dos planadores em operação em aeroclubes são comprados de segunda mão do exterior, é possível encontrar uma utilização simultânea dos dois sistemas de medida, por vezes dentro de uma mesma aeronave. Nesta tese, será utilizado exclusivamente o sistema métrico.

2.3 Cross-Country Theory

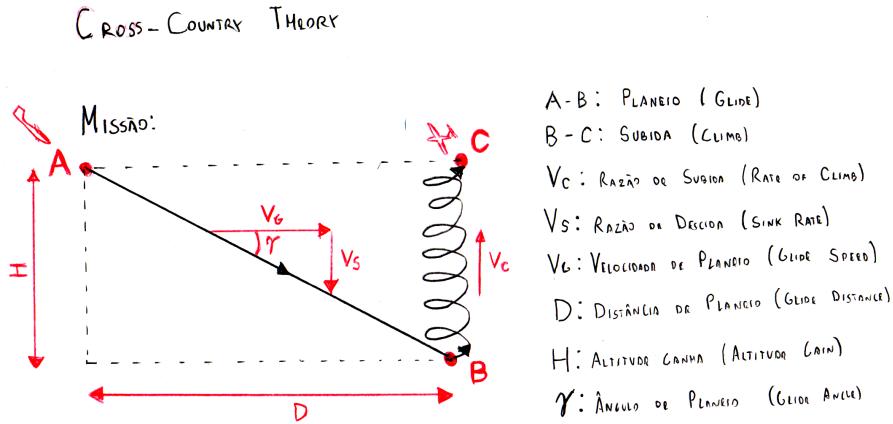


Figura 14 – Esboço dos segmentos idealizados do voo *Cross-Country*. Elaborado pelo autor.

Como aeronaves de voo à vela não dispõem de motorização, a abordagem usual de segmentos de missão contendo decolagem, cruzeiro e pouso não é aplicável. Em seu lugar, utiliza-se uma modelagem idealizada do voo *Cross-Country*, o típico perfil de voo em planadores onde, após utilizar uma térmica para ganhar altitude, o piloto sai da térmica (por decisão própria, por dissipação da térmica, ou simplesmente por ter chegado à altitude máxima alcançável naquela térmica em particular, dado que este fenômeno meteorológico tende a perder magnitude conforme a altitude aumenta) e percorre em voo planado até encontrar a próxima térmica, repetindo o processo.

Na abordagem idealizada, a altitude H ganha no segmento de subida em térmica é igual à altitude perdida no segmento de voo planado, no qual é percorrida uma distância D . A razão H/D é chamada *Razão de planeio*, normalmente designada L/D (*Lift-over-Drag*) e que é igual à razão entre o coeficiente de sustentação e o coeficiente de arrasto da aeronave (C_L/C_D).

Nos segmentos idealizados, exemplificados na figura 14, durante o segmento de planeio, a aeronave estará voando em sua condição de melhor planeio, L/D_{max} . Nesta condição, é razoável assumir que o ângulo de planeio γ é pequeno, e portanto a velocidade de planeio, V_g , é aproximadamente igual à velocidade horizontal da aeronave, e dada a razão de descida V_s temos:

$$\gamma \approx V_s/V_g \quad (2.1)$$

Durante o segmento de subida em térmica, a aeronave estará voando na condição de menor razão de descida, V_{bs} . Sendo V_t a velocidade do ar ascendente na térmica, a razão de subida V_c do planador é dada por:

$$V_c = V_t - V_{bs} \quad (2.2)$$

A velocidade média no voo *Cross-Country*, V_{avg} , é a distância percorrida D dividida pelo tempo necessário tanto para percorrer essa distância mais o tempo necessário para recuperar a altitude perdida. Expressando esta relação em termos das velocidades, temos:

$$V_{avg} = \frac{V_g V_c}{V_c + V_s} \quad (2.3)$$

Entretanto, a natureza das térmicas torna esta análise consideravelmente mais complexa do que aparenta ser à primeira vista. Trata-se de um fenômeno meteorológico efêmero, variável e de geometria complexa: a velocidade de ascensão do ar em uma térmica varia com a distância de seu centro e com a altitude, e sua magnitude e distribuição varia com o tempo e de térmica para térmica. Um estudo conduzido pela Universidade do Tennessee no qual foram coletados dados de térmicas utilizando-se uma aeronave de voo à vela possibilita uma melhor compreensão do fenômeno. (CHILDRESS, 2010)

De maneira extremamente simplificada, pode-se pensar em uma térmica como um cilindro de ar ascendente, onde a velocidade de ascensão do ar é máxima no eixo central e diminui ao longo do raio., conforme o esboço da figura 15. Embora térmicas reais possam possuir núcleos de ar descendente, estes núcleos normalmente são pequenos demais para o raio de curva de uma aeronave. Portanto, para fins práticos, quando mais fechada a curva, maior será a velocidade de ascensão do ar na térmica. Entretanto, deve-se lembrar que, para uma mesma aeronave, uma curva mais fechada implica em um maior ângulo de rolagem ϕ , que por sua vez implica em uma maior taxa de descida mínima. Portanto, faz-se necessário conhecer tanto a distribuição de velocidade da térmica quanto as características aerodinâmicas do planador para determinar a condição de melhor subida.

Modelagens empíricas de térmicas são apresentadas por K. H. Hortsmann e discutidas por G. Weibel. (WEIBEL, 2013) (HORSTMANN, 1976) Entretanto, como a análise da performance da aeronave nos segmentos *Cross-Country* requer parâmetros aerodinâmicos que só serão obtidos ao término do projeto conceitual, não poderemos utilizar esta análise para o dimensionamento inicial da aeronave, fazendo-se necessário o uso de uma análise paramétrica.

De acordo com Gudmundsson (GUDMUNDSSON, 2013), as características aerodinâmicas dos planadores modernos, como aerofólios de fluxo laminar natural e superfícies extremamente lisas, trazem uma complicação adicional para o projetista de aeronaves de voo à vela. As modelagens de arrasto e métodos de análise de performance normalmente utilizadas no projeto conceitual de aeronaves não mais se aplicam; dessa forma, faz-se necessária a utilização de métodos de análise construídos especificamente para o voo à

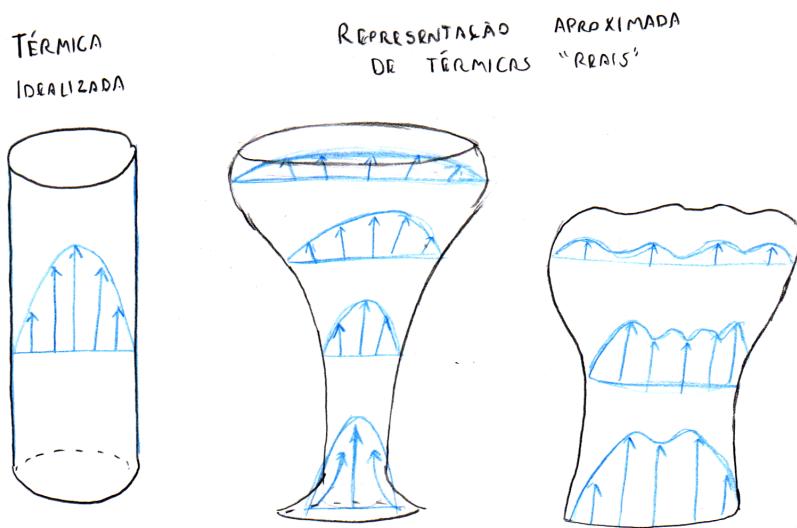


Figura 15 – Esboço demonstrando a idealização da térmica. Elaborado pelo autor.

vela, já que muitas das formulações presentes em Roskam (ROSKAM, 2002) e Raymer (RAYMER, 2018) não podem ser utilizadas.

Embora algumas das formulações paramétricas apresentadas por Raymer e outros possuam coeficientes para aeronaves de voo à vela, estes dados refletem em grande parte uma geração mais antiga de planadores, dos anos 60-70, abrangendo a última geração de planadores de madeira e tela e os primeiros planadores de fibra de vidro. Dessa forma, para utilizar-se uma abordagem paramétrica no projeto conceitual de um planador moderno, faz-se necessária a construção de um banco de dados atualizado.

2.4 Ergonomia

A ergonomia de cabine de uma aeronave de voo à vela deve ser pensada desde o projeto conceitual. A posição do piloto irá influenciar diretamente a área molhada e seção transversal frontal da fuselagem, fatores importantes no arrasto na condição de melhor planeio.

Uma posição extremamente reclinada do piloto reduz a seção frontal, trazendo uma redução do arrasto; no entanto, tais configurações limitam a visibilidade do piloto e são menos confortáveis, prejudicando o desempenho da tripulação.

Conforme descrito por Thomas (THOMAS, 1999), apesar do menor arrasto, planadores com posições de pilotagem demasiadamente reclinadas apresentam, na prática, uma redução no desempenho em competições se comparados a planadores com seções transversais de fuselagem maiores, porém com cabines mais confortáveis.

Além disso, cabines confortáveis, ergonomicamente adequadas e com boa visibili-

dade proporcionam maior segurança de voo, especialmente em voos *Cross-Country*, que podem durar por mais de cinco horas, tornando-se a fadiga do piloto uma consideração imprescindível.

A figura 16 apresenta um esboço das diferentes configurações abordadas, permitindo a visualização dos efeitos de cada configuração na visibilidade do piloto e na área frontal de cabine.

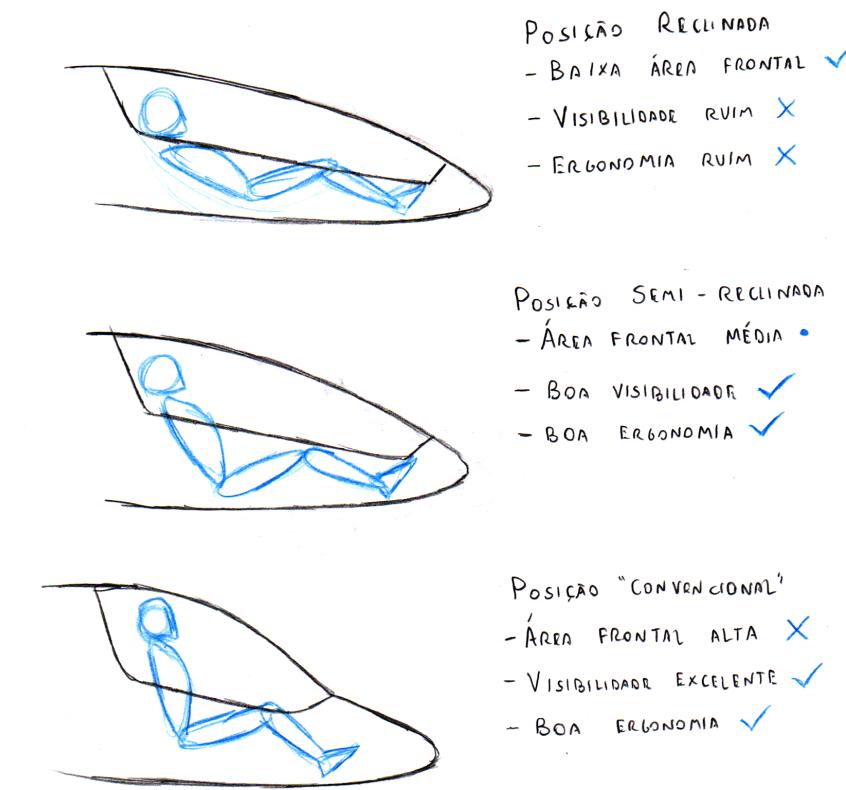


Figura 16 – Esboço demonstrando os efeitos das diferentes configurações de cabine. Elaborado pelo autor.

3 OBJETIVO E MOTIVAÇÃO

3.1 O caso por um Grupo Acadêmico de Voo À Vela

Uma das lacunas identificadas pelo autor durante a sua formação no curso de Engenharia Aeronáutica da Escola de Engenharia de São Carlos, e uma queixa comum entre os alunos do curso (esta afirmação é substanciada na seção 3.1.1) é a falta de contato direto com a aviação.

Não se trata de uma questão de fácil resolução. A aquisição de uma aeronave pela Universidade de São Paulo é improvável por questões financeiras e legais, e os custos elevados da hora de voo, junto à realidade econômica brasileira, significam que apenas uma fração praticamente insignificante de alunos (vide 26) tem condições de buscar esse contato por conta própria.

Este trabalho busca propor, como um exercício hipotético para a definição dos requisitos de missão da aeronave a ser projetada, um caminho para proporcionar um contato direto com a aviação de forma acessível aos alunos e viável para a universidade: A criação de um grupo acadêmico de voo à vela, onde as aeronaves seriam construídas, mantidas e operadas pelos alunos, dada a devida supervisão.

Tais grupos existem no exterior, em países como Alemanha, Reino Unido e Japão. À primeira vista, pode parecer inviável adaptar esse modelo à realidade econômica brasileira; entretanto, deve-se considerar que um dos motivos dos altos custos do voo à vela no Brasil é o combustível utilizado para se operar a aeronave rebocadora, já que o método de lançamento por reboque é utilizado de maneira praticamente exclusiva no país.

Embora o reboque seja também utilizado por grupos de voo acadêmicos, para as operações esportivas ou de treinamento o método de lançamento mais utilizado é o *Winch Launch*, ou lançamento por guincho, conforme o exemplo da figura 17. Neste tipo de operação, uma estação em solo (como na figura 18) ou caminhão provido de um guincho especialmente projetado, puxa a aeronave por meio de um cabo longo, conferindo à aeronave velocidade suficiente para a decolagem e subida.



Figura 17 – Um Schleicher ASK-13 sendo lançado por guincho. Note que o cabo está acoplado na posição ventral. Fonte: Olga Ernst via [Wikimedia Commons](#)



Figura 18 – Exemplo de guincho utilizado para o lançamento de planadores. Fonte: Kai-Martin Knaak via [Wikimedia Commons](#)

Então, o piloto da aeronave solta o cabo - ou, em caso de falha do mecanismo, um fusível mecânico se rompe - e a aeronave encontra-se tendo sido efetivamente arremessada até uma altitude de cerca de 600 metros. O passo-a-passo deste procedimento é apresentado

na figura 19. Este tipo de lançamento resulta em voos geralmente mais curtos (por conta da baixa altitude de lançamento se comparada a um reboque por aeronave motorizada), porém mais baratos e com uma frequência de operação maior, sendo a opção ideal para operações esportivas ou de treinamento onde busca-se maximizar a quantidade de pilotos que possam voar em um dado dia. Este método pode ser utilizado mesmo em campos de voo curtos, com pistas de terra ou grama.

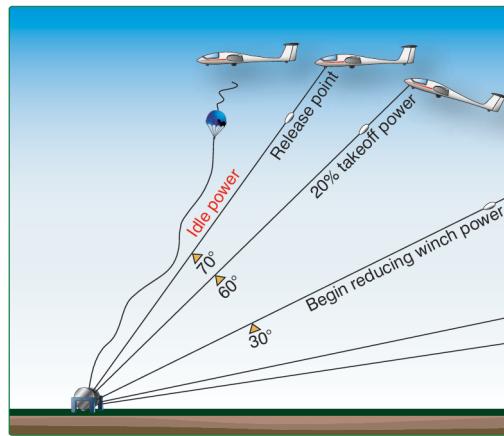


Figura 19 – Lançamento por guincho. Fonte: FAA(FAA, 2013)

Outro método de lançamento em solo, outrora comum nos EUA mas que hoje caiu em desuso (FAA, 2013), é o lançamento por automóvel, exemplificado na figura 20. Neste método, um automóvel (provisto de potência suficiente para a tarefa) dirige sobre a pista em alta velocidade e reboca o planador. Este método requer grande coordenação entre o piloto e motorista, além de uma pista relativamente longa.

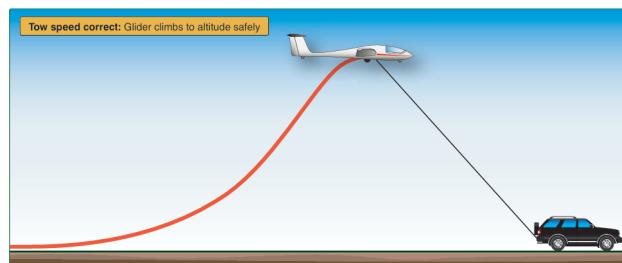


Figura 20 – Lançamento por automóvel. Fonte: FAA(FAA, 2013)

Tendo estes métodos de lançamento em mente, pode-se ver que é possível operar planadores de forma consideravelmente mais barata do que uma aeronave convencional, e sem a necessidade da operação de uma aeronave motorizada para o reboque.

Planadores tornam-se ainda mais financeiramente atraentes do que aeronaves motorizadas quando se leva em conta o custo de hangaragem. Ao contrário de uma aeronave convencional, que não pode facilmente ser transportada por rodovia e portanto

precisa de um hangar em um aeródromo para seu acondicionamento, a grande maioria dos planadores modernos é projetada com asas desmontáveis, e estas aeronaves são rotineiramente transportadas em trailers rebocados por carros ou picapes até o local de voo.

Dessa forma, é possível acomodar o planador em um espaço reduzido dentro da universidade e transportá-lo para um aeródromo somente quando forem realizadas operações de voo, eliminando assim um dos principais custos em se manter uma aeronave operacional: o custo de aluguel de um hangar em um aeródromo.

Vale ressaltar que o campus já conta com extracurriculares técnicas (como o EESC-USP Aerodesign, TOPUS Projetos Aeroespaciais, e o Grupo de Manutenção de Aeronaves) que dispõem de alunos com experiência em manuseio de ferramentas, materiais compósitos, e técnicas de construção aeronáutica em pequena escala. Portanto, o departamento já conta com uma massa crítica de *know-how* que, com o devido apoio, poderia ser capacitada para um projeto de escala maior.

Para além de proporcionar um maior contato dos alunos com a aviação, ter acesso a uma aeronave de voo à vela também traria benefícios tangíveis para o Departamento de Engenharia Aeronáutica na área de pesquisa. Seria possível utilizar a aeronave para a realização de ensaios em voo, ou para estudos atmosféricos, por exemplo.

3.1.1 Pesquisa de campo

Para averiguar a opinião dos alunos em relação ao nível de contato com a aviação oferecida pelo curso de Engenharia Aeronáutica, determinar qual seria o interesse em se uma aeronave operacional na universidade, e ter uma ideia inicial da disposição dos alunos em fazer parte de um grupo acadêmico de voo, foi conduzida uma pesquisa de campo.

O questionário, enviado aos alunos via *Google Forms*, consistiu em 12 perguntas:

- Figura 21: Em que ano entrou no curso?
- Figura 22: Faz ou já fez parte de uma extracurricular técnica? (Topus, Aerodesign, GMA, etc.)
- Figura 23: Participou de alguma atividade acadêmica no exterior? (Intercâmbio, duplo diploma, etc.)
- Figura 24: Como você avaliaria o nível de contato com a aviação no curso?
- Figura 25: Você gostaria de ter (ou ter tido) um maior contato prático com a aviação no curso?
- Figura 26: Você tem interesse em aprender a voar?

- Figura 27: Você acredita que o Departamento de Engenharia Aeronáutica deveria possuir uma aeronave tripulada operacional?
- Figura 28: Na sua opinião, a existência de uma aeronave operacional no campus teria qual impacto na motivação dos alunos da Engenharia Aeronáutica?
- Figura 29: Você apoiaria o projeto e construção de um planador no campus?
- Figura 30: Conhece a existência de grupos acadêmicos de voo à vela no exterior?
- Figura 31: Caso existisse um grupo acadêmico de voo à vela na EESC-USP, teria interesse em participar?
- Figura 32: Você acredita que a existência de um grupo acadêmico de voo à vela na universidade traria um impacto positivo para o curso de Engenharia Aeronáutica?

Onde as 6 primeiras perguntas tem o objetivo de caracterizar o perfil das pessoas que responderam ao questionário, e assim tornar possível identificar um possível viés de seleção, caso apenas pessoas de um determinado perfil respondessem ao questionário.

Então, alunos que responderam "sim" para a 11^a pergunta (*Caso existisse um grupo acadêmico de voo à vela na EESC-USP, teria interesse em participar?*) foram direcionados para uma última pergunta:

- Figura 33: Neste cenário onde existe um grupo de voo à vela na universidade, estaria disposto a dedicar o equivalente a 10 créditos-aula (150 horas) por semestre nas atividades do grupo (voos, manutenção e construção)?

No total, 76 respostas foram obtidas. Dos 76 respondentes, 44 responderam a última pergunta. Considerando-se que a cada ano entram cerca de 40 alunos no curso de Engenharia Aeronáutica, considera-se este um espaço amostral suficientemente representativo.

Os gráficos apresentados nas figuras 21 a 33 mostram os resultados da pesquisa:



Figura 21 – Pergunta 1.



Figura 22 – Pergunta 2.

Participou de alguma atividade acadêmica no exterior? (Intercâmbio, duplo diploma, etc.)

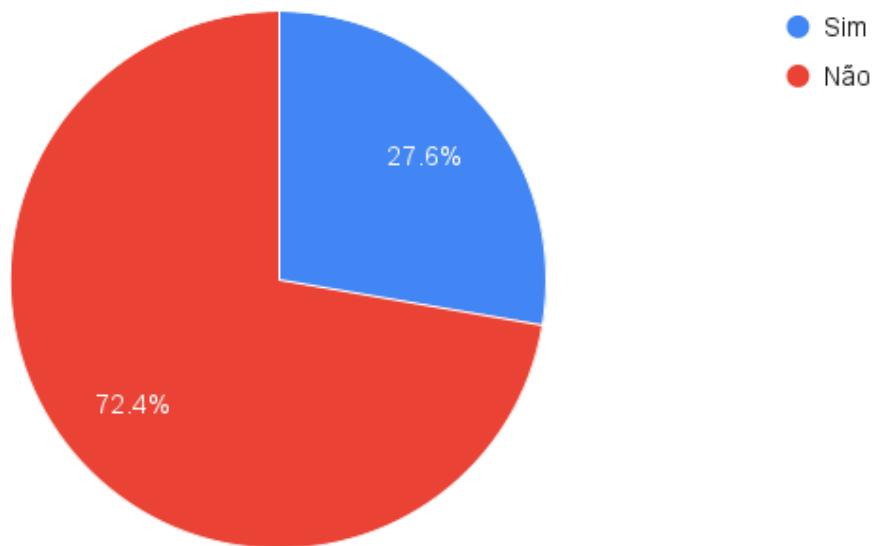


Figura 23 – Pergunta 3.

Como você avaliaria o nível de contato com a aviação no curso?

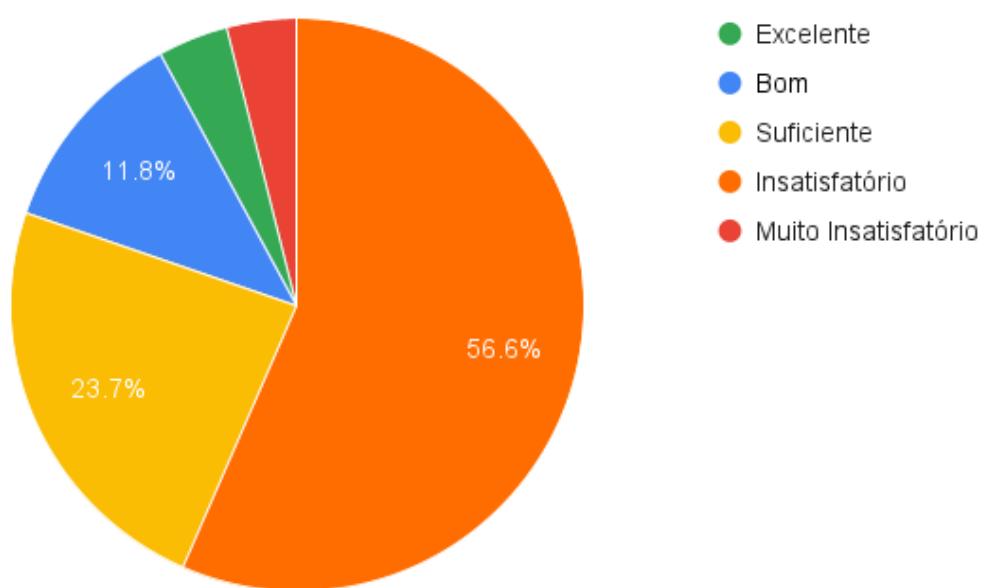


Figura 24 – Pergunta 4.

Você gostaria de ter (ou ter tido) um maior contato prático com a aviação no curso?

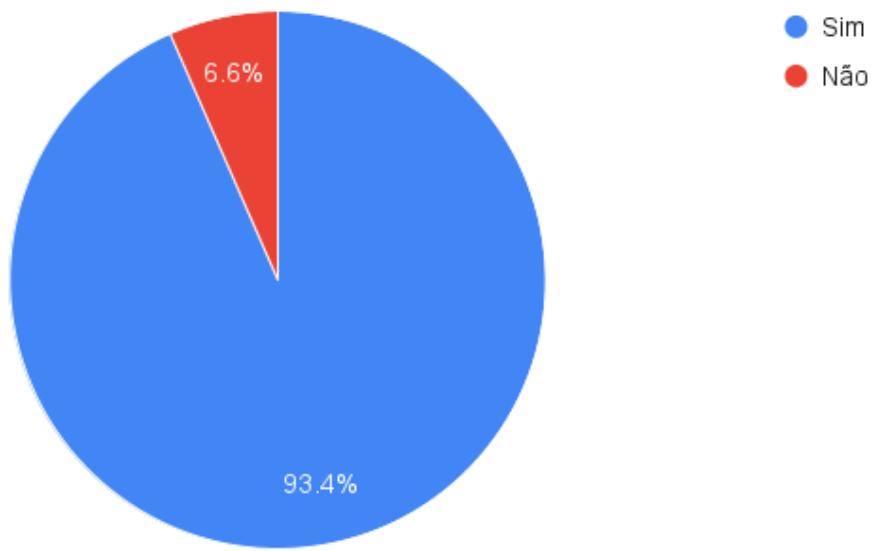


Figura 25 – Pergunta 5.

Você tem interesse em aprender a voar?

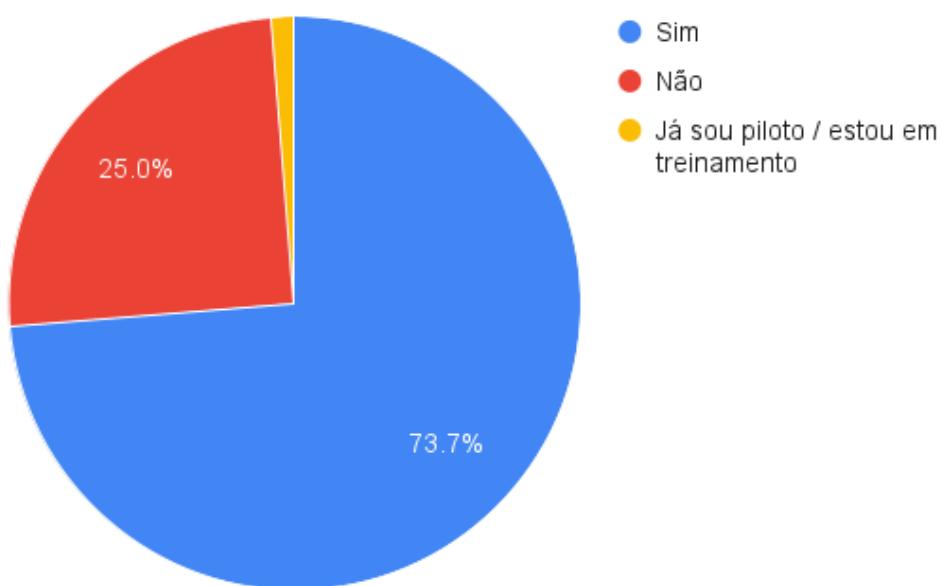


Figura 26 – Pergunta 6.

Você acredita que o Departamento de Engenharia Aeronáutica deveria possuir uma aeronave tripulada operacional?

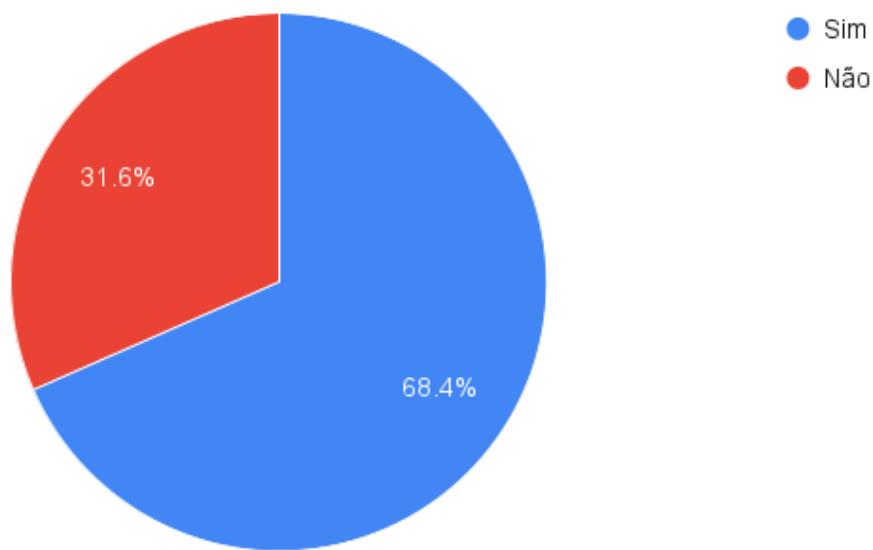


Figura 27 – Pergunta 7.

Na sua opinião, a existência de uma aeronave operacional no campus teria qual impacto na motivação dos alunos da Engenharia Aeronáutica?

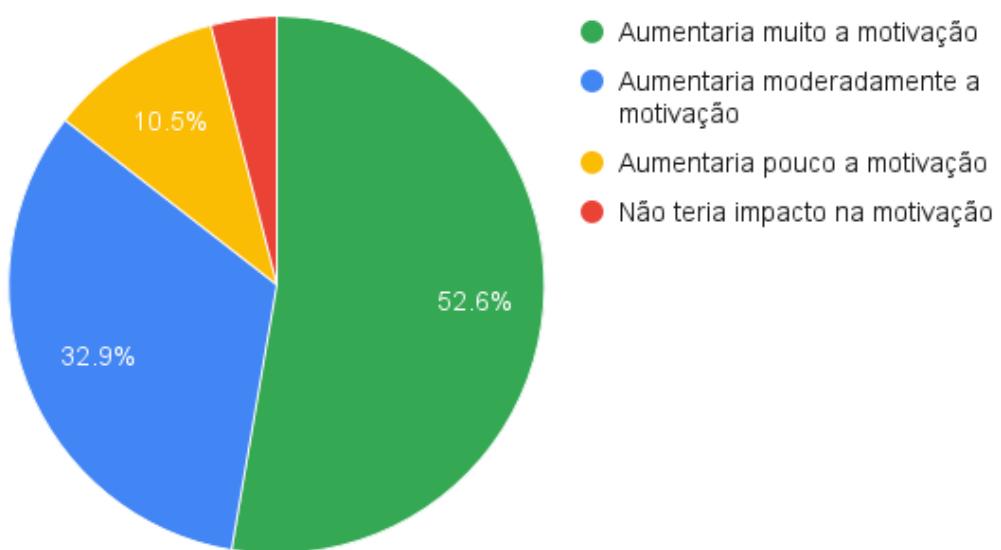


Figura 28 – Pergunta 8.

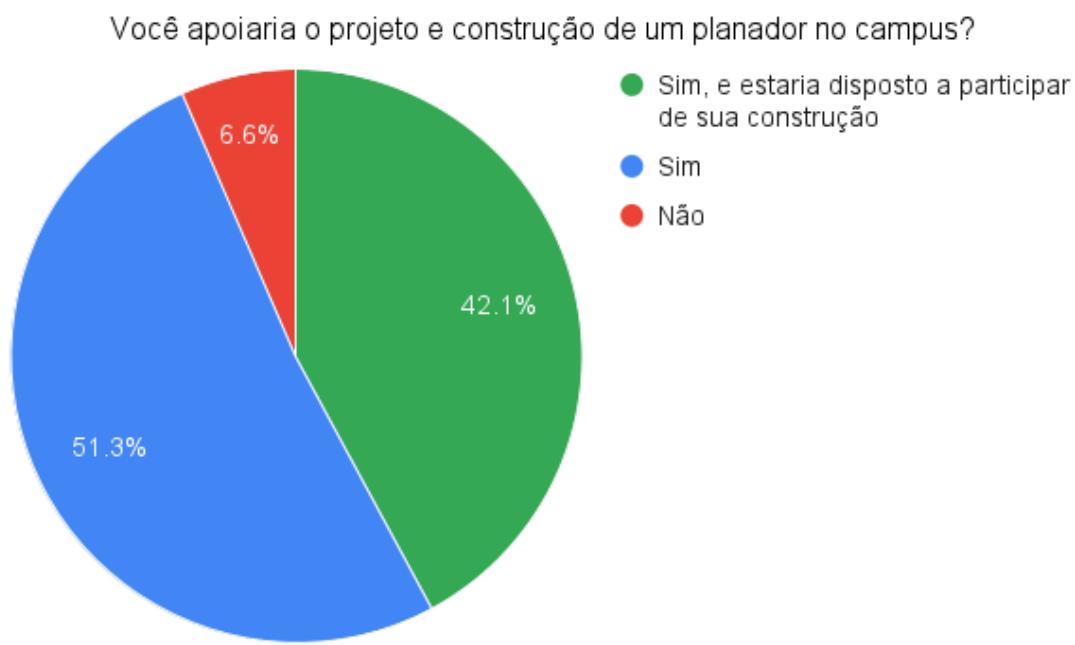


Figura 29 – Pergunta 9.

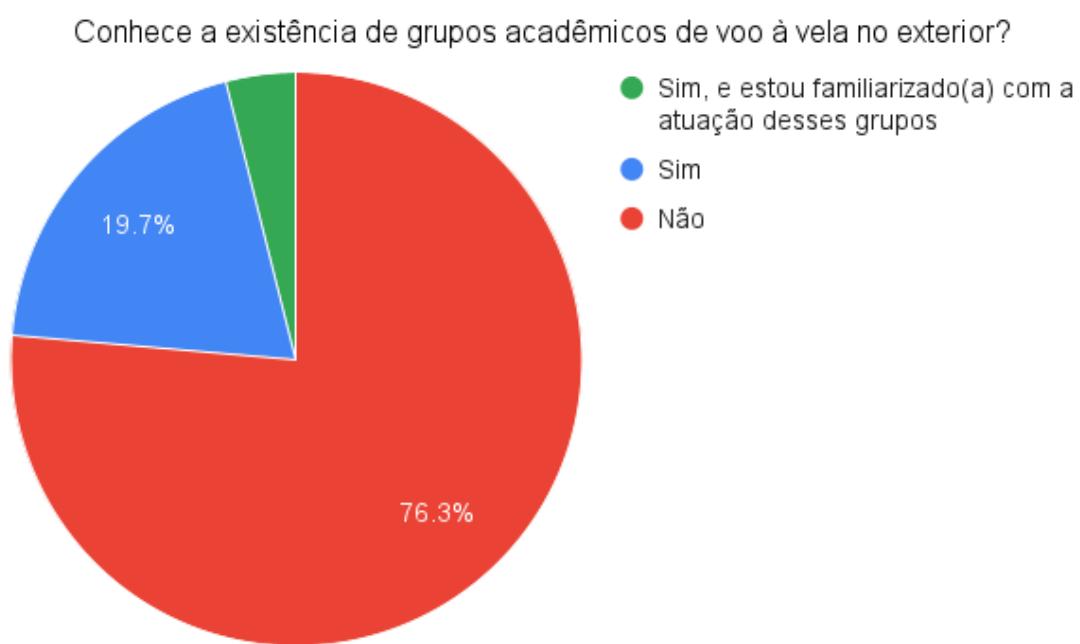


Figura 30 – Pergunta 10.

Caso existisse um grupo acadêmico de voo à vela na EESC-USP, teria interesse em participar?

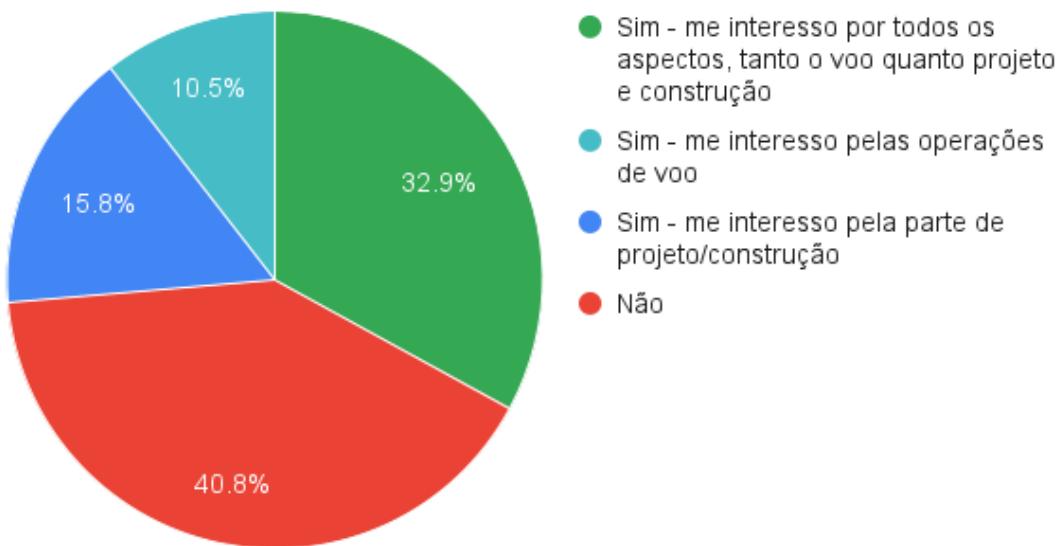


Figura 31 – Pergunta 11.

Você acredita que a existência de um grupo acadêmico de voo à vela na universidade traria um impacto positivo para o curso de Engenharia Aeronáutica?

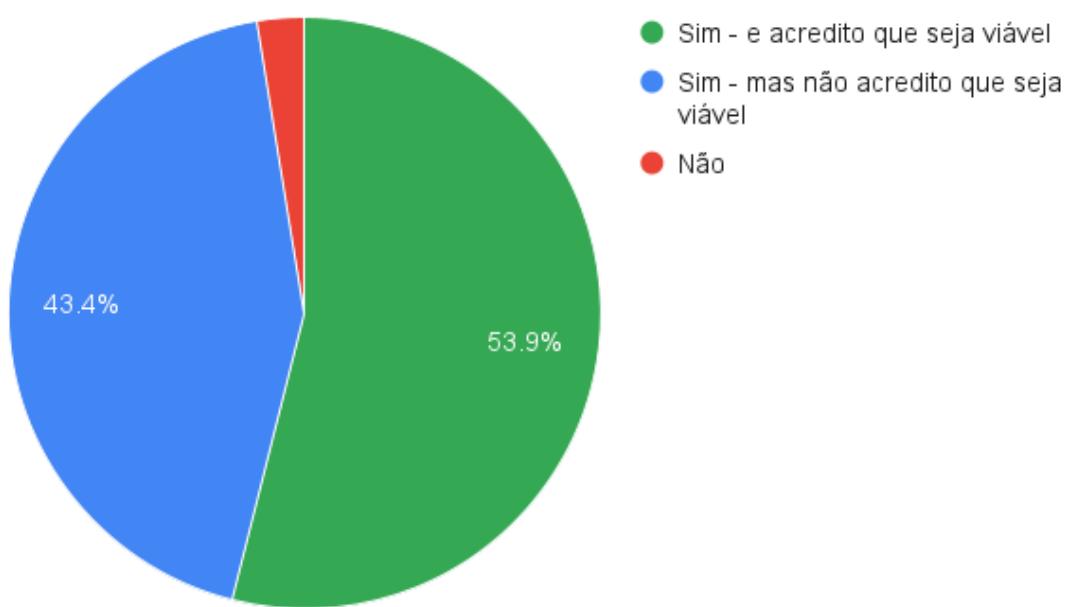


Figura 32 – Pergunta 12.

Neste cenário onde existe um grupo de voo à vela na universidade, estaria disposto a dedicar o equivalente a 10 créditos-aula (150 horas) por semestre nas atividades do grupo (voos, manutenção e construção)?

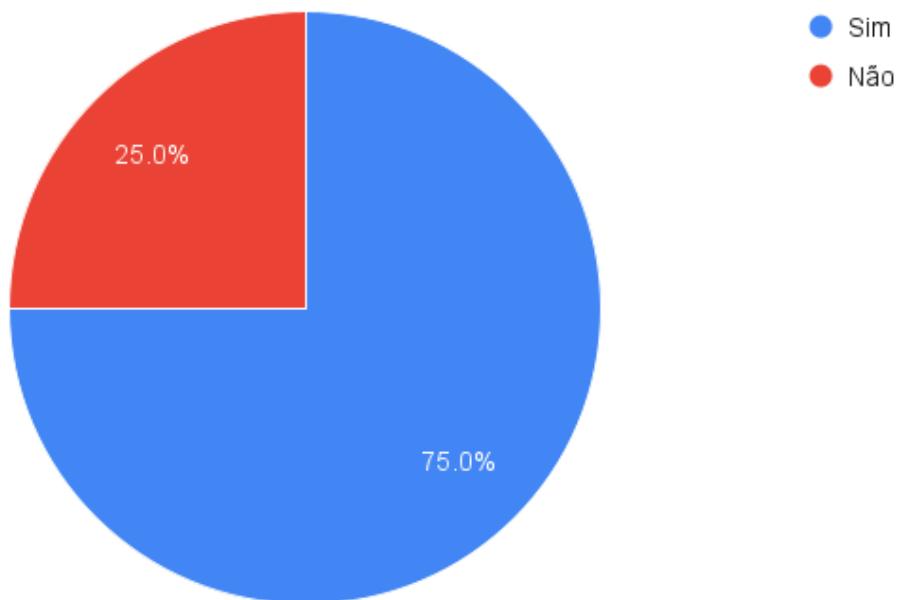


Figura 33 – Pergunta 13.

Como ilustrado na figura 21, as respostas obtidas representam um espaço amostral diversificado quanto aos anos de ingresso no curso, abrangendo alunos tanto em seus primeiros quanto últimos anos de curso com representatividade semelhante para todas as turmas desde 2018.

Os resultados se mostram amplamente favoráveis a um grupo de voo à vela na universidade, com cerca de 97% dos alunos entrevistados respondendo que a existência de tal grupo traria um impacto positivo para o curso de Engenharia Aeronáutica; 59% respondendo que teriam interesse em participar de tal grupo, e, dentre estes 59%, três a cada quatro respostas indicam que este interesse continuaria mesmo com uma carga horária de 150 horas semestrais para as atividades do grupo.

É razoável assumir que em uma situação real, a taxa de adesão seria menor do que a indicada pelo questionário, já que os alunos teriam de administrar a quantidade de tempo investida no grupo juntamente com a carga horária elevada do curso, especialmente aos finais de semestre - um fator que afeta negativamente as taxas de adesão de todos os grupos extracurriculares adjacentes ao curso de Engenharia Aeronáutica. Entretanto, mesmo caso a taxa de adesão real seja consideravelmente menor do que a indicada pela pesquisa, ainda teria-se uma quantidade significativa de alunos dispostos a investir o tempo e esforço necessários para a criação e manutenção de um grupo acadêmico de voo à vela.

3.2 Um caso de sucesso: As *Akafliegs*

Uma das inspirações por trás deste trabalho, as *Akademische Fliegergruppen* são um exemplo de como grupos extracurriculares de voo à vela, com o devido apoio da universidade, podem se tornar não apenas uma atividade para os alunos, mas também fontes valiosas de pesquisa, desenvolvimento e formação de conhecimento para a academia e indústria local.



Figura 34 – Membros da *Akaflieg München* preparando um molde negativo de fuselagem.
Foto por Eirik Albretsen. Fonte: Akaflieg München e. V.

O impacto de tais grupos no desenvolvimento tecnológico do voo à vela e aviação civil em geral já foi discutido na seção (2.1); agora procuramos descrever como esses grupos operam nos dias de hoje.

As figuras 34 e 38 mostram o processo de construção da fuselagem de uma aeronave moderna de voo à vela, conduzido pelos alunos membros da *Akaflieg München* - note a presença de equipamento de proteção pessoal, necessário para o trabalho em materiais compósitos. A figura 37 mostra o nível das atividades de manutenção realizadas pelos grupos, chegando até mesmo a manutenção de grupos motopropulsores - embora aeronaves de voo à veja sejam o foco das *Akafliegs*, existem exceções à regra, como a aeronave acrobática com capacidade de reboque Mü 30, mostrada na figura 36.

O grande diferencial das *Akafliegs* em relação a outros grupos de voo acadêmicos é que possuem uma função dupla: além de treinar alunos para a prática do voo à vela como qualquer grupo deste tipo, também tem como objetivo o projeto e construção de aeronaves experimentais, buscando testar novos conceitos de projeto e métodos de ensaio. A figura 35 mostra o ensaio estrutural de uma asa em fibra de carbono, exemplificando o

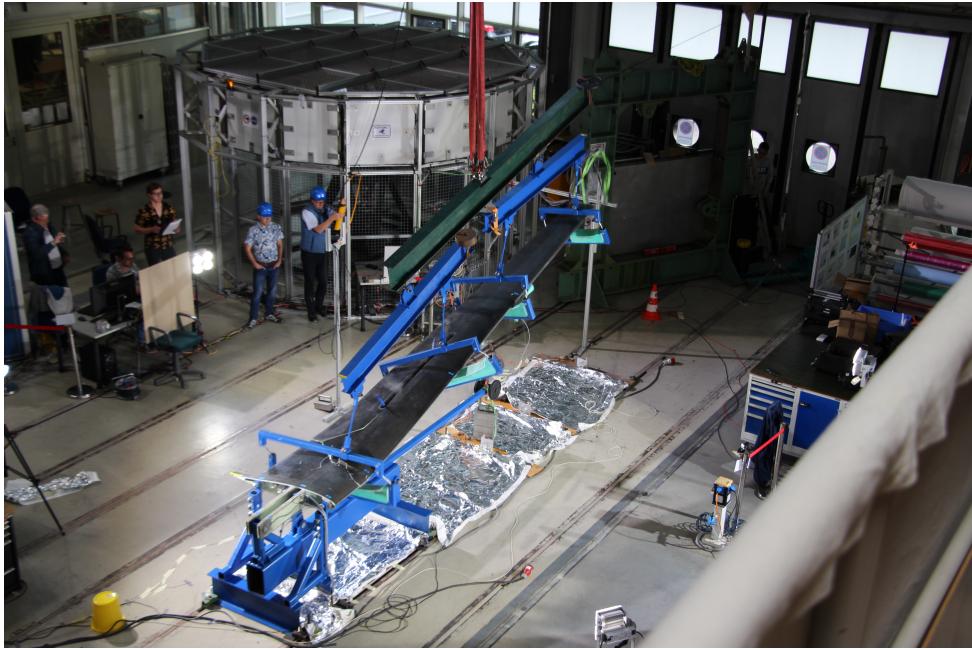


Figura 35 – Ensaio estrutural de uma asa. Foto por Mathias Bacher. Fonte: Akaflieg München e. V.

alto nível dos métodos de ensaio empregados por estes grupos.

Como tais aeronaves buscam explorar o limite da performance atingível e avançar o estado da arte, a vasta maioria das aeronaves experimentais construídas pelas *Akafliegs* são aparelhos monoplace. Para o treinamento de novos pilotos, normalmente são empregadas aeronaves de voo à vela disponíveis comercialmente, como o Schleicher ASK 21.

Espera-se que o membro de uma *Akaflieg* dedique cerca de 300 horas anuais às atividades do grupo, divididas entre operações de voo, construção, e manutenção. Isto possibilita que o grupo se mantenha operacional sem cobrar taxas de admissão ou associação; os únicos gastos incorridos aos membros são em fatores externos ao grupo, como o serviço de lançamento ou reboque em um aeródromo para cada voo. No geral, o custo do treinamento de voo completo para cada aluno gira em torno de 800 a 1000 euros (MUENCHEN,).

Via de regra, a operação e manutenção das aeronaves é realizada pelos próprios membros do grupo, tanto para os protótipos experimentais quanto para os treinadores - para este fim, os alunos regularmente passam por cursos de qualificação em manutenção. Certas atividades, como grandes reparos, também são inspecionadas por engenheiros qualificados.

Estes são grupos centenários, remontando aos anos 1920. O alto nível de suas atividades é sustentado por um vasto conhecimento institucional construído ao longo de gerações. Não se pretende sugerir as *Akafliegs* como um modelo a ser seguido à risca; mas sim, como um exemplo do que é possível.



Figura 36 – Embora raro, algumas das *Akafliegs* também constroem e operam aeronaves motorizadas, como este Mü 30 *Schlacro*. Foto por Felix Feuchtner. Fonte: Akaflieg München e. V.



Figura 37 – Um membro da *Akaflieg München* inspeciona o motor Lycoming AEIO-540 da aeronave acrobática experimental Mü 30. Fonte: Akaflieg München e. V.



Figura 38 – Processo de laminação da fuselagem do Foto por Joscha Löwe. Fonte: Akaflieg München e. V.

3.3 O voo à vela em universidades brasileiras

O projeto e construção de um planador dentro de uma universidade brasileira não é uma ideia sem precedentes. Em 1963, o Centro de Estudos Aeronáuticos da Escola de Engenharia da Universidade Federal de Minas Gerais (CEA-EEUFMG) construiu o CB.1 Gaivota, um planador básico de asa alta e fuselagem construída em superfícies planas, semelhante em aparência aos planadores dos anos 1930. Então, em 1969, começa o projeto do CB.2 Minuano, uma aeronave de voo à vela de alta performance, que voou pela primeira vez em 1975, mostrado na figura 39.(CEA-EEUFMG, a)



Figura 39 – CB-2 Minuano. Note os flapes e porta do trem de pouso retrátil. Fonte: Paulo Iscold via [Wikimedia Commons](#)

Dotado de flapes, trem de pouso retrátil, e construído primariamente em madeira, alumínio e *honeycomb* de acetato de celulose, o CB-2 foi utilizado pelo então nascente curso de engenharia aeronáutica da UFMG para a realização de ensaios em voo. Com um alongamento de $AR = 22$ e $L/D = 38$, é até hoje a aeronave com a maior razão de planeio já projetada e construída no Brasil. (CEA-EEUFMG, b)

Embora o CB-2 Minuano tenha sido a última aeronave de voo à vela produzida pelo CEA, o centro continua ativo até hoje, tendo projetado, construído e operado com sucesso motoplanadores, ultraleves, e aeronaves acrobáticas. Estas conquistas provam a viabilidade da construção de aeronaves em universidades brasileiras.

3.4 Considerações práticas

Um ponto importante a se ter em mente é o período de tempo necessário para a construção de uma aeronave deste tipo em um ambiente universitário. O autor entrou em contato com membros das *Akafliegs* em busca de estimativas (bem como outras questões relevantes a este projeto), e as respostas recebidas estão em consenso de que, enquanto no século passado aeronaves eram construídas nas universidades em poucos meses, hoje a construção de uma nova aeronave é uma empreitada que envolve gerações de alunos, podendo demorar 10 anos ou mais. Isto se deve tanto ao aumento da complexidade das aeronaves (vale aqui lembrar que as aeronaves construídas pelas *Akafliegs* geralmente buscam testar novos conceitos) quanto por conta ao maior rigor das autoridades reguladoras aeronáuticas.

Como o projeto e construção da aeronave se dão em um período de tempo tão longo, e como muitas peças são por vezes reaproveitadas de outras aeronaves ou recebidas como doações (trens de pouso, por exemplo), é difícil estimar o custo da construção de uma aeronave de voo à vela no ambiente acadêmico. Portanto, não será realizada uma análise de custo neste trabalho.

4 FILOSOFIA DE PROJETO

4.1 Missão da aeronave

Agora que o cenário está bem definido, pode-se definir a missão da aeronave a ser projetada.

A aeronave SC-1 Minerva tem como missão prover ao Departamento de Engenharia Aeronáutica da EESC-USP uma aeronave para a prática do esporte de voo à vela e para a condução de ensaios em voo. Também tem como objetivo prover aos alunos o conhecimento prático e experiência necessários para a construção de uma aeronave em material composto.

A aeronave deve ser projetada e construída na Escola de Engenharia de São Carlos. Para tanto, tendo em vista a falta de experiência prévia com a construção de uma aeronave deste tipo, é desejável que sua construção seja relativamente simples.

A aeronave deve ser capaz de ser instrumentada para ensaios em voo e outras atividades acadêmicas. Seu custo de operação e manutenção deve ser o mais barato possível, e a aeronave deve ser robusta o bastante para ser transportada, montada e operada por pessoal pouco experiente.

É desejável, porém não necessário, que a aeronave possa ser utilizada para o treinamento de pilotos (já que esta atividade é normalmente realizada com planadores comerciais já provados como plataforma de treinamento).

4.2 Propostas de configuração

4.2.1 Configuração A: Microplanador

O esboço da configuração A é mostrado na imagem 40:

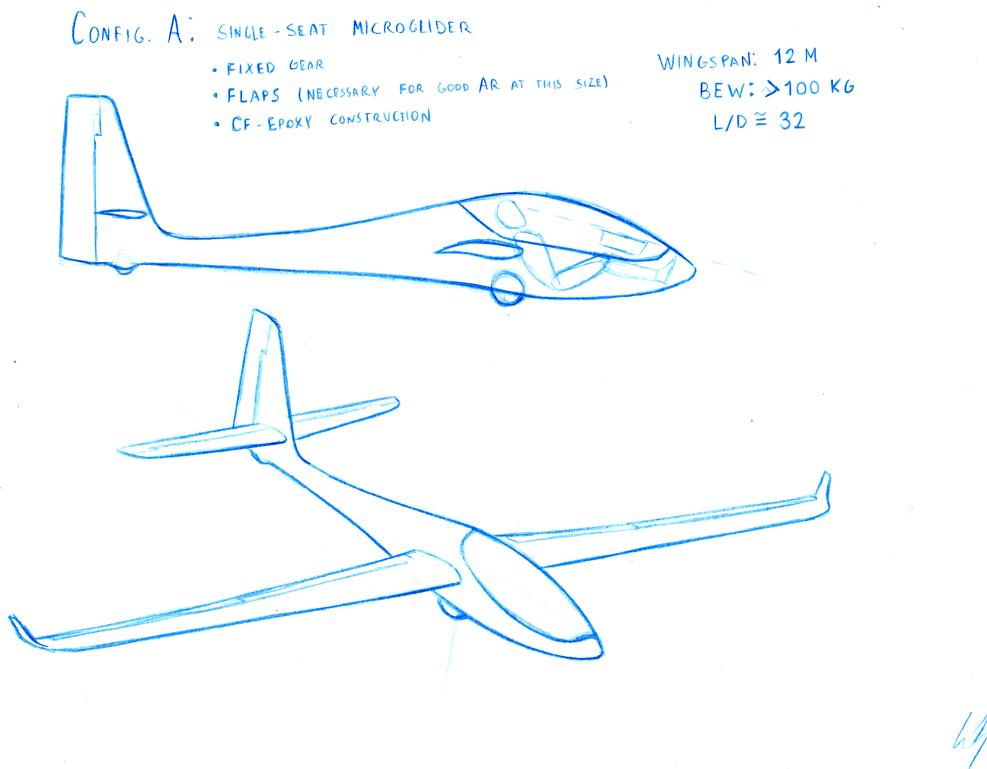


Figura 40 – Esboço da configuração A. Elaborado pelo autor.

A opção mais barata, planadores ultraleves com peso vazio abaixo de 100 kg ocupam pouco espaço, requerem menos material para construção, e podem ser construídos em menos tempo. Entretanto, trata-se de uma aeronave necessariamente monoplace e de performance reduzida. O baixo peso máximo de decolagem também limita a instrumentação da aeronave para ensaios em voo. A segurança do piloto em caso de queda na estrutura necessariamente leve é questionável.

4.2.2 Configuração B: Treinador biplace, Classe 18 Metros

O esboço da configuração B é mostrado na imagem 41:

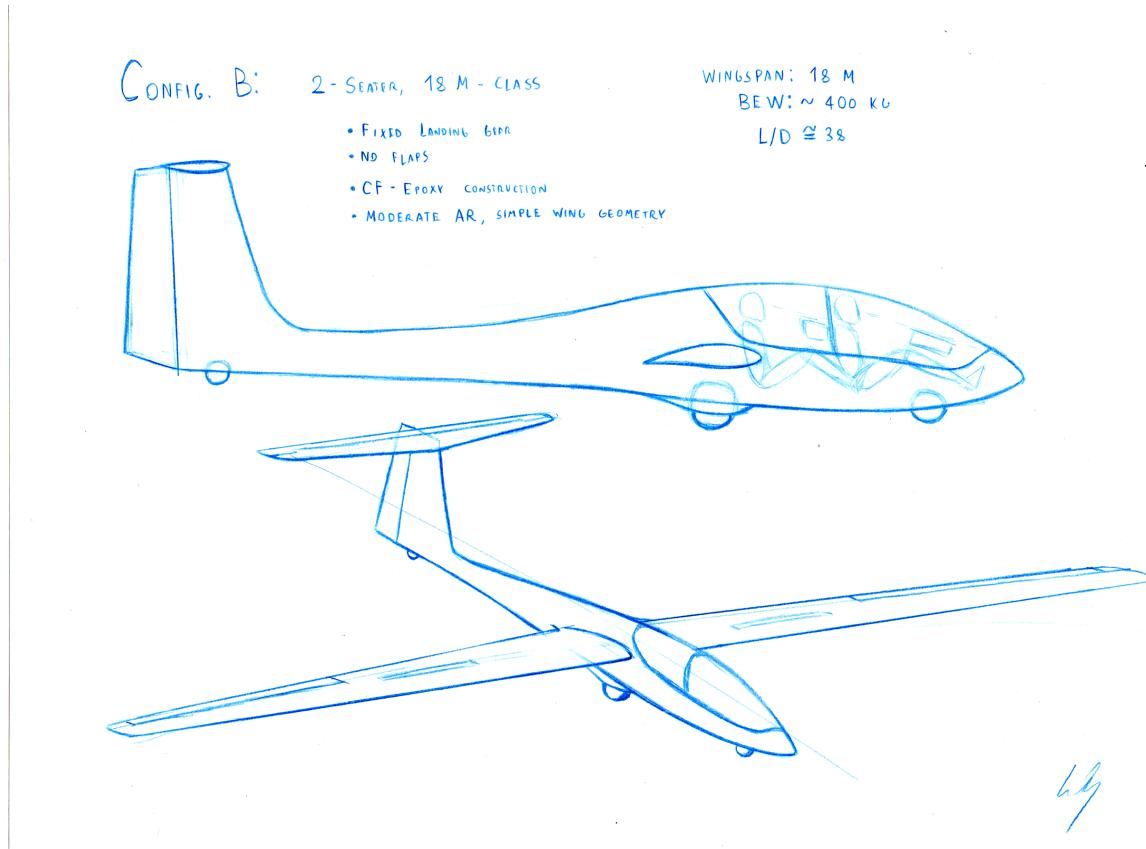


Figura 41 – Esboço da configuração B. Elaborado pelo autor.

Uma configuração de dois lugares, com trem de pouso fixo e média performance. Com uma envergadura de 18 metros, esta configuração oferece um bom equilíbrio entre alongamento, características estruturais e aeroelásticas, bem como boas características de manuseio em solo. A asa, com bordo de ataque reto, é projetada para fácil construção. Os dois assentos possibilitam que a aeronave seja utilizada para treinamento de pilotos e proporciona amplo espaço para a instalação de equipamento de ensaio em voo. No entanto, sua construção é um pouco mais cara do que a de um aparelho monoplace, e ocupará mais espaço.

4.2.3 Configuração C: Monoplace de alta performance, Classe 15 Metros

O esboço da configuração C é mostrado na imagem 42:

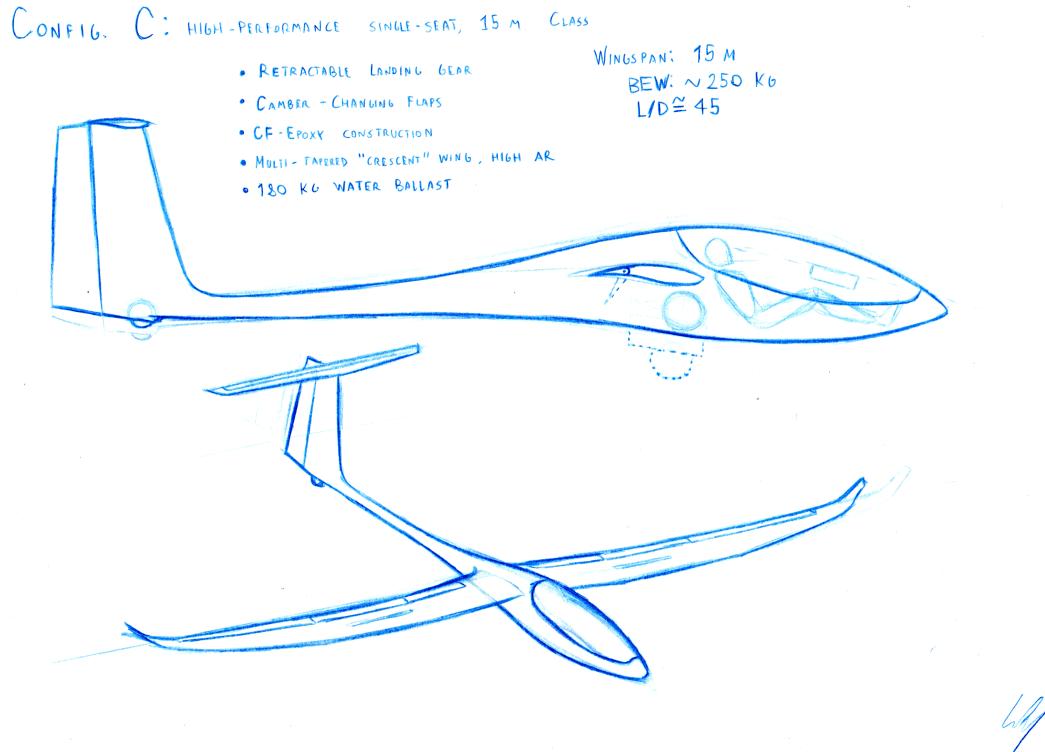


Figura 42 – Esboço da configuração C. Elaborado pelo autor.

A opção mais adequada para uso em competições, uma configuração monoplace com trem de pouso retrátil e flapes praticamente garantiria um recorde nacional de maior razão de planeio. Este é o tipo de projeto preferido pelas *Akafliegs*. Entretanto, trata-se de um projeto mais caro e cuja complexidade requer construtores experientes; portanto, embora seja um projeto interessante a longo prazo, não trata-se necessariamente da melhor escolha para uma primeira aeronave.

4.2.4 Configuração D: Motoplanador biplace

O esboço da configuração D é mostrado na imagem 43:

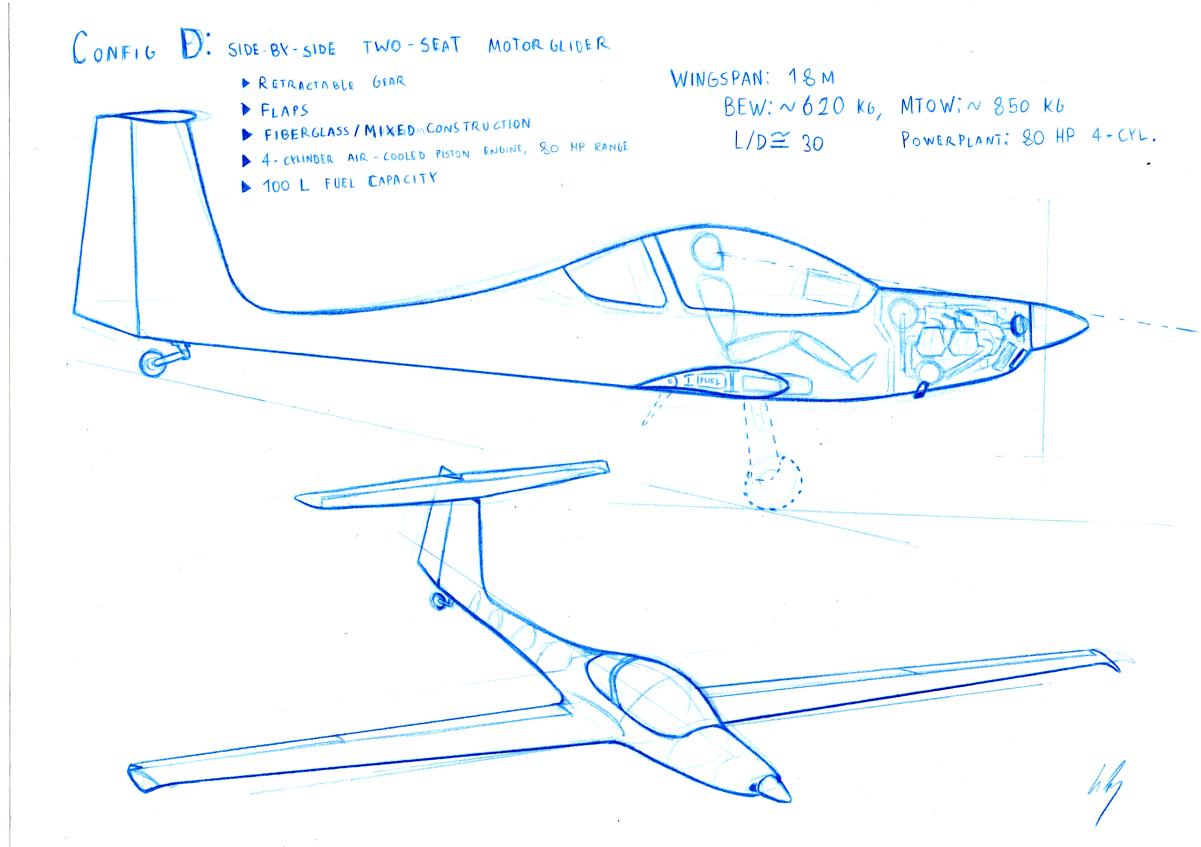


Figura 43 – Esboço da configuração D. Elaborado pelo autor.

Um motoplanador permite dispensar os métodos de lançamento ou reboque necessários para a operação de aeronaves de voo à vela convencionais; entretanto, a presença do motor e a necessidade de combustível para sua operação elimina praticamente todas as vantagens do planador em relação a uma aeronave de aviação geral.

4.2.5 Configuração E: Biplane de alta performance com sustentador elétrico, Classe 20 Metros

O esboço da configuração E é mostrado na imagem 44:

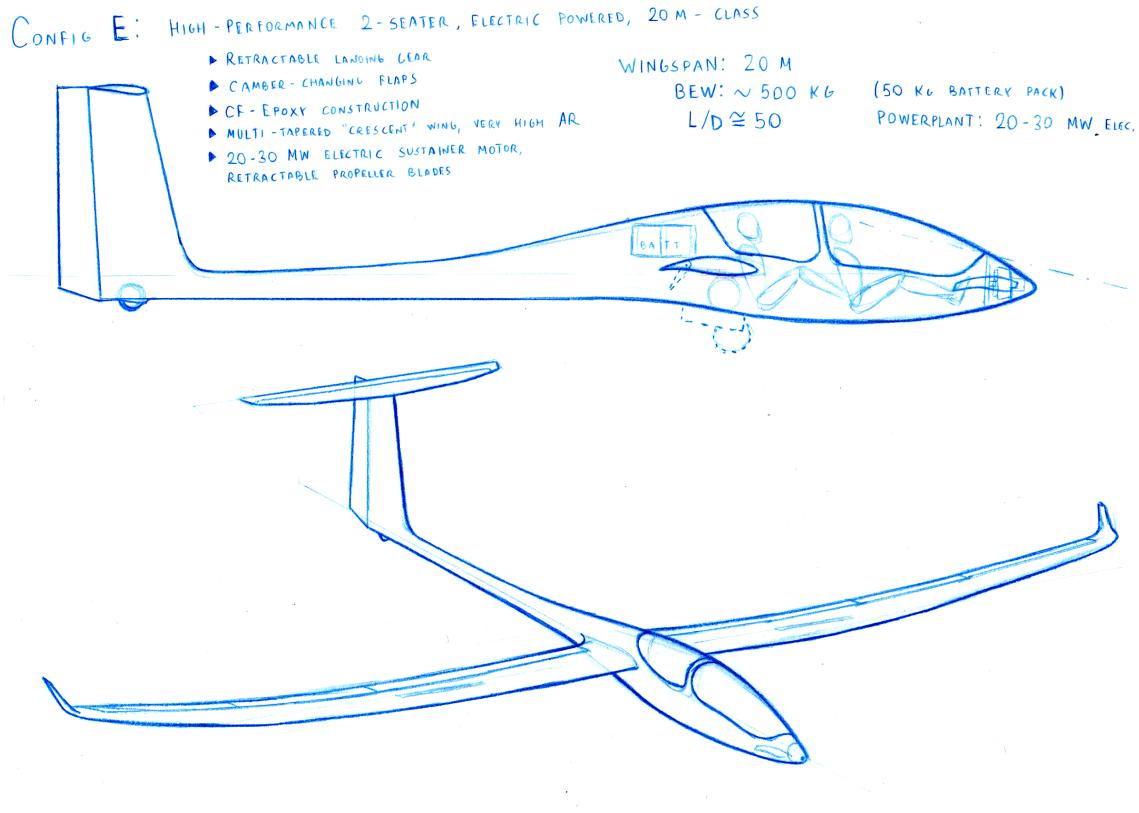


Figura 44 – Esboço da configuração E. Elaborado pelo autor.

A opção estado-da-arte, um planador biplace de alta performance com um motor elétrico e hélice rebatível no nariz traz a maior flexibilidade de operação - e o maior custo e complexidade. Atualmente este tipo de configuração propulsiva é produzido apenas por uma empresa na Eslovênia (LZ,), embora outros fabricantes estejam desenvolvendo sistemas similares.

4.3 Escolha de configuração

A configuração B é escolhida por aliar um custo de operação e construção relativamente baixo com maior flexibilidade operacional, podendo ser utilizado para o treinamento de pilotos.

Embora ocupe mais espaço de hangar do que um planador monoplace, a aeronave pode ser desmontada e acondicionada em um *trailer* como normalmente feito com planadores para traslado.

A envergadura de 18 metros (e, portanto, a classe FAI 18 metros) é escolhida por uma questão de praticidade de construção e manuseio: uma asa mais longa implica na necessidade de maior espaço para construção, e será mais suscetível a fenômenos aeroelásticos. Além disso, de acordo com Thomas, envergaduras maiores do que 18 metros resultam em uma piora significativa das características de manuseio em solo da aeronave. (THOMAS, 1999)

A empenagem em T é escolhida por conta de uma clássica questão de operação de aeronaves de voo à vela: empenagens horizontais em posições baixas tendem a sofrer impactos com o solo durante o pouso ou manuseio em solo, sendo portanto a empenagem em T a mais comum em aeronaves de voo à vela, apesar da necessidade de reforço estrutural da empenagem vertical trazida por esta configuração.

5 REQUISITOS DE PROJETO

5.1 Base de certificação

Para garantir que a aeronave possa ser operada após o término do processo de projeto, é importante ter uma base de certificação robusta já durante o a fase de projeto conceitual da aeronave, para que o resultado final seja certificável junto à autoridade aeronáutica vigente.

No Brasil, a agência reguladora relevante é a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), que por meio do RBAC 21 define regras para a certificação de produtos aeronáuticos.

Da seção 21.17, Determinação dos requisitos aplicáveis:

(b) Para classes especiais de aeronaves (planadores, dirigíveis e outras aeronaves não convencionais), incluindo motores e hélices instalados nas mesmas, para as quais não existem requisitos de aeronavegabilidade emitidos, são aplicadas partes dos requisitos de aeronavegabilidade contidos nos RBAC vigentes que sejam considerados pela ANAC como apropriados para a aeronave e aplicáveis ao projeto de tipo em questão, ou outros critérios de aeronavegabilidade considerados convenientes para prover um nível de segurança equivalente ao estabelecido pelos referidos RBAC. (ANAC, 2024)

Como não existem requisitos de aeronavegabilidade emitidos pela ANAC para planadores, e como o processo de certificação para estas aeronaves não é bem definido pelo RBAC 21, opta-se por utilizar a regulamentação europeia para aeronaves de voo à vela como principal base de certificação do projeto.

A *European Union Aviation Safety Agency* (EASA) regula a certificação de planadores por meio do regulamento CS-22 - *Certification Specifications, Acceptable Means of Compliance and Guidance Material for Sailplanes and Powered Sailplanes*. Trata-se de uma base de certificação robusta e exigente, vigente no continente em que residem o maior número de fabricantes de aeronaves de voo à vela no mundo.

O fabricante deve escolher a categoria sob a qual a aeronave será certificada, entre a categoria "*Utility*" e "*Acrobatic*". Para este projeto, opta-se pela categoria "*Utility*", mais restrita do que a categoria acrobática, mas que ainda permite a execução de algumas manobras acrobáticas caso estas sejam demonstradas com segurança em teste.

A grande maioria dos requisitos descritos na CS 22 referem-se a componentes, sistemas ou características de voo que só seriam analisados no projeto preliminar ou

detalhado. Entretanto, alguns dos requisitos, especialmente os que se referem à performance ou qualidade de voo, necessitam de um projeto cuidadoso desde a fase conceitual para que sejam atendidos pela aeronave final.

Do requisito CS 22.25, *Weight limits*:

(a) Maximum weight. The maximum weight must be established so that it is: (2) Not less than the weight which results from the empty weight of the sailplane, plus weight of occupant(s) and parachute(s) of 110 kg for a single seat sailplane or 180 kg for a two seat sailplane, plus the required minimum equipment, plus any expendable ballast and for a powered sailplane sufficient fuel for at least half an hour of flight at maximum continuous power. (EASA, 2021)

Portanto, a aeronave a ser projetada deve ser capaz de levar, no mínimo, 180 kg além de seu peso vazio.

Do requisito CS 22.49, *Stalling speed*:

(a) VS0 is the stalling speed (CAS), if obtainable, or the minimum steady speed at which the sailplane is controllable, with: (1) landing gear extended; (2) wing-flaps in the landing position; (3) air brakes retracted or extended whichever position results in the lowest value of VS0; (4) maximum weight; and (5) c.g. in the most unfavourable position within the allowable range.

(b) The stalling speed in the landing configuration must not exceed: (1) 80 km/h with: (i) air brakes retracted; and at (ii) maximum weight with water ballast tanks empty. (2) 90 km/h with: (i) airbrakes retracted, and at (ii) maximum weight with water ballast. (3) 95 km/h with: (i) airbrakes fully extended; and at (ii) maximum weight with water ballast. (EASA, 2021)

Como a aeronave a ser projetada não terá provisão para lastro alijável, a velocidade de estol em todas as configurações deve ser inferior a 80 km/h.

5.2 Objetivos de performance

Definimos com base nos requisitos de certificação e na missão da aeronave os objetivos de performance descritos na tabela 1:

Tabela 1 – Objetivos de Performance

Parâmetro	L/D (Glide Ratio)	Minimum Sink	V_S (Stall Speed)	V_{NE}
Objetivo Mínimo	38	1 m/s (CS 22)	80 km/h (CS 22)	270 km/h
Objetivo Desejado	39	0.6 m/s	70 km/h	280 km/h

6 BASE DE DADOS

6.1 Aeronaves escolhidas

Foram escolhidas 11 aeronaves de voo à vela biplace, sendo a maior parte delas aeronaves de trem de pouso fixo, com alguns *outliers* incluindo aeronaves de alta performance com asa flapeada e trem de pouso retrátil (ASG 32, *Arcus*) e um planador acrobático com razão de planeio relativamente baixa (MDM-1 *Fox*). As figuras 45 e 46 mostram as aeronaves do banco de dados em plotes que permitem a visualização de sua razão de planeio, alongamento, envergadura e peso vazio.

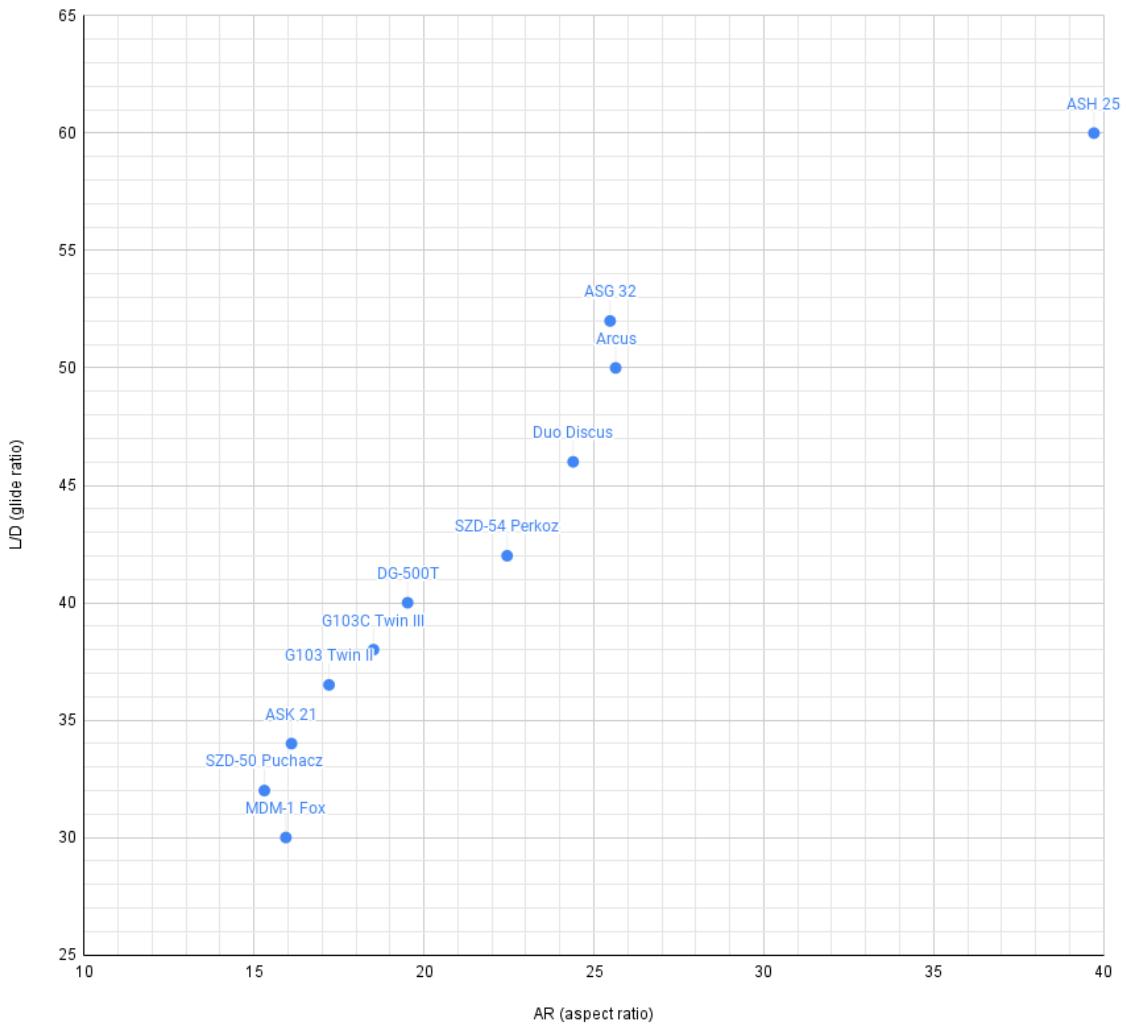


Figura 45 – Dados de L/D por alongamento das aeronaves da base de dados. Elaborado pelo autor.

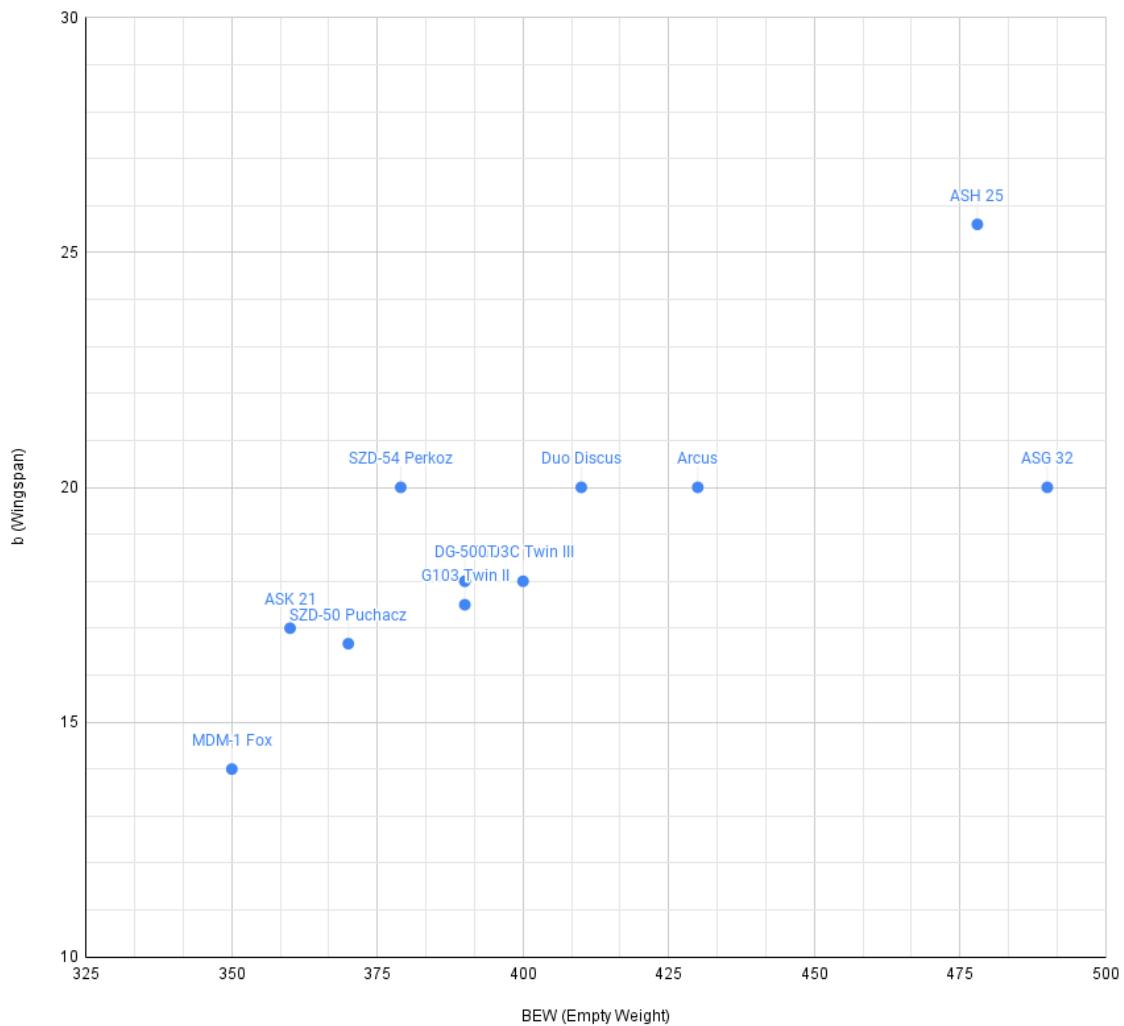


Figura 46 – Dados de envergadura por peso vazio das aeronaves da base de dados. Elaborado pelo autor.

A planilha do banco de dados está inclusa na seção de anexos. Entre as aeronaves escolhidas, o G103, SZD-50 e ASK 21 são de particular interesse como parâmetros de referência, por se tratarem de aeronaves com configuração e missão muito similares à aeronave projetada: treinadores biplace com trem de pouso fixo e asas sem dispositivos hipersustentadores. As figuras 47, 48 e 49 apresentam as aeronaves G103, SZD-50 e ASK 21, respectivamente. Note a configuração similar das aeronaves, em particular a asa média e o trem de pouso fixo com três rodas.



Figura 47 – Grob G103. Foto do autor.



Figura 48 – SZD-50 *Puchacz*. Foto do autor.



Figura 49 – Schleicher ASK 21. Fonte: Steve Foster via [Wikimedia Commons](#)

Os dados utilizados nesta seção foram coletados a partir de documentação disponível publicamente, como os certificados de tipo dos planadores junto à EASA. (EASA, 2007a) (EASA, 2011) (EASA, 2020) (EASA, 2022c) (EASA, 2022a) (EASA, 2022b) (EASA, 2009) (EASA, 2017) (EASA, 2007b)

Entretanto, alguns dos dados coletados no banco de dados não são facilmente encontrados, como por exemplo, dimensionamento de superfícies de controle. Para a estimativa de tais dados, foram procurados desenhos em três vistas disponíveis publicamente para cada aeronave: por exemplo, a fabricante Alexander Schleicher GmbH disponibiliza os desenhos em três vistas de suas aeronaves em seu *website*. (AS,) Então, utilizando-se a envergadura como dimensão de referência, os outros parâmetros de referência foram calculados a partir dos desenhos.

Como a qualidade dos desenhos utilizados varia, não é possível garantir a precisão dos dados coletados; entretanto, são boas aproximações que servem ao propósito de alimentar uma análise paramétrica. Na planilha disponível na seção de apêndices, os dados obtidos desta forma estão sob a seção marcada na cor laranja.

7 ANÁLISE PARAMÉTRICA

7.1 Área da asa (S_w) e Alongamento (AR)

Começamos a análise paramétrica com uma estimativa de área de asa. Como a envergadura do projeto é fixa em 18 metros, a área alar será definida ajustando-se o alongamento.

O alongamento é o parâmetro com maior influência na performance da aeronave; conforme explorado por Thomas e Gudmundsson, existe uma relação empírica praticamente linear entre o alongamento e a razão de planeio em aeronaves de voo à vela.

Entretanto, como estamos projetando uma aeronave sem flapes, não podemos escolher um AR excessivamente alto porque é necessária uma área de asa relativamente grande.

Optou-se por um $AR = 19.4$, um pouco maior do que as principais aeronaves de referência (ASK 21, G 103, SZD-50), porém ainda fornecendo uma área de asa de $16.7 m^2$, ligeiramente maior do que a média do banco de dados. A figura 50 mostra o ponto escolhido em relação ao banco de dados.

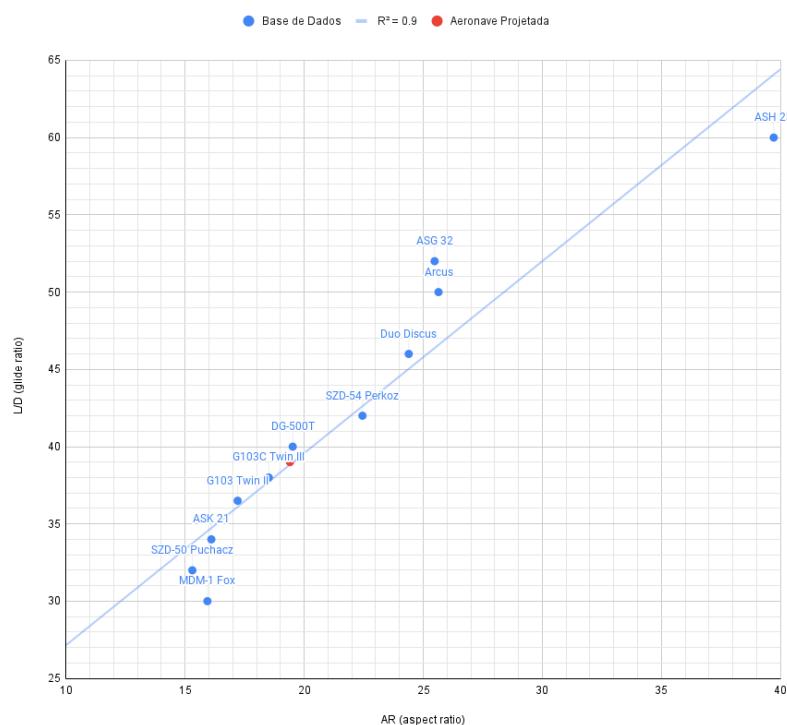


Figura 50 – Ponto escolhido de razão de planeio por alongamento. Elaborado pelo autor.

Para esta área de asa e envergadura, tem-se uma corda média aerodinâmica de $c_{MAC} = 0.93m$. Foi escolhido um afilamento de 0.42, dando uma corda na raiz de 1.31 m, e uma corda de ponta de 0.55 m.

7.2 Carga alar (W/S), Peso vazio(W_e) e Peso bruto (W_g)

A CS 22 estipula que o peso bruto para um planador biplace não deve ser menor do que o peso vazio mais 180 kg. Portanto, definimos o peso bruto como o peso vazio mais dois tripulantes equipados com pára-quedas, de 100 kg cada, para um total de 200 kg.

Thomas propõe a existência uma razão direta entre o alongamento e o peso vazio, o que é corroborado pelo banco de dados - quanto maior a envergadura de asa e quanto maior seu alongamento, mais pesada é a estrutura necessária para suportar o carregamento atuante na asa. Desta forma, ajustamos o peso com base na envergadura e alongamento de tal forma que este esteja ajustado à tendência do banco de dados. A figura 51 mostra o ponto escolhido de alongamento por peso vazio. A figura 52 mostra o ponto escolhido de envergadura por peso vazio.

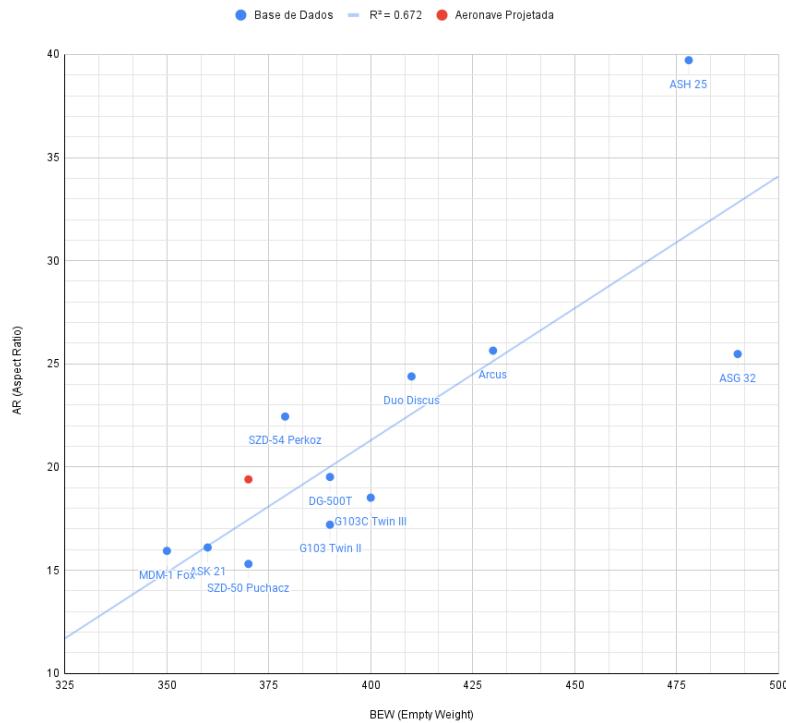


Figura 51 – Ponto escolhido de alongamento por peso vazio. Elaborado pelo autor.

Chegamos em um peso vazio de 370 kg, peso bruto de 570 kg e, com uma área de asa de $16.7 m^2$, temos uma carga alar de $34.13 kg/m^2$. A figura 53 mostra o ponto escolhido de alongamento por carga alar.

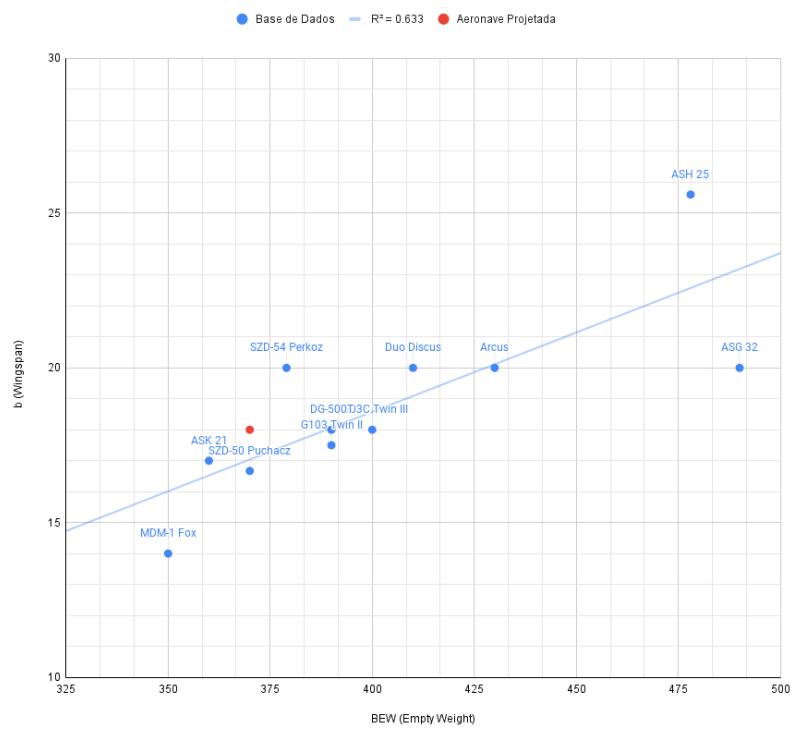


Figura 52 – Ponto escolhido de envergadura por peso vazio. Elaborado pelo autor.

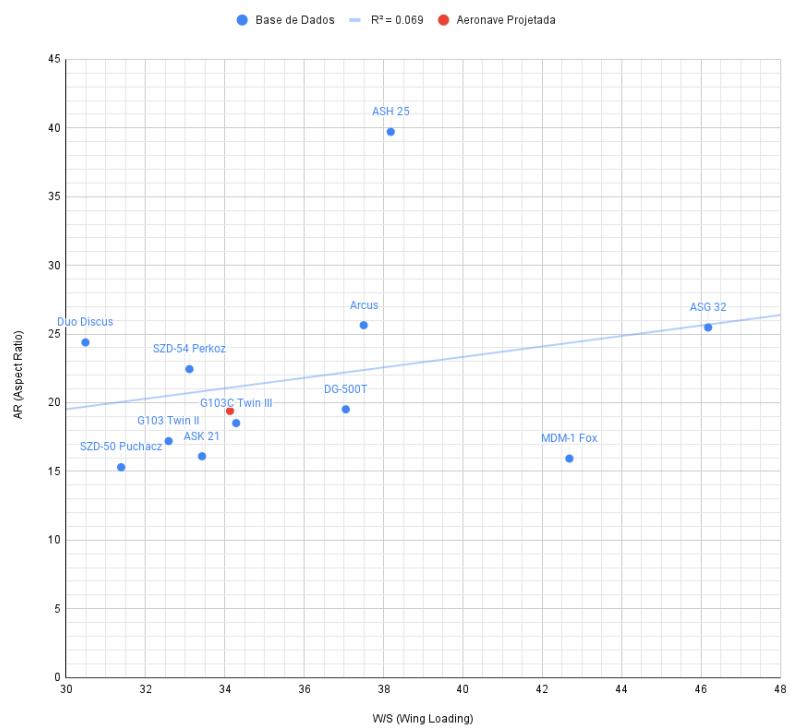


Figura 53 – Ponto escolhido de alongamento por carga alar. Elaborado pelo autor.

Um peso vazio de 370 kg é ligeiramente otimista em relação aos planadores da mesma classe no banco de dados, porém a maior parte destas aeronaves foi projetada nos anos 1970 e 1980 em fibra de vidro. Como a aeronave projetada utilizará uma estrutura toda em fibra de carbono, é esperada uma redução no peso vazio e portanto julga-se esta uma boa estimativa.

7.3 Peso máximo de decolagem (W_{max})

Definimos o peso máximo de decolagem como o peso vazio mais dois tripulantes de 115 kg cada. Portanto,

$$W_g = 600 \text{ kg}$$

7.4 Dimensionamento da fuselagem

Com base no banco de dados, escolhemos arbitrariamente um comprimento de 8.4 metros, próximo da média do banco de dados e similar aos planadores ASK 21 e SZD-50, aeronaves muito similares ao SC-1 Minerva (sem flapes e com trem de pouso fixo).

Para a largura e altura máximas da fuselagem, na área da cabine, tomamos valores um pouco maiores do que a média do banco de dados, porém próximos dos parâmetros da aeronave Grob G 103: 0.75m de largura e 1.05m de altura.

7.4.1 Posição da longarina

A posição onde a longarina passa pela fuselagem foi estimada para cada aeronave do banco de dados como sendo a posição de 1/4 da corda de asa na raiz. Este parâmetro é relevante para determinar quanto espaço estará disponível para a cabine, e também para o cálculo do braço de empenagem.

Escolhemos a média do banco de dados, uma posição de 2.9 metros em relação ao nariz.

7.5 Dimensionamento da empenagem

Para o dimensionamento da empenagem, será utilizado o método do coeficiente de volume de cauda. Para tal, é necessário saber o braço da empenagem em relação à asa.

7.5.1 Determinação do braço de empenagem

Sabemos a posição da asa em relação ao nariz da aeronave; portanto, para o cálculo do braço de empenagem, basta tomar o comprimento da fuselagem atrás da longarina e subtrair 3/4 da corda da raiz do estabilizador desejado.

Entretanto, a corda da raiz depende da área, do afilamento e do alongamento do estabilizador. Podemos fixar um alongamento e afilamento, mas a área depende diretamente do braço de empenagem; portanto, se o comprimento da fuselagem é fixo, este torna-se um processo iterativo.

Para o estabilizador vertical, um alongamento $AR = 1.5$ foi escolhido conforme a recomendação dada por Thomas (THOMAS, 1999). Da mesma maneira, um alongamento de $AR = 6$ foi escolhido para o estabilizador vertical. Os afilamentos de ambas as superfícies foram escolhidos com base no banco de dados: 0.65 para o estabilizador vertical e 0.56 para o estabilizador horizontal.

Dados estes valores, o braço da empenagem horizontal é de $L_{ht} = 4.97$ metros; e o braço da empenagem vertical é de $L_{vt} = 4.62$ metros.

7.5.2 Área do estabilizador horizontal (S_{ht})

$$S_{ht} = \frac{C_{vt} S_w c_{mac}}{L_{vt}}$$

O valor do coeficiente do volume de cauda escolhido para o estabilizador horizontal foi de $C_{ht} = 0.590$, resultando em uma área de $S_{ht} = 1.84 \text{ m}^2$.

7.5.3 Área do estabilizador vertical (S_{vt})

$$S_{vt} = \frac{C_{ht} S_w b}{L_{ht}}$$

O valor do coeficiente do volume de cauda escolhido para o estabilizador vertical foi de $C_{vt} = 0.022$, resultando em uma área de $S_{vt} = 1.43 \text{ m}^2$.

7.6 Dimensionamento das superfícies de controle

Para o dimensionamento das superfícies de controle, utilizou-se a razão entre a área da superfície de controle e a área da superfície aerodinâmica onde aquela se encontra, escolhida a partir da base de dados.

7.6.1 Área dos ailerons (S_a)

A área de ambos os ailerons é de 1.09 m^2 , e seu ponto de articulação está a 16% da corda da asa a partir do bordo de fuga.

7.6.2 Área do profundor (S_e)

A área do profundor é de 0.59 m^2 , e seu ponto de articulação está a 32% da corda do estabilizador horizontal a partir do bordo de fuga.

7.6.3 Área do leme (S_r)

A área do leme é de $0.52\ m^2$, e seu ponto de articulação está a 37% da corda do estabilizador vertical a partir do bordo de fuga.

7.7 Freios aerodinâmicos

Optou-se por utilizar freios aerodinâmicos *off-the-shelf*, os mesmos utilizados pelo Grob G 103. Portanto, o comprimento de cada freio aerodinâmico é de 1.4 m e a área frontal é de $0.504\ m^2$.

8 ESCOLHA DOS PERFIS AERODINÂMICOS

Para a análise inicial dos perfis aerodinâmicos, será utilizado o *software* XFLR5, que emprega o Xfoil (DREL A, 1989) para a análise dos perfis 2D.

Embora os resultados computacionais obtidos a partir desse programa não possam ser considerados definitivos, o *loop IBL* (*Interactive Boundary Layer*) implementado pelo Xfoil para o cálculo de efeitos viscosos em perfis 2D o tornam uma ferramenta adequada para a análise inicial de perfis de fluxo laminar e em Reynolds relativamente baixo, onde os efeitos viscosos são importantes.

Com base na estimativa inicial das velocidades de estol e de melhor planeio obtidas parametricamente pelo banco de dados, estimamos os números de Reynolds para cada uma das superfícies aerodinâmicas para as análises de perfil 2D. Também podemos estimar o coeficiente de sustentação necessário para que a velocidade de estol na condição MTOW (peso máximo de decolagem) seja 70 Km/h:

$$C_{L_{target}} = \frac{2L}{\rho V^2 S_{ref}} = \frac{2 * 9.81 * 600}{1.22 * (70/3.6) * 16.7} = 1.53$$

Esta será considerada a condição mínima para garantir que a velocidade de estol da aeronave final esteja dentro dos parâmetros certificáveis, e para que a decolagem da aeronave seja possível em uma velocidade razoável.

8.1 Perfil aerodinâmico da asa

Foram selecionados diversos aerofólios já utilizados em aeronaves de voo à vela a partir tanto de exemplos dados por Thomas (THOMAS, 1999) quanto a partir da *Incomplete Guide to Airfoil Usage* (LEDNICKER,), uma lista de aerofólios por aeronave mantida pelo grupo de aerodinâmica aplicada da Universidade de Illinois Urbana-Champaign.

Então, estes perfis foram analisados no XFLR5 e comparados com base em uma série de fatores, mas com foco em dois parâmetros principais: seu $C_{L_{max}}$ na condição de estol ($Re = 1.47 * 10^6$) e seu C_L/C_D na condição estimada de melhor planeio ($Re = 2.48 * 10^6$). A figura 54 mostra as curvas de $C_{Lx\alpha}$ dos perfis selecionados, e a figura 55 mostra as curvas $C_L/C_{Dx\alpha}$ para os mesmos perfis.

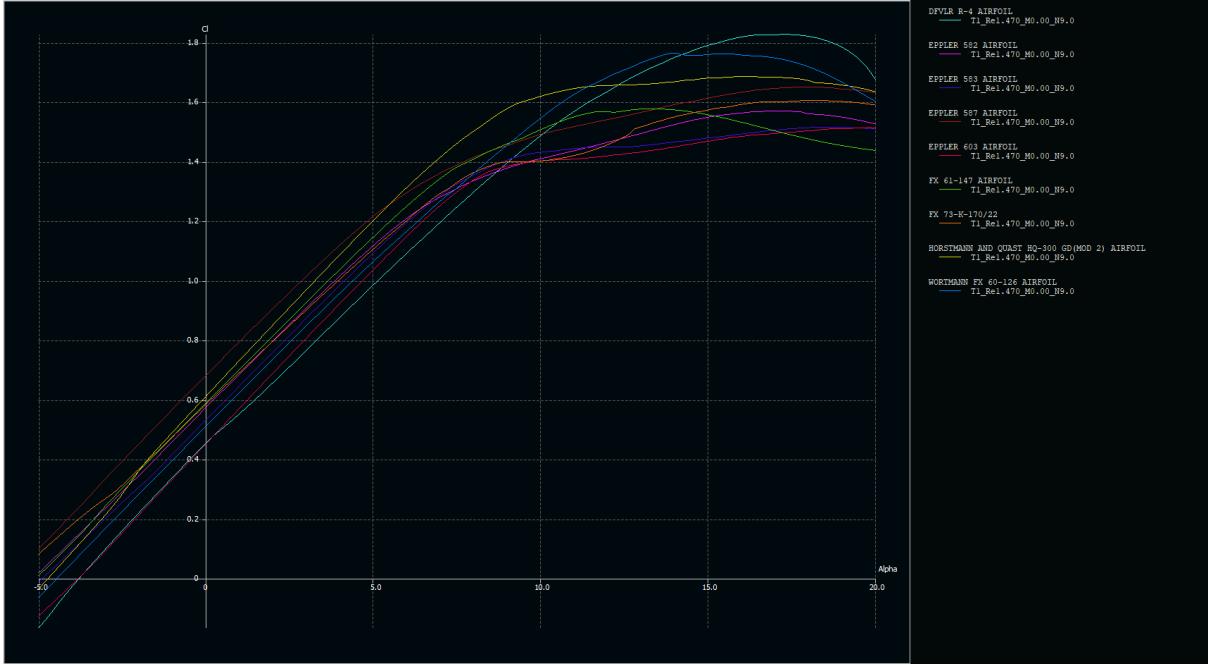


Figura 54 – Comparação da curva C_L x α dos perfis 2D analisados, $Re = 1.47 * 10^6$.
Elaborado pelo autor.

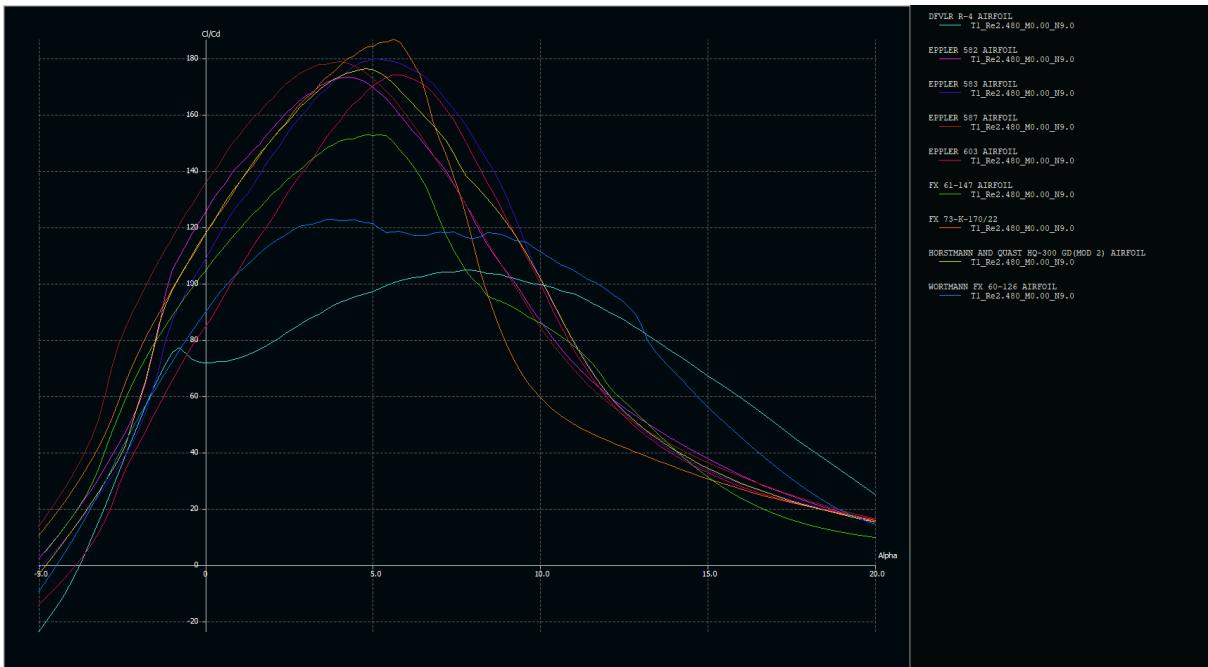


Figura 55 – Comparação da curva C_L/CD x α dos perfis 2D analisados, $Re = 2.48 * 10^6$.
Elaborado pelo autor.

Então, foi feita a análise dos dados em uma planilha, aonde os parâmetros de interesse foram calculados conforme mostrado na figura 56:

Airfoil	Thickness (% Chord)	Alpha at MTOW t/o (CL 1.53)	L/D at MTOW t/o	Alpha_CLmax x 1.47e6 Re	CL_max 1.47e6 Re	Alpha Margin	Alpha_LDmax 2.48e6 Re	L/D max 2.48e6 Re
DFVLR R-4	13.4	10.5	87	17.4	1.83	6.9	7.8	105
Eppler 582	14.8	14.7	34	17.0	1.57	2.3	4.2	173
Eppler 583	16.5	N/A	N/A	18.8	1.52	N/A	5.0	180
Eppler 587	16.7	11.5	60	17.8	1.65	6.3	4.0	179
Eppler 603	19.0	N/A	N/A	19.8	1.51	N/A	5.8	174
FX 61-147	14.8	10.5	71	13.2	1.58	2.7	5.2	153
FX 73-K-170/22	17.1	13.3	34	18.2	1.61	4.9	5.6	187
HQ-300 GD	16.6	8.4	122	16.2	1.69	7.9	4.8	176
FX 60-126	12.6	9.8	100	14.0	1.77	4.2	3.8	123

Figura 56 – Dados de interesse dos aerofólios analisados. Elaborado pelo autor.

As células da planilha estão coloridas de tal forma que uma célula verde indica que aquele aerofólio possui o melhor valor para um parâmetro específico, e laranja significa o pior valor para aquele parâmetro. Os aerofólios Eppler 603 e Eppler 508 apresentam células em vermelho porque não chegaram à condição de $C_l = 1.53$ para $Re = 1.47 * 10^6$. "Alpha Margin" foi o nome dado à distância entre o ângulo de ataque de estol e o ângulo de ataque necessário para atingir $C_l = 1.53$ - um parâmetro qualitativo para estimar a margem de erro disponível, já que na asa tridimensional os valores de $C_{l_{max}}$ tendem a cair.

A escolha do perfil da asa é determinada por diversos fatores: Obviamente, queremos um L/D_{max} elevado, porém como descrito por Thomas (THOMAS, 1999) isto não é suficiente: deseja-se também que este L/D_{max} seja atingido no menor ângulo de ataque possível. Também queremos um alto $C_{l_{max}}$ para que as velocidades de estol e de decolagem sejam reduzidas, porém também desejamos que durante a decolagem, o alto C_l não venha com uma penalidade demasiada grande de arrasto, e desejamos ainda que o ângulo de ataque durante a decolagem seja o menor possível, um fator importante para planadores com trem de pouso fixo.

Também é desejável para este projeto que o aerofólio tenha uma espessura relativamente alta. A escolha da espessura do perfil é uma questão complexa que envolve diversos *tradeoffs*: perfis de maior espessura são mais suscetíveis à contaminação, e a tendência para aeronaves de voo à vela de alta performance para competição é o uso de aerofólios mais finos. Entretanto, perfis mais espessos conferem a vantagem de proporcionar mais espaço para componentes internos (como o freio aerodinâmico) e resultam em estruturas mais leves e robustas. Aqui, opta-se pela redução de peso oferecida por esta opção.

Para facilitar a escolha, foram elegidos os três parâmetros mais importantes e montada uma matriz de decisão, exibida na figura 57:

Airfoil	Thickness (% Chord)	L/D at MTOW t/o	Alpha Margin	L/D max 2.48e6 Re
DFVLR R-4	13.4	87	6.9	105
Eppler 582	14.8	34	2.3	173
Eppler 583	16.5	N/A	N/A	180
Eppler 587	16.7	60	6.3	179
Eppler 603	19.0	N/A	N/A	174
FX 61-147	14.8	71	2.7	153
FX 73-K-170/22	17.1	34	4.9	187
HQ-300 GD	16.6	122	7.9	176
FX 60-126	12.6	100	4.2	123

Figura 57 – Matriz de decisão do perfil da asa. Elaborada pelo autor.

Com esta visão de escopo reduzido, é fácil identificar que apenas dois aerofólios desta lista são aceitáveis em todas as características: o Eppler 587 e o Hortsman & Quast HQ-300. Ambos possuem razões L/D_{max} relativamente elevadas, e ambos oferecem vasta margem de erro para a condição de decolagem. Embora o Eppler 587 possua a maior razão L/D_{max} entre os dois, a diferença é pequena, e a razão L/D na condição de decolagem do HQ-300 é a maior entre todos os perfis considerados. Portanto, o perfil Hortsman & Quast HQ-300 foi escolhido para a asa.

A figura 58 mostra o perfil escolhido para a asa. As figuras 59, 60 e 61 apresentam as curvas de interesse do perfil 2D obtidas a partir do XFLR5.

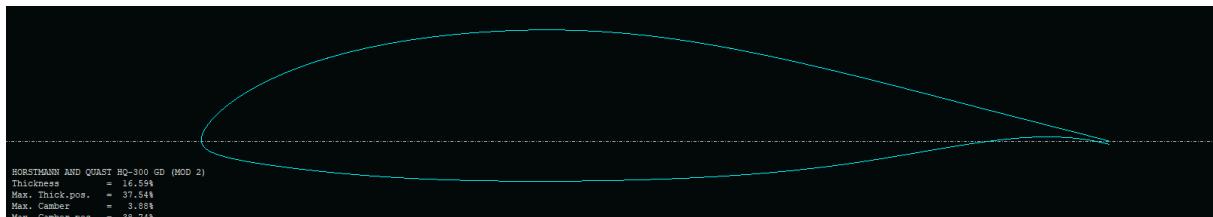


Figura 58 – Perfil Hortsman & Quast HQ-300.

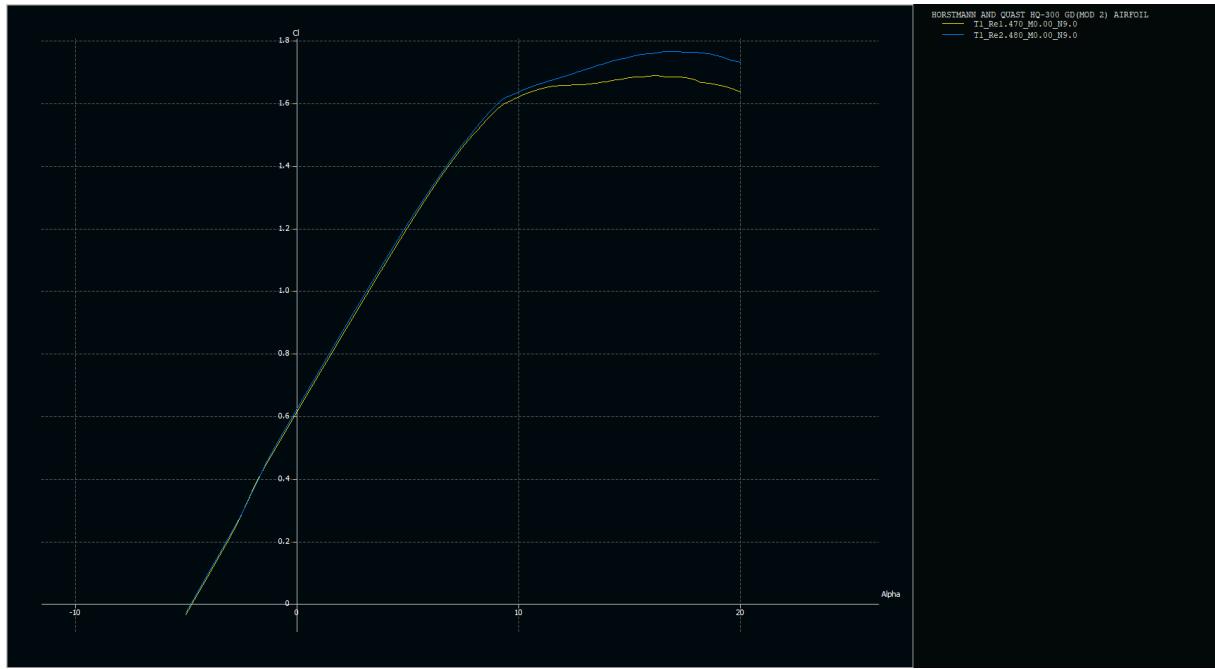


Figura 59 – Curva C_L x α do perfil HQ-300 para as duas condições de Reynolds. Elaborado pelo autor.

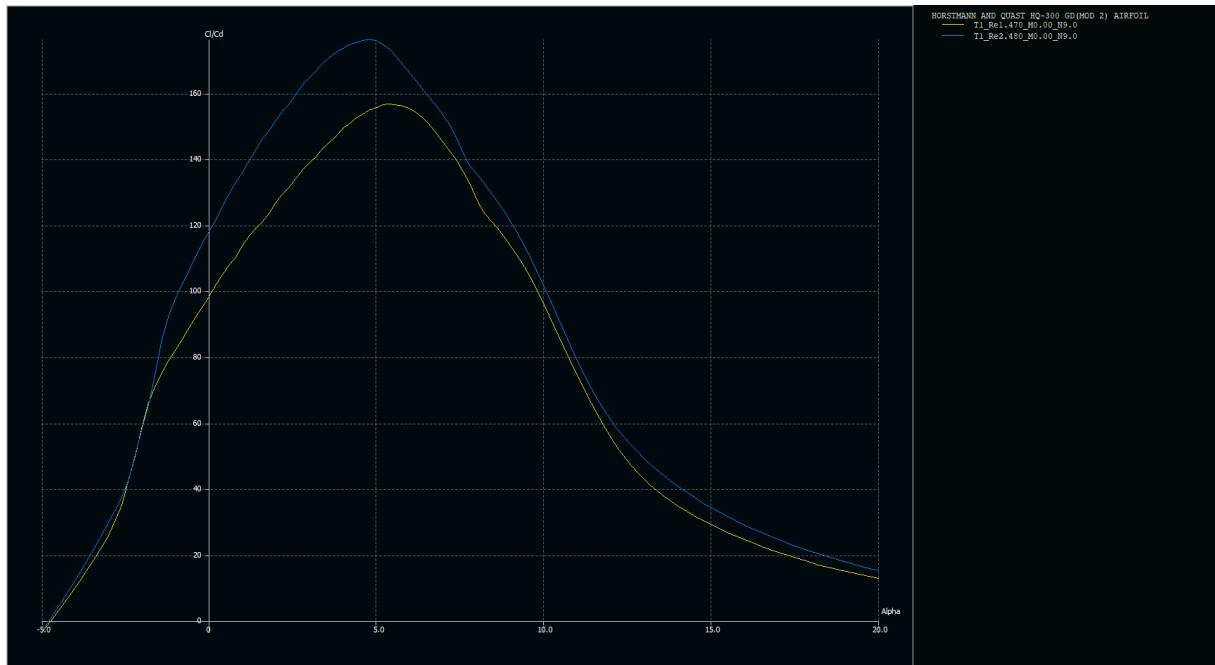


Figura 60 – Curva C_L/C_D x α do perfil HQ-300 para as duas condições de Reynolds. Elaborado pelo autor.

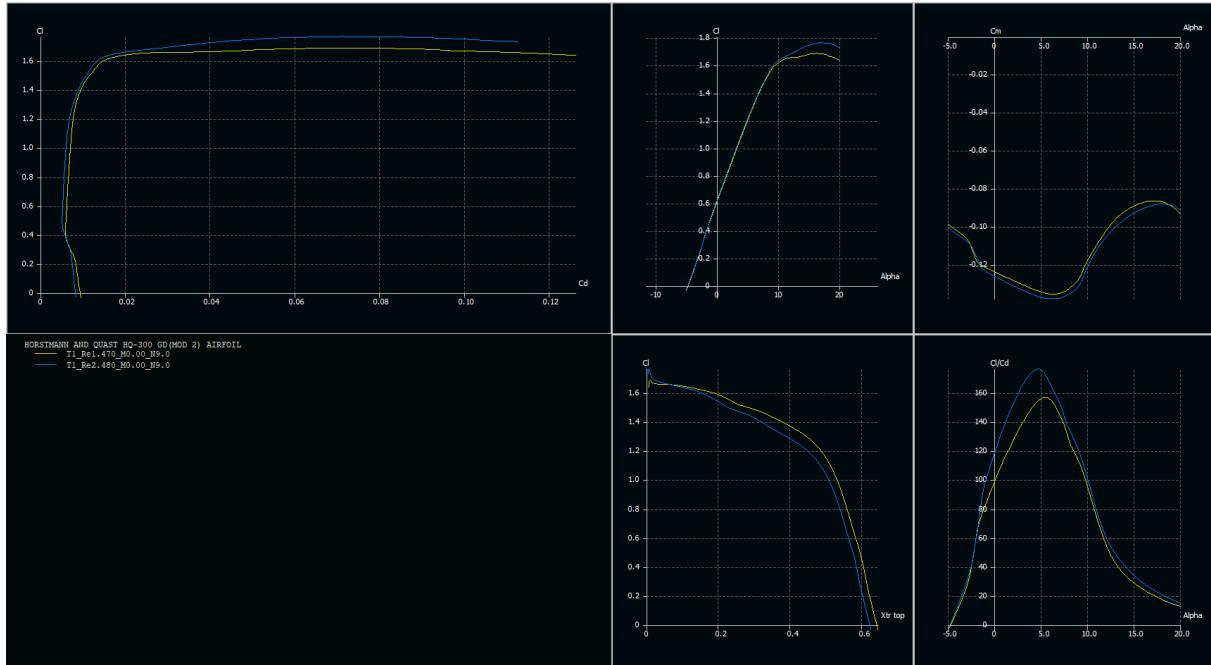


Figura 61 – Polares do perfil HQ-300.

8.2 Perfis aerodinâmicos da empunagem

Diferentemente dos perfis de asa, informações sobre quais são os perfis utilizados na empunagem em aeronaves já existentes são escassas. Os perfis simétricos da série NACA 4-dígitos seriam escolhas óbvias, porém gostaríamos de utilizar um perfil de fluxo laminar se possível.

Para o perfil do estabilizador horizontal, Thomas (THOMAS, 1999) apresenta o Wortmann FX 71-L-150/20 como um bom candidato para esta tarefa, sendo empregado em diversas aeronaves. Sua espessura máxima de 15% também se encaixa na estimativa paramétrica do banco de dados. Portanto, este será o perfil escolhido para a empunagem horizontal.

A figura 62 mostra o perfil escolhido para o estabilizador horizontal. A figura 63 apresenta as curvas de interesse do perfil 2D obtidas a partir do XFLR5.

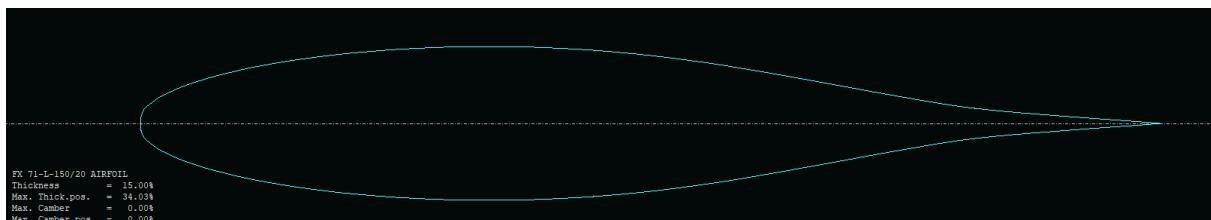


Figura 62 – Perfil FX 71-L-150/20.

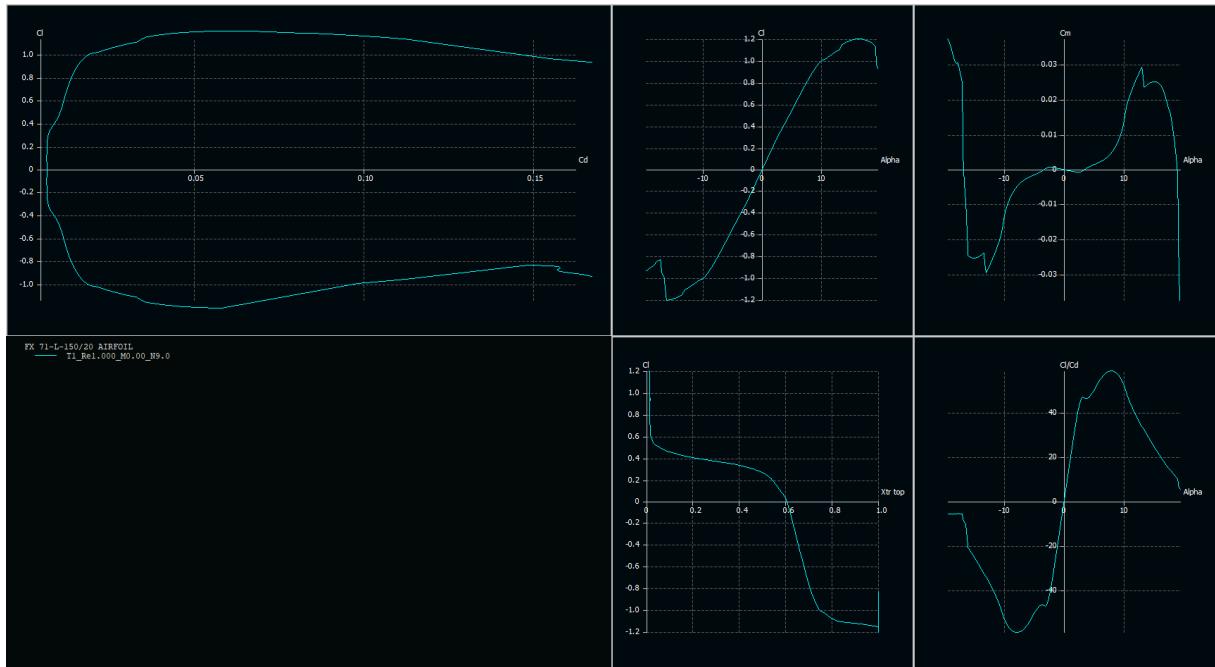


Figura 63 – Polares do perfil FX 71-L-150/20, escolhido para a empenagem horizontal.
Elaborado pelo autor.

Para o estabilizador vertical, escolhe-se arbitrariamente o Wortmann FX 79-L-120, um perfil da mesma família do FX 71-L-150/20, porém com 12% de espessura máxima.

A figura 64 mostra o perfil escolhido para o estabilizador vertical. A figura 65 apresenta as curvas de interesse do perfil 2D obtidas a partir do XFLR5.

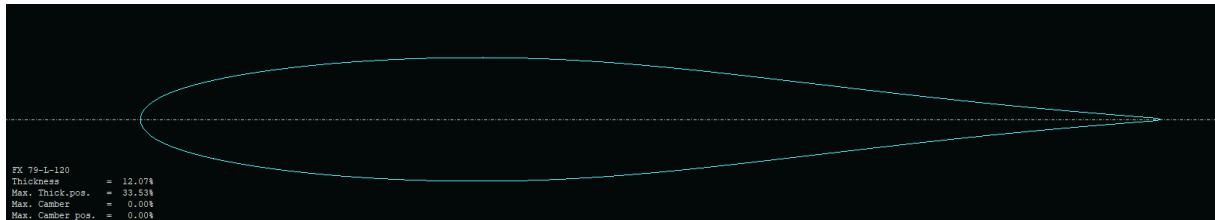


Figura 64 – Perfil FX 79-L-120.

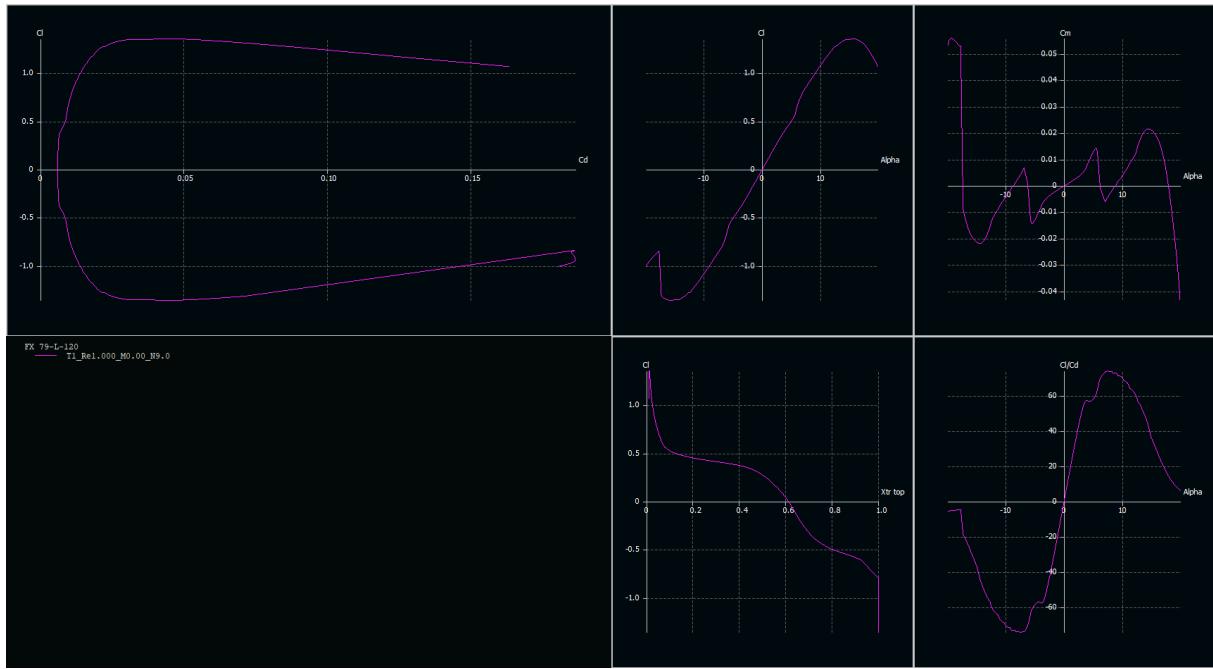


Figura 65 – Polares do perfil FX 79-L-120, escolhido para a empenagem vertical. Elaborado pelo autor.

9 LAYOUT DE FUSELAGEM E CABINE

9.1 Dimensionamento da cabine

Como a aeronave será empregada por um grupo de voo acadêmico, é desejável que a aeronave seja acessível ao maior número de pessoas possível. Portanto, a cabine será projetada para acomodar tripulações com altura variando desde o 5º percentil feminino até o 95º percentil masculino.

A referência utilizada para as dimensões antropométricas é o NASA-STD-3000 *Man-Systems Integration Standards*. (NASA, 1995) Com base nos dados ali apresentados, foram desenhados os manequins mostrados na figura 66:

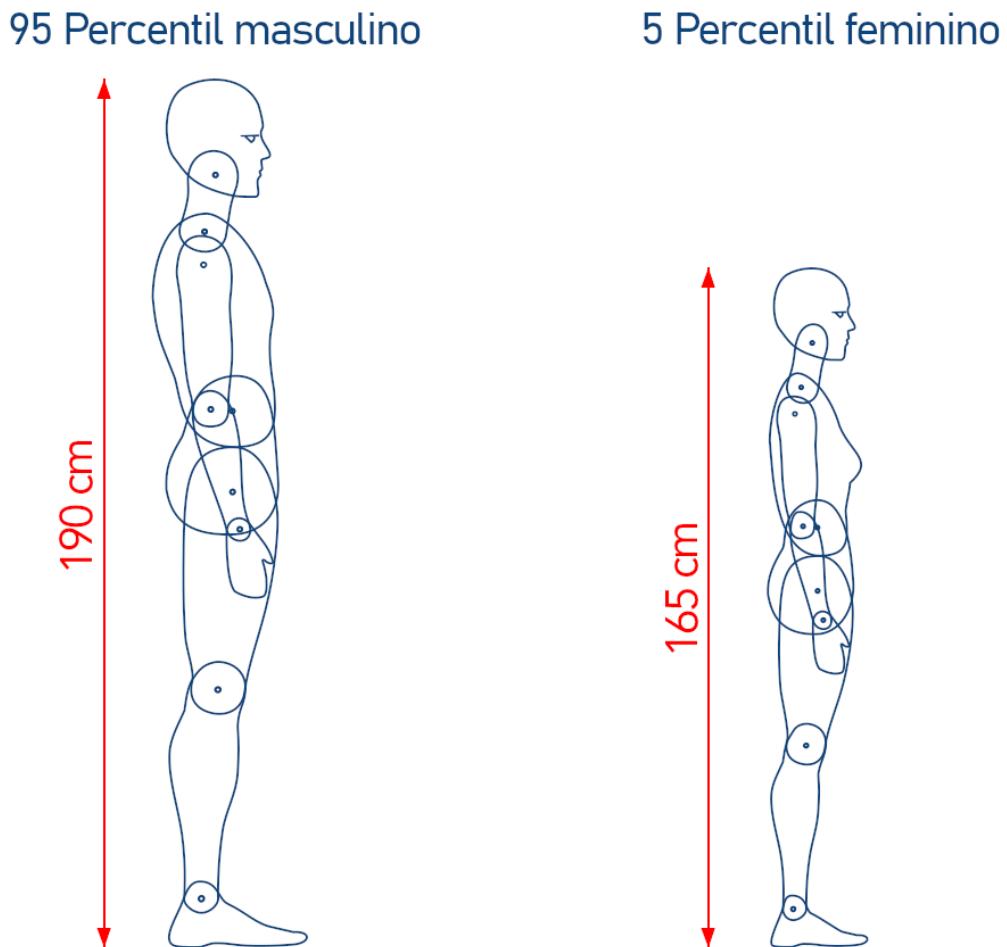


Figura 66 – Manequins antropométricos confeccionados para o dimensionamento da cabine.
Elaborado pelo autor.

Então, a condição mais crítica - com os dois assentos ocupados por manequins

do 95º percentil - é colocada dentro das dimensões estimadas da cabine, e o formato da fuselagem é desenhado em volta dos tripulantes, como mostrado na figura 67:

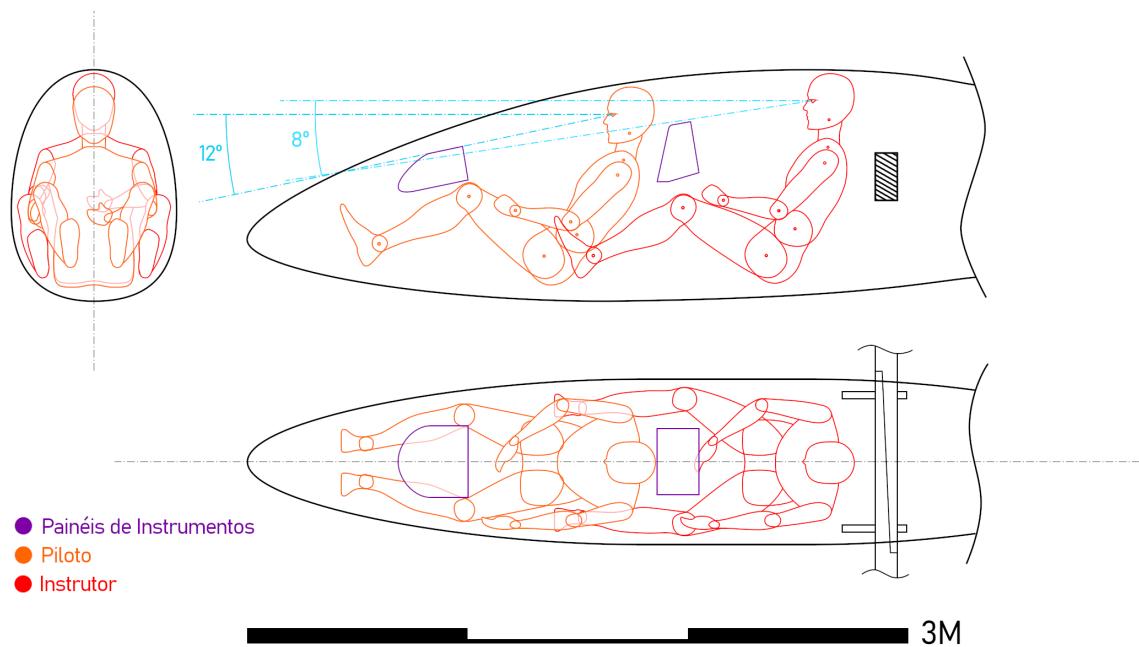


Figura 67 – Estimando o tamanho de cabine para a condição mais crítica. Elaborado pelo autor.

Então, a linha do canopi, os controles e painel de instrumento são desenhados, e os assentos são projetados para serem ajustáveis de tal forma a garantir que tripulantes do 5º percentil sejam capazes de ter a mesma linha de visada sobre o painel de instrumentos e acessar os comandos de voo, como mostrado na figura 68:

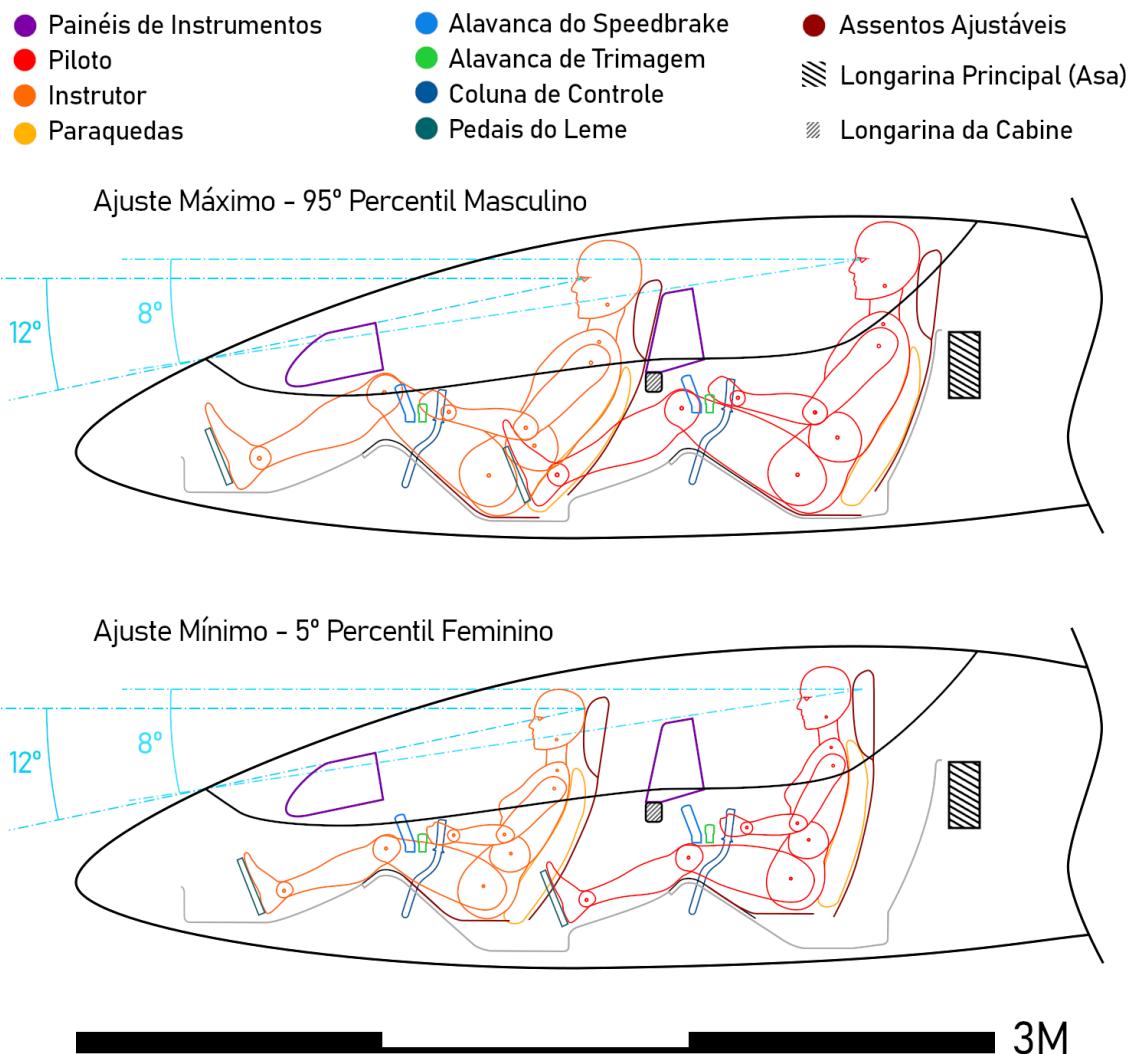


Figura 68 – assentos ajustáveis nas duas posições extremas. Elaborado pelo autor.

Note que, por conta do canopi em bolha, uma longarina é posicionada entre os dois tripulantes para garantir a rigidez estrutural da fuselagem. Para acomodar tripulantes do 95º percentil, esta longarina precisa ser posicionada em um local relativamente alto, forçando o canopi a ter uma pequena "curva" na junção com a fuselagem. Entretanto, isto não afeta a visibilidade lateral do instrutor.

9.2 Trem de pouso

Para o trem de pouso, assim como feito com os freios aerodinâmicos, serão utilizados componentes *off-the-shelf*, neste caso o mesmo conjunto de rodas utilizadas no Grob 103. Obtemos o modelo e dimensão das rodas a partir do catálogo da Tost, uma fabricante alemã de rodas para planadores. As dimensões são mostradas na tabela 2. (TOST,)

Tabela 2 – Dimensões das rodas do trem de pouso.

	Diâmetro (mm)	Largura (mm)
TP Nariz	260	85
TP Principal	380	150
Bequilha	210	65

9.3 Ângulo de incidência da asa

Conforme descrito por Thomas (THOMAS, 1999), planadores com trem de pouso fixo precisam que seja aplicado um ângulo de incidência na asa em relação à fuselagem para melhorar as características de pouso e decolagem. Portanto, será empregado um ângulo de incidência de 2.5 graus, escolhido por ser o mesmo utilizado no Grob 103. Na figura 69, é possível visualizar o ângulo de incidência e o diedro da asa:

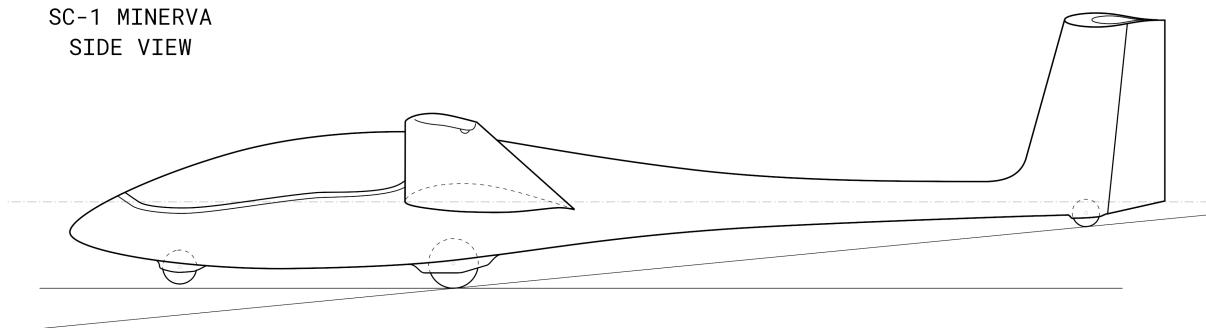


Figura 69 – Vista lateral do SC-1 Minerva. Elaborado pelo autor.

Além disso, como a aeronave é de configuração asa média, por motivos de estabilidade estática foi adotado um diedro de 4 graus, também o mesmo ângulo utilizado no Grob 103.

A figura 70 mostra o layout da cabine em corte lateral, possibilitando identificar elementos como os comandos de voo e as distintas posições dos assentos ajustáveis.

A figura 71 mostra o desenho em três vistas da aeronave SC-1 Minerva.

9.4 Desenho da fuselagem

● Painel de Instrumentos	● Alavanca do Speedbrake	● Assento Ajustável	● Longarina Principal (Asa)
● Console Central & Bússola	● Alavanca de Tríagem	● Caixa p/ Lastro Fixo	● Longarina da Cabine
● Assoalho da Cabine	● Coluna de Controle	● Ganchos de Reboque	
● Bagageiro & Painel de Acesso à longarina	● Pedais do Leme		

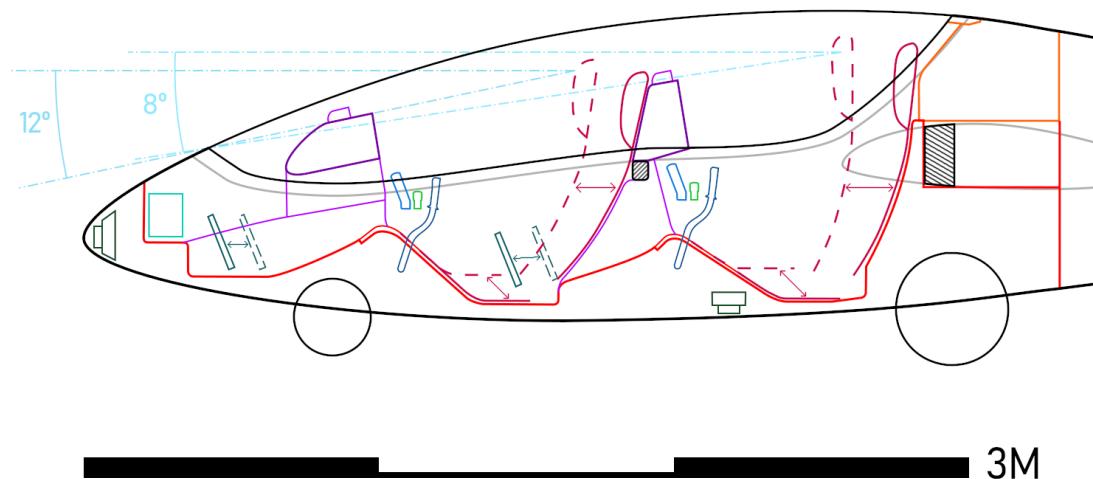


Figura 70 – Layout completo da cabine. Note os pontos de gancho para lançamento.
Elaborado pelo autor.

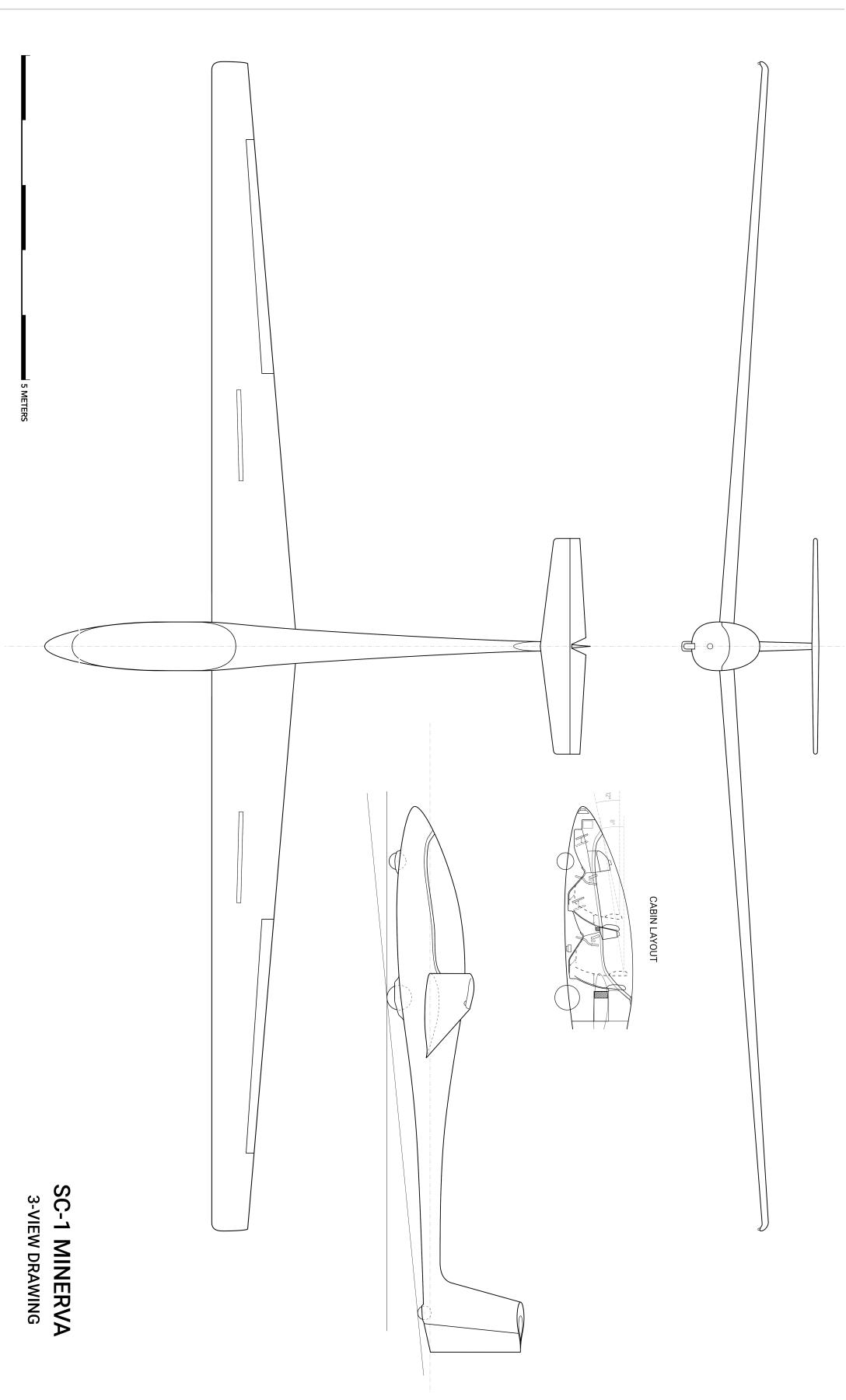


Figura 71 – Desenho em três vistas da aeronave SC-1 Minerva. Elaborado pelo autor.

9.5 Modelo em CAD

A partir do desenho em 3 vistas, foi confeccionado um modelo em CAD da aeronave utilizando o *software* Onshape. Este modelo será utilizado para a segunda estimativa de peso da aeronave, bem como para a estimativa de arrasto da fuselagem (área molhada). As figuras 72, 73, 74 e 75 exibem o modelo em CAD desenvolvido. O desenho do modelo em três vistas está disponível na seção de anexos.

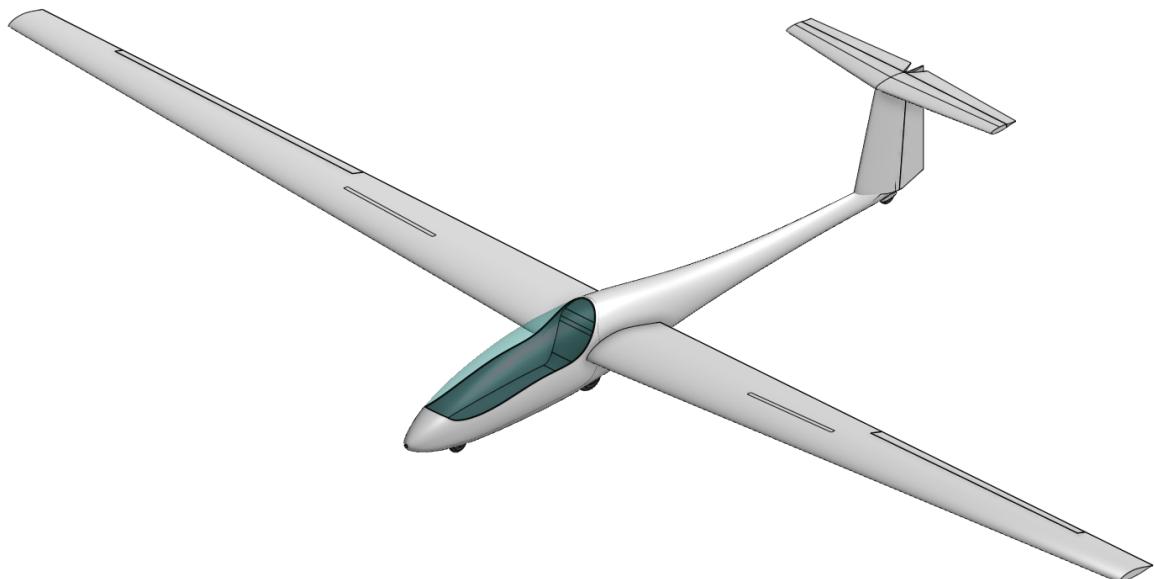


Figura 72 – Vista isométrica do modelo em CAD. Elaborado pelo autor.

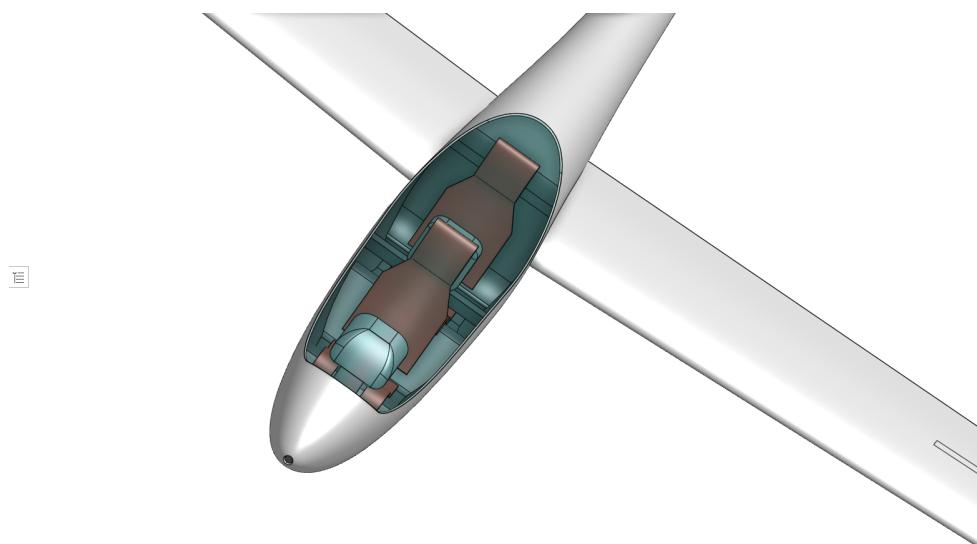


Figura 73 – Vista em detalhe do modelo simplificado da cabine. Elaborado pelo autor.

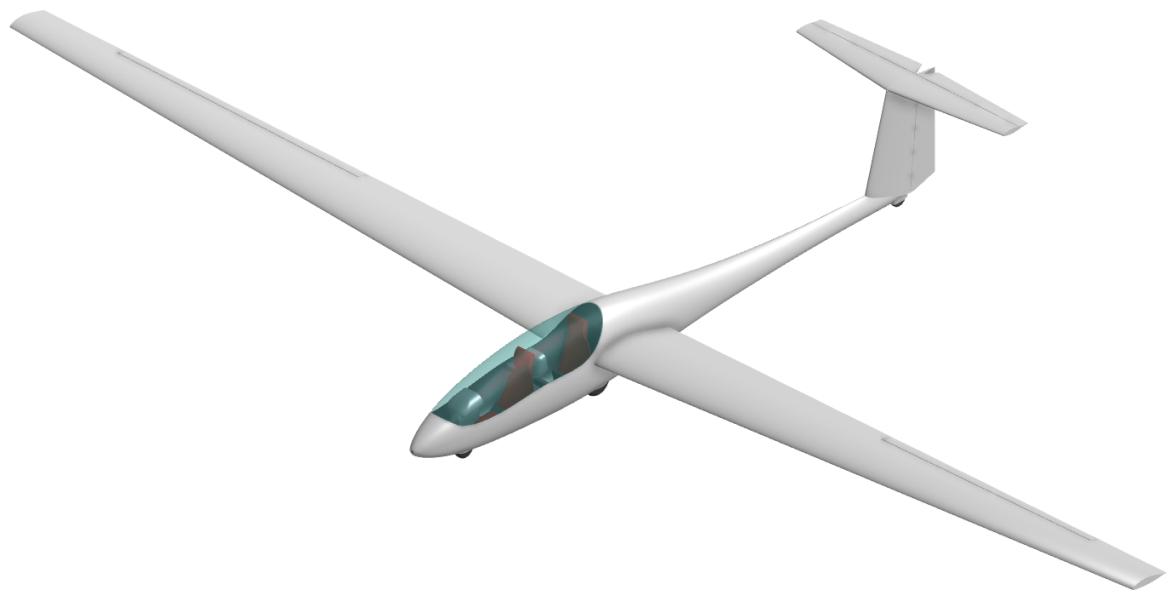


Figura 74 – Vista isométrica sem linhas de contorno e com o modelo simplificado da cabine.
Elaborado pelo autor.

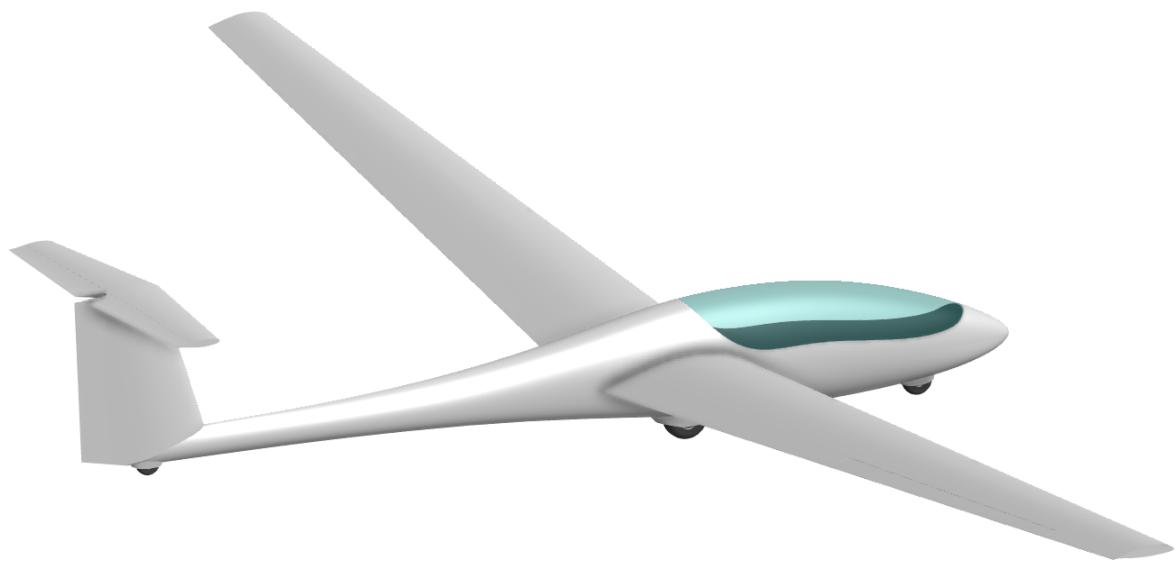


Figura 75 – Vista lateral traseira do modelo em CAD, mostrando as linhas do cone de cauda. Elaborado pelo autor.

10 ANÁLISE AERODINÂMICA

10.1 Metodologia

Para a análise aerodinâmica da asa e empenagem, será utilizado o *software* XFLR5. O modelo desenvolvido neste *software* é apresentado na figura 76.

Isto será feito porque, conforme descrito em Raymer, os métodos convencionais de estimativa dos coeficientes de eficiência de Oswald não são válidos para as grandes razões de alongamento utilizadas em aeronaves de voo à vela.

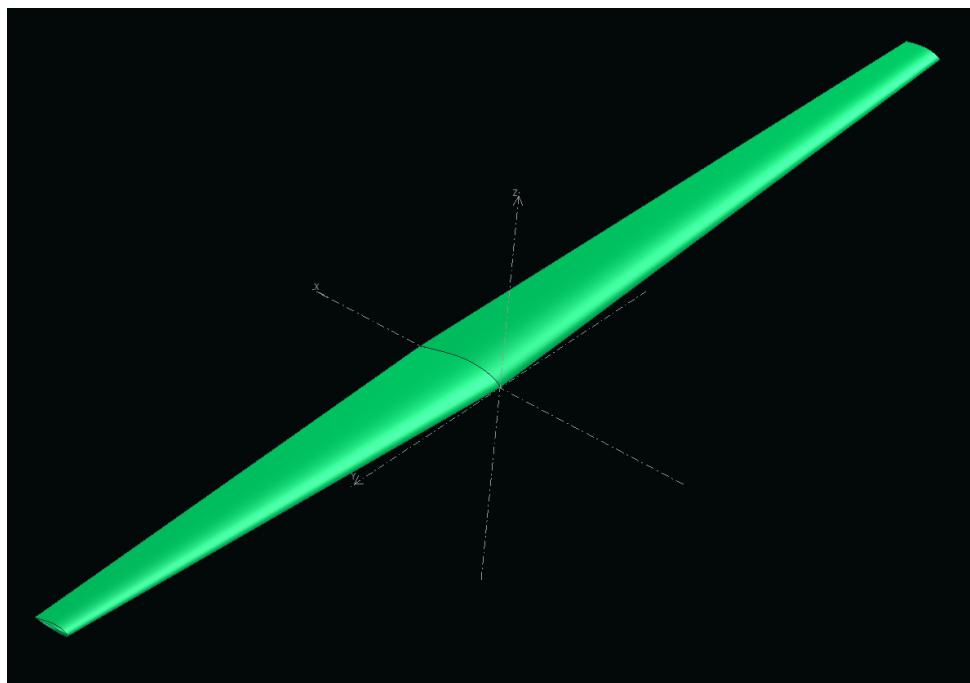


Figura 76 – Modelo da asa no XFLR5. O bordo de ataque da asa é reto; o enflechamento aparente é devido ao diedro. Elaborado pelo autor.

Este software utiliza a metodologia do Xfoil para calcular os coeficientes de sustentação e arrasto dos perfis 2D, e então é possível estimar os parâmetros de uma asa 3D.

O Xfoil possui um solver IBL (*Interactive Boundary Layer*) e modelos de turbulência e transição da camada limite 2D, o que o torna bem adaptado para fornecer uma estimativa inicial dos coeficientes de sustentação e arrasto dos perfis utilizados no voo à vela, onde os efeitos viscosos são importantes.

No entanto, apesar de o método LLT (*Lifting-Line Theory*) utilizado pelo XFLR5 para a solução do problema tridimensional utilizar os dados viscosos da análise 2D, ele acaba subestimando o arrasto viscoso (ou de perfil).

Portanto, deve-se levar em consideração que esta análise aerodinâmica trata-se de uma estimativa, e o valor de L/D estará superestimado.

Ainda assim, este método de análise é escolhido ao invés do método estatístico proposto por Raymer por estar mais bem adaptado à análise dos perfis de fluxo laminar encontrados em aeronaves de voo à vela, e por ter limitações conhecidas e bem definidas.

Esta discrepância no cálculo do arrasto de perfil diminui conforme o Reynolds aumenta e o ângulo de ataque se aproxima de zero. Portanto, é razoável admitir que esta análise nos dará uma estimativa inicial aceitável para o voo na melhor condição de planeio, e portanto para L/D_{max} .

10.2 Análise aerodinâmica da asa

Optou-se por um *washout* de dois graus na ponta da asa para garantir que o estol comece na raiz, a fim de melhorar as características de controlabilidade da aeronave em ângulos de ataque elevados. Além disso, como descrito anteriormente, a asa é provida de um diedro de 4 graus.

É importante também lembrar que a asa analisada é a asa de referência da aeronave, sem interferência da fuselagem. Portanto, na aeronave completa, a asa sofrerá efeitos que acarretarão em uma redução de sua performance em relação a este modelo idealizado.

Os resultados obtidos a partir do XFLR5 são mostrados nas figuras a seguir: a figura 77 apresenta a curva de $C_Lx\alpha$; a figura 78 apresenta a curva de C_LxC_D ; a figura 79 apresenta a curva de $C_L/C_D \times \alpha$; a figura 80 apresenta a curva de $C_L^{3/2}/C_D \times \alpha$; e por fim, a figura 81 apresenta um sumário dos resultados obtidos.

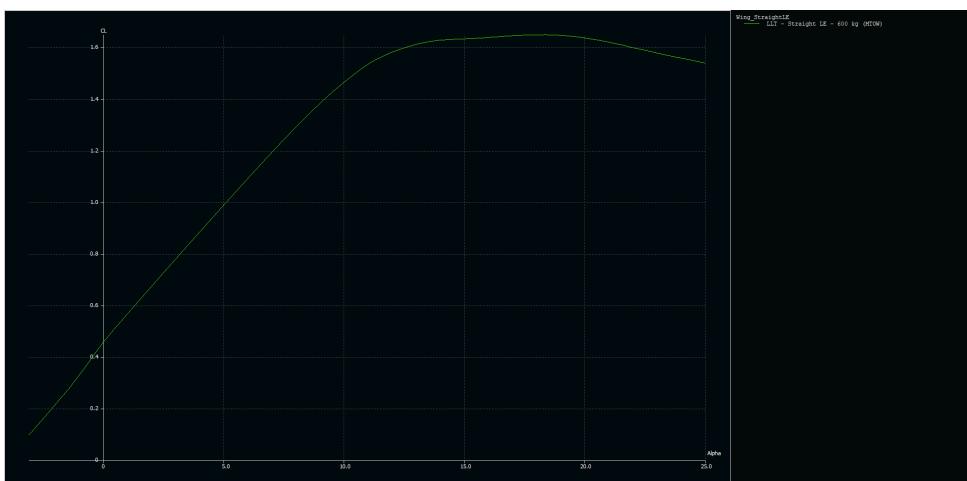


Figura 77 – Curva de $C_Lx\alpha$ para a asa 3D. Elaborado pelo autor.

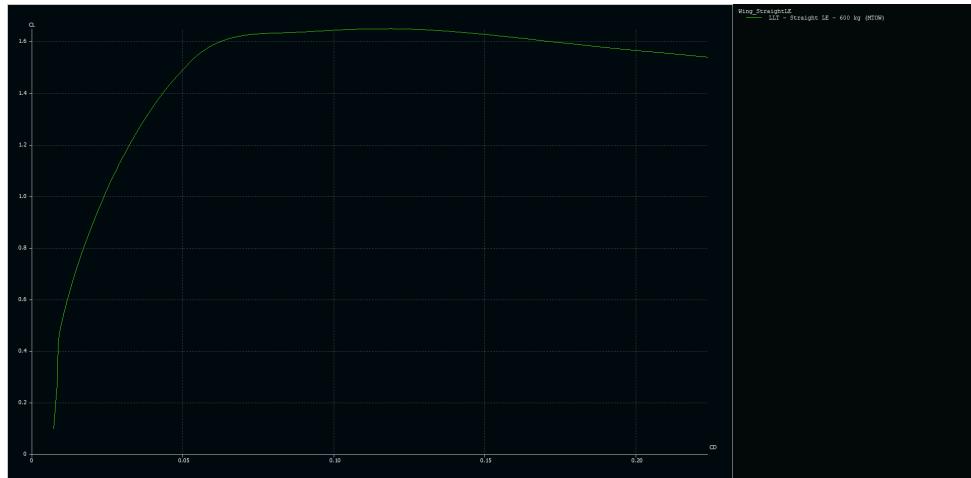


Figura 78 – Curva de $C_L \times C_D$ para a asa 3D. Elaborado pelo autor.

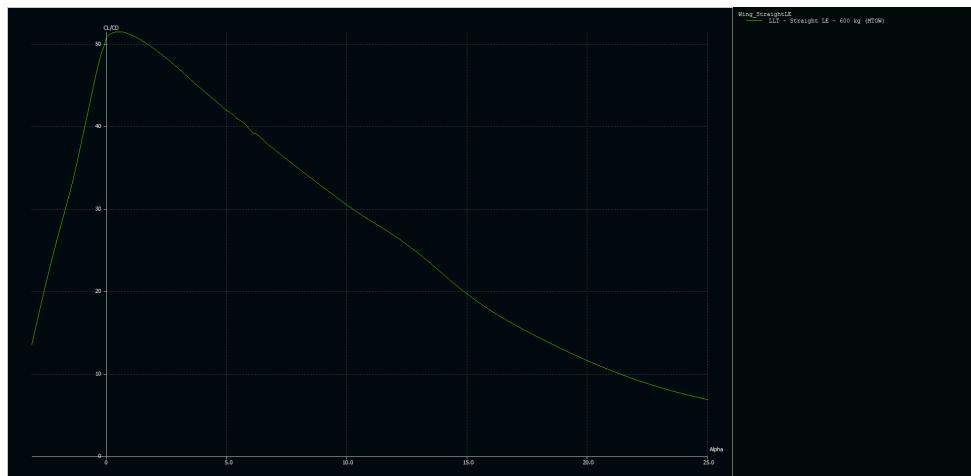


Figura 79 – Curva de $C_L/C_D \times \alpha$ para a asa 3D. Elaborado pelo autor.

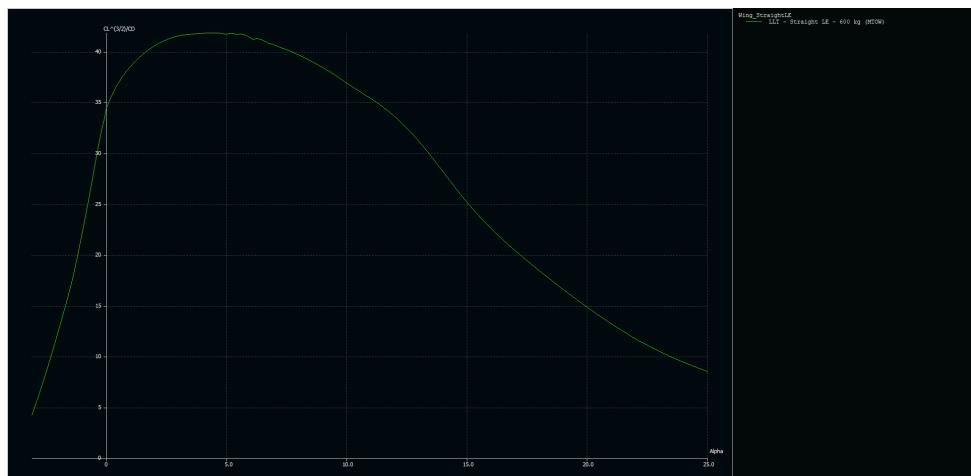


Figura 80 – Curva de $C_L^{3/2}/C_D \times \alpha$ para a asa 3D. Elaborado pelo autor.

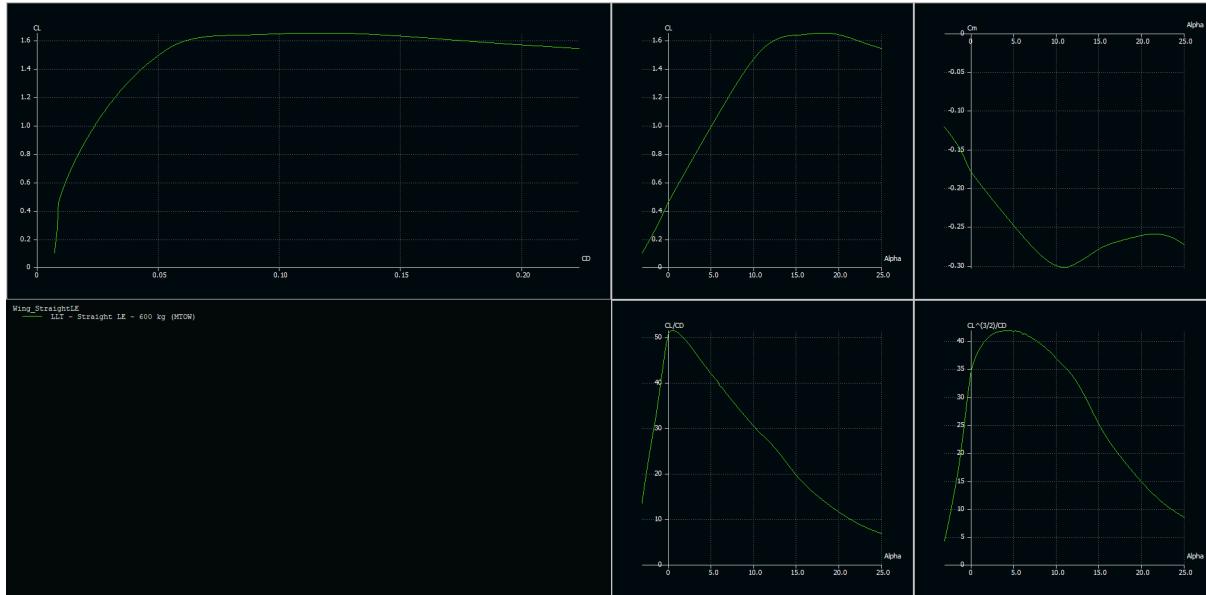


Figura 81 – Polares para a asa 3D. Elaborado pelo autor.

10.2.1 Explorando configurações alternativas: A asa de *Schümann*

O planiforme da asa escolhida para o SC-1 Minerva é, por necessidade, simples: o bordo de ataque reto e o afilamento constante resultam em uma asa de fácil manufatura.

Entretanto, por conta da distribuição de sustentação diferente da distribuição elíptica ideal, o *tradeoff* desta simplicidade é um aumento do arrasto induzido. Este efeito pode ser mitigado de diversas formas, como, por exemplo, pelo uso de *winglets*; nesta seção, será explorado um planiforme de asa alternativa e será avaliado seu impacto no arrasto induzido.

Utilizaremos o planiforme descrito por Gudmundsson (GUDMUNDSSON, 2013) como "*Asa de Schümann*", em referência ao projetista que adaptou um planador ASW-12 com uma asa de tal tipo, em 1982. (THOMAS, 1999)

Este tipo de planiforme é caracterizado pelo bordo de fuga reto e por seções discretas, cada uma com afilamento distinto, obtidas variando-se o enflechamento do bordo de ataque para cada seção. Tal abordagem resulta em uma distribuição de sustentação próxima da elíptica, porém como a asa é dividida em seções discretas de afilamento constante, sua manufatura é mais simples do que a de uma asa de planiforme elíptico. A figura 82 mostra a comparação entre o planiforme de *Schümann* e o original; a figura 84 mostra uma vista isométrica da asa com o novo planiforme.

Para este teste, a asa será dividida em quatro seções. Para garantir uma comparação válida, cada seção foi ajustada de tal forma a manter a mesma área alar e torção da asa original. A planilha utilizada para o ajuste é mostrada na figura 83.

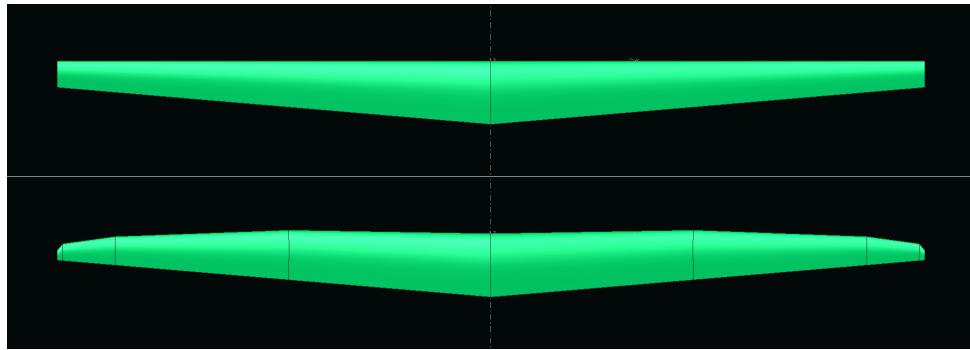


Figura 82 – Comparação entre os planformes de asa; acima, afilamento constante, e abaixo, o planforme de *Schüemann*. Orientação: bordo de ataque para cima. Elaborado pelo autor.

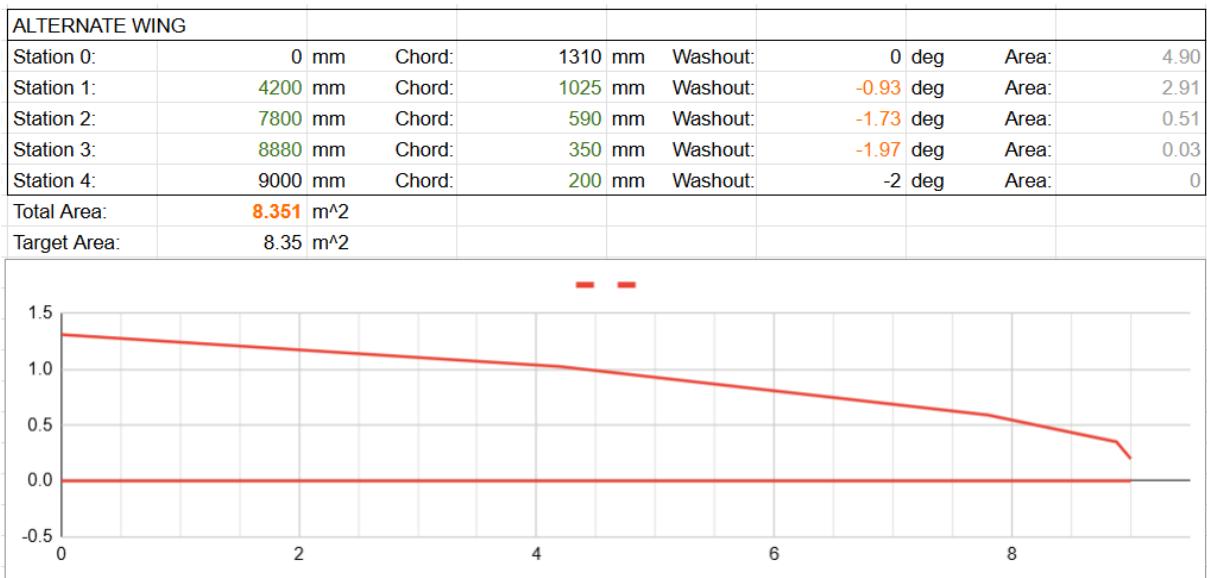


Figura 83 – Planilha utilizada para o ajuste da asa de *Schüemann*, com os valores de corda, torção e área para cada seção individual. Elaborado pelo autor.

Os resultados obtidos mostram que, de fato, ocorreu uma redução no arrasto induzido e, portanto, um aumento da razão de planeio com o uso do planforme de *Schüemann*, resultando em um aumento de 1.16% de L/D_{max} . A figura 85 apresenta uma comparação das curvas de $C_{L\alpha}$ e a figura 86, uma comparação das curvas de $C_L/C_{D\alpha}$.

Entretanto, tendo em mente a missão da aeronave de ser construída em um ambiente acadêmico sem experiência prévia na construção de aeronaves de voo à vela, trata-se de um aumento muito pequeno para justificar o aumento da complexidade de manufatura e, portanto, este projeto continuará utilizando o planforme original. A tabela 3 mostra a comparação dos resultados para os dois planformes.

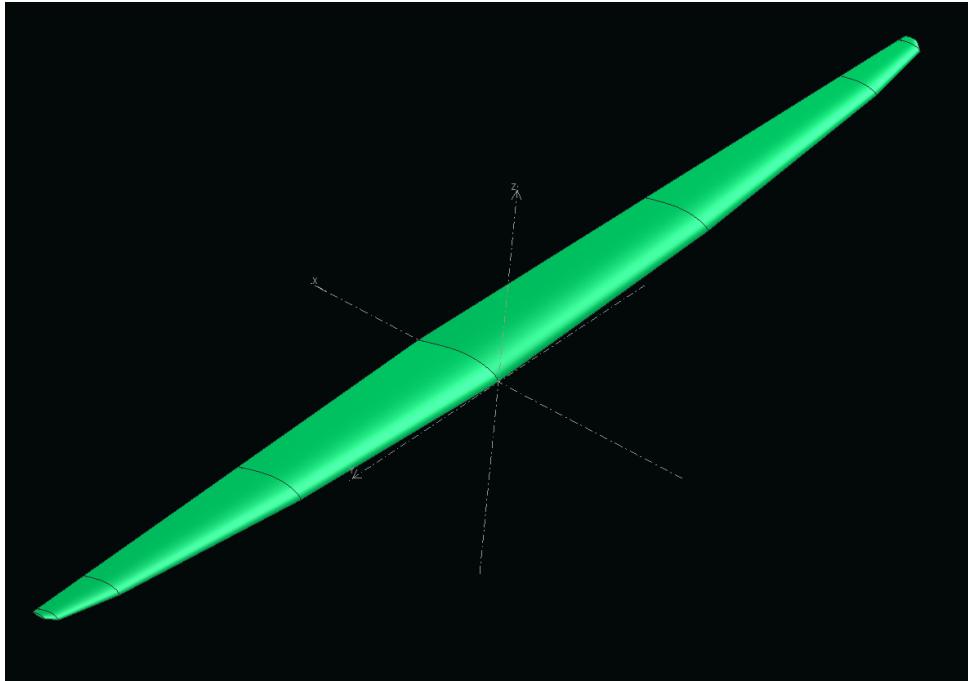


Figura 84 – Modelo da asa de *Schümann* no XFLR5. Elaborado pelo autor.

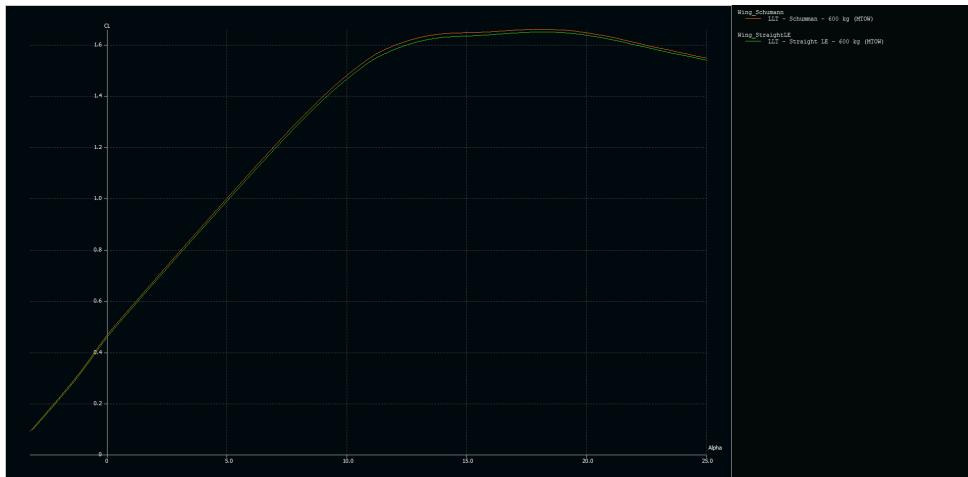


Figura 85 – Comparaçāo das curvas de $C_{Lxalpha}$ para os dois planformes.

Tabela 3 – Resultados da comparaçāo entre o planforme convencional e o planforme de *Schümann*.

600 kg MTOW LLT	CL/CD max	@ Alpha	V_g (Km/h)	$CL^{\wedge}(2/3)$ /CD max	@ Alpha	@ Vel. (Km/h)	Sink Rate (m/s)
Schumann:	52.1	0.5	119	42.5	4.1	91	0.59
Original:	51.5	0.5	120	41.9	4.5	89	0.59

Vale destacar que não foi realizada qualquer otimização do planforme; as seções foram ajustadas "a olho", e portanto há um grande espaço para melhoria, seja na otimização da corda e envergadura das seções individuais, seja na torção de cada seção. Portanto, é possível que o aumento da razão de planeio justifique o aumento de custo em uma asa

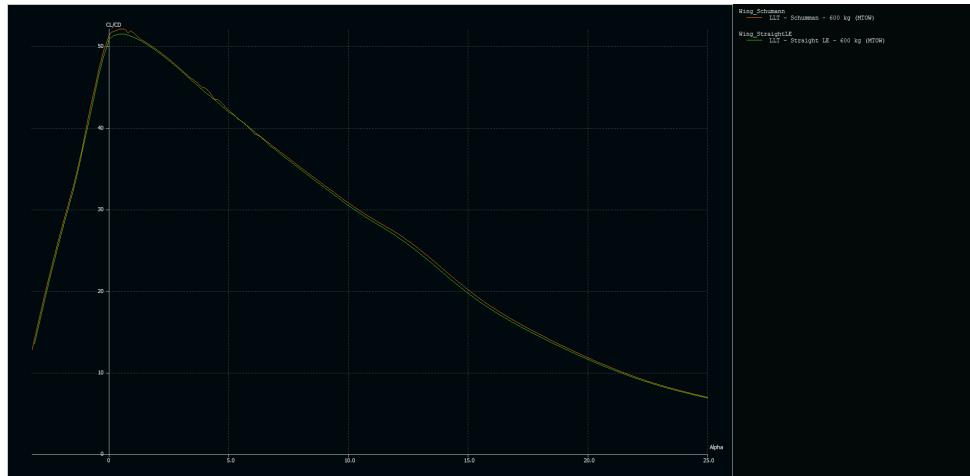


Figura 86 – Comparação das curvas de $C_L/C_D x \alpha$ para os dois planformes.

otimizada. Em uma eventual continuação do projeto desta aeronave, é recomendável que esta configuração de asa seja estudada em maior detalhe; também é possível testar novas configurações de asa após a aeronave já ter sido construída. É comum que fabricantes ofereçam modelos de asa intercambiáveis para uma mesma aeronave. A figura 87 mostra a aeronave SC-1 Minerva com os dois diferentes planformes.

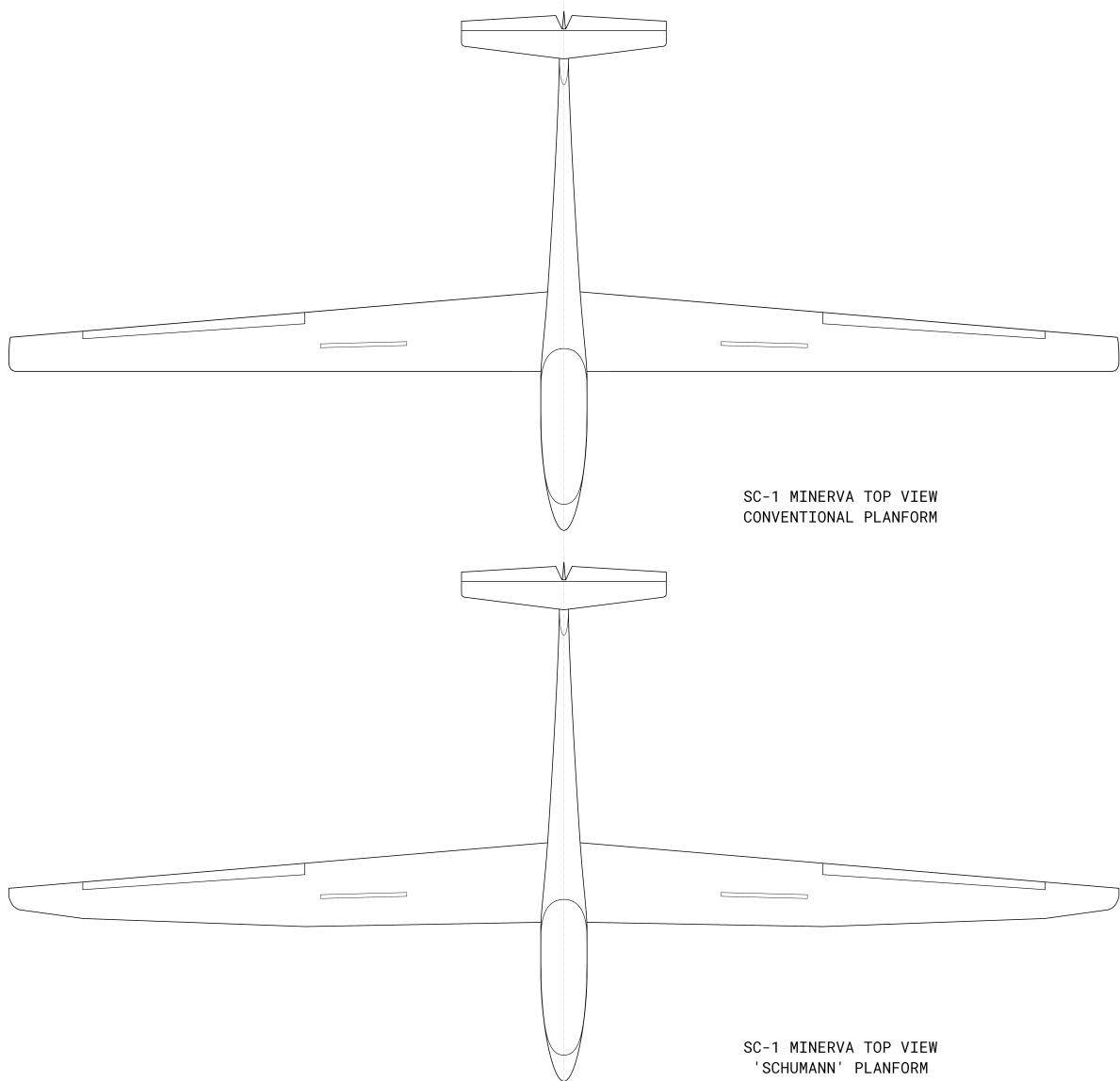


Figura 87 – Comparação da aeronave SC-1 Minerva com o planform original e com o planform de *Schumann*. Elaborado pelo autor.

10.3 Análise aerodinâmica do estabilizador horizontal

Para o estabilizador horizontal, foi adotada uma geometria simples, sem *washout*. É importante notar que o estabilizador horizontal está sendo analisado independentemente do estabilizador vertical; portanto, os efeitos de interferência entre as duas superfícies aerodinâmicas não são considerados.

Além disso, para garantir a livre atuação do leme e dos profundores, o estabilizador vertical real conta com um pequeno corte (*notch*) no bordo de fuga, que não é considerado neste modelo idealizado.

A figura 88 apresenta as polares aerodinâmicas obtidas para o estabilizador hori-

zontal.

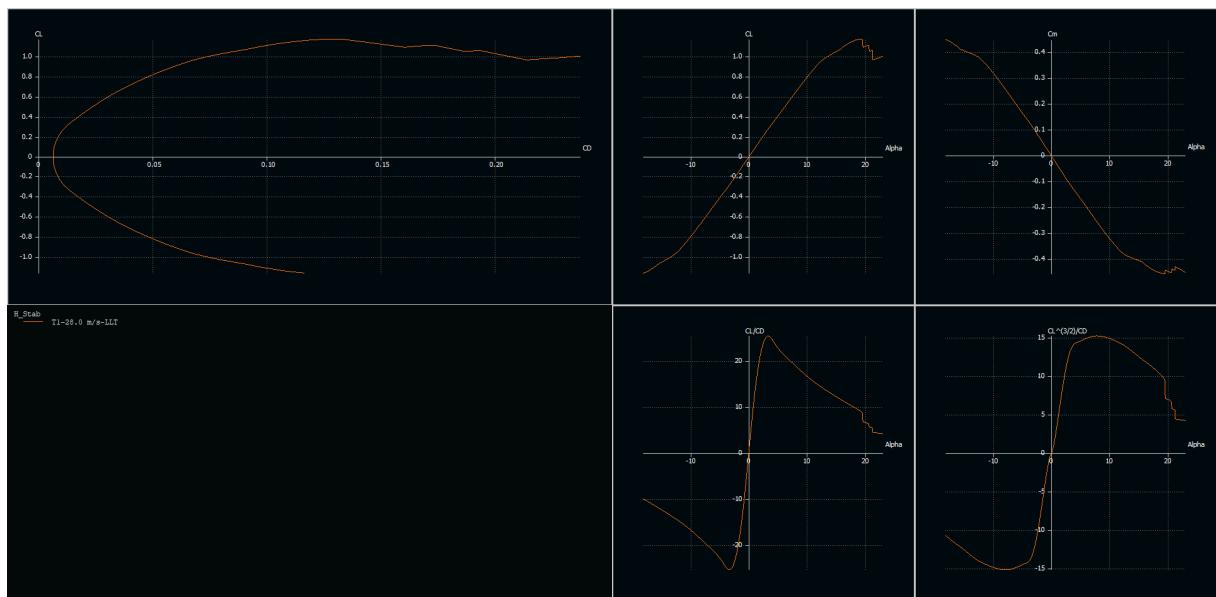


Figura 88 – Polares para o estabilizador horizontal 3D. Elaborado pelo autor.

10.4 Análise aerodinâmica do estabilizador vertical

Por conta da configuração de empenagem em T, o estabilizador vertical terá uma influência benéfica do estabilizador horizontal em altos ângulos de ataque, reduzindo o arrasto induzido (*End-Plate Effect*). Como os estabilizadores vertical e horizontal estão sendo analisados de forma independente, este efeito não está representado no modelo. A figura 89 apresenta as polares aerodinâmicas obtidas para o estabilizador vertical.

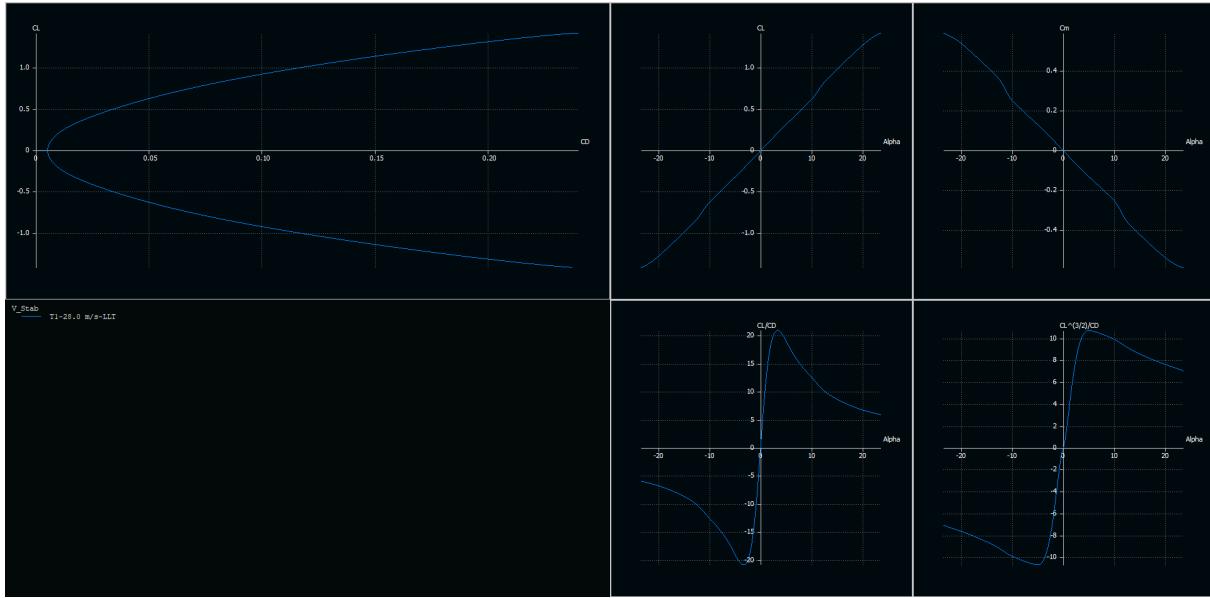


Figura 89 – Polares para o estabilizador vertical 3D. Elaborado pelo autor.

10.5 Estimativa do arrasto parasita

Para a estimativa dos arrastos parasitas da fuselagem e componentes miscelâneos, utiliza-se a metodologia descrita em Raymer para o cálculo do arrasto parasita na condição de cruzeiro de uma aeronave convencional. Portanto, este método está bem adaptado para a estimativa de arrasto de um planador na condição de melhor planeio, onde os ângulos de ataque são pequenos; mas resultará em uma estimativa demasiadamente otimista para condições de ângulo de ataque elevados.

Esta estimativa será suficiente para nossos propósitos, pois está bem ajustada para a estimativa de nosso principal indicador de performance, o L/D; e durante condições como a de pouso e estol, onde o ângulo de ataque é elevado, é razoável assumir que a maior parte do arrasto será proveniente do arrasto induzido na asa.

Para obter o coeficiente de arrasto parasita, primeiro calculamos o coeficiente de arrasto de cada componente, e então dividimos a área do componente pela área de referência (da asa). Dessa forma, todos os coeficientes de arrasto estarão sendo descritos em relação à mesma área de referência, e poderemos somá-los para obter a polar de arrasto da aeronave completa.

$$C_{D_0} = \frac{\sum(C_{f_c} F F_c Q_c S_{wet_c}) + C_{D_{misc}}}{S_{ref}}$$

Desconsideraremos o arrasto por protuberâncias e vazamentos, já que planadores normalmente não dispõe de grandes antenas, e conforme descrito por Raymer esta contribuição ao arrasto pode ser reduzida a quase zero com uma preparação cuidadosa da

superfície da aeronave, o que deve ser esperado na construção de uma aeronave de voo à vela.

O fator de forma FF é dado por:

$$FF = (0.9 + \frac{5}{f^{1.5} + \frac{f}{400}})$$

onde f é a esbeltez da fuselagem, ou seja, sua área frontal dividida pelo comprimento.

Conforme sugerido por Gudmundsson (GUDMUNDSSON, 2013), para a análise conceitual de arrasto da fuselagem de um planador, desconsidera-se toda a fuselagem à frente de $\frac{1}{4}$ da corda da asa. Para realizar uma análise mais conservadora, iremos aplicar a fórmula do coeficiente de fricção laminar dado por Raymer na parte da fuselagem à frente de $\frac{1}{4}$ da corda, e a fórmula do coeficiente de fricção turbulento na área da fuselagem atrás da posição de $\frac{1}{4}$ da corda.

$$C_{flaminar} = 1.328/\sqrt{R}$$

$$C_{f_{turbulent}} = \frac{0.455}{(\log_{10}R)^{2.58}}$$

Onde R é o número de Reynolds. Como estamos utilizando material compósito com superfície lisa, o Re_{cutoff} descrito por Raymer está duas ordens de magnitude acima do Reynolds da fuselagem em cruzeiro.

A estimativa de arrasto de componentes como o trem de pouso é feita utilizando-se os coeficientes equivalentes de placa plana fornecidos por Raymer. Os cálculos foram realizados utilizando-se a planilha apresentada na figura 90.

Attainable laminar flow (Raymer):		Reference Areas		Fuselage Reynolds Estimate		PARASITE DRAG COEFFICIENTS	
Fuselage:		Wing Ref. Area (S_{ref}):		Cutoff Re		$Cd, f = 0.00126$	
		16.7 m ²		Best Glide Re		$Cd, nlg = 0.00012$	
Cd π for components (Raymer):		Hstab Ref. Area:				$Cd, mlg = 0.00025$	
Streamlined Wheel:		Vstab Ref. Area:				$Cd, tlg = 0.00006$	
Wheel w/ Fairing:		AR:				$Cd, wlg = 0.00001$	
Speedbrake:		19.4				TOTAL:	
						$Cd, t = 0.00170$	
k for Re cutoff (Raymer):		Aircraft Component Data		Fuselage Form Factor (Raymer):		AIRBRAKE PARASITE DRAG COEFFICIENT	
Smooth Composite:		Total Wetted Area:		FF =		$Cd, ab = 0.097$	
		5.20E-07 m		1.096			
Fuselage Interference Factor (Raymer):		Fuselage Frontal Area:		Skin Friction Drag Coefficient (Raymer):			
		1.0		Pure Laminar:		$Cd, f = 0.000034$	
		NLG Frontal Area:		Pure Turbulent:		$Cd, nlg = 0.002790$	
		MLG Frontal Area:				$Cd, mlg = 0.001406$	
		TLG Frontal Area:					
		Wingtip Wheels Area:					
		Airbrakes Frontal Area:					
		1.0080 m ²		Fuselage Drag Coefficient (before S_{ref}):			
		Fuselage Length:		$Cd, fuse = 0.0015$			
		8.4 m					
		Fuselage Max. Width:					
		1.05 m					

Figura 90 – Planilha utilizada para o cálculo do arrasto parasita. Elaborado pelo autor.

Dessa forma, temos um coeficiente de arrasto parasita (fuselagem + miscelânea) de $C_{D_{f0}} = 0.00170$.

11 PESO, BALANCEAMENTO, E INÉCIAS

11.1 Estimativa de peso

Para a segunda estimativa de peso, Fred Thomas oferece dados empíricos para a estimativa do peso de asa. É sugerida uma razão peso/área alar de 11 a 13 kg/m^2 . Como as aeronaves da classe 18m estão mais próximas do limite inferior, escolhemos uma razão de 11.5 kg/m^2 .

Para a estimativa do peso da fuselagem, é utilizado o modelo em CAD anteriormente desenvolvido. Assumimos uma espessura de 0.5 mm de fibra de carbono para a fuselagem, com um assoalho de igual espessura representando o reforço na fuselagem em volta da cabine. Por fim, assumimos um canopi de acrílico, de mesma espessura.

Podemos obter o peso das rodas e pneus diretamente do catálogo de produtos da Tost, e da mesma maneira podemos obter o peso dos instrumentos do catálogo de produtos da Winter. (TOST,) (WINTER... ,)

A tabela 4 apresenta o peso de cada componente considerado.

Tabela 4 – Peso calculado de componentes.

Componente	Peso (Kg)	Quantidade
Asa:	192.05	1
Estabilizador Horizontal:	16.48	1
Estabilizador Vertical:	21.16	1
Fuselagem:	87.9	1
Reforço da Cabine:	15.87	1
Canopi:	15.15	1
Instrumento, 76mm	0.23	9
Instrumento, 57mm	0.105	7
Total	361.35	

Por conveniência, e como é costumeiro fornecer o peso de uma aeronave em números inteiros, arredondaremos o peso vazio da aeronave para cima, para 362 kg. Portanto,

$$BEW = 362 \text{ kg}$$

11.2 Passeio do CG

A posição do centro de gravidade (CG) da aeronave é bastante crítica em aeronaves de voo à vela, especialmente em planadores bipostos com cabine em *tandem*, já que a tripulação consiste em uma fração considerável do peso bruto destas aeronaves. É comum que o planador biposto apresente um CG demasiadamente traseiro na condição de peso vazio; a tripulação é essencial para manter o CG em uma posição aceitável.

Para possibilitar o balanceamento em condições especiais - por exemplo, no caso de um piloto muito leve ou para forçar um CG traseiro para o treino de entrada e recuperação de parafuso - é comum que aeronaves de voo à vela treinadoras disponham de meios para fixação de lastro no nariz e na cauda. Este lastro ajustável, porém fixo, não deve ser confundido com o lastro de água alijável utilizado em planadores de competição. Para o SC-1 Minerva, serão utilizadas duas caixas de lastro conforme a figura 91:

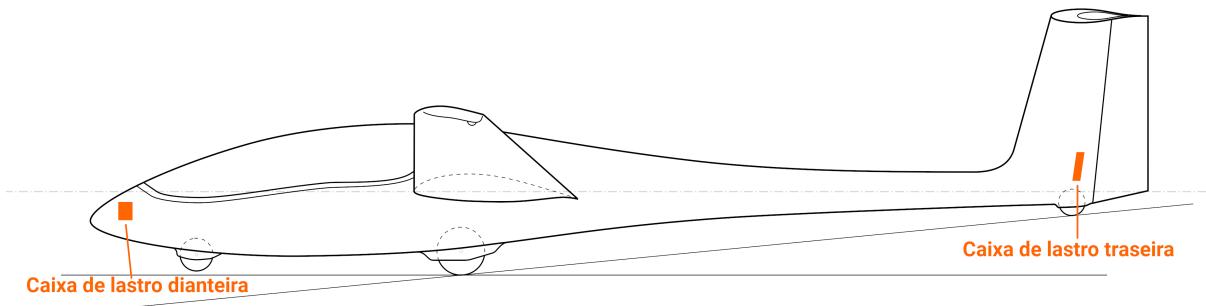


Figura 91 – Posição das caixas de lastro no SC-1 Minerva. Elaborado pelo autor.

Para determinar o centro de gravidade da aeronave, primeiro precisamos saber o centro de gravidade de cada componente individual. Para certos componentes, como o trem de pouso, esta posição é facilmente deduzida a partir do desenho da aeronave; entretanto, para componentes de formato mais complexo, como a fuselagem, utilizamos o modelo em CAD anteriormente desenvolvido para obter o centro de gravidade da peça. Para os estabilizadores verticais e a asa, considerando que a longarina é a principal contribuinte do peso, assumimos que o centro de gravidade no eixo X está localizado a um quarto da corda média aerodinâmica. A figura 92 mostra a orientação dos eixos:

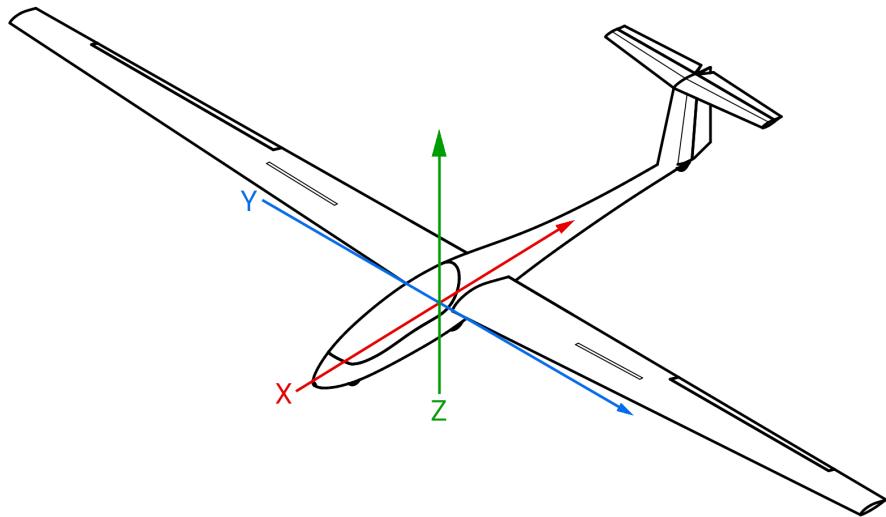


Figura 92 – Orientação dos eixos X, Y e Z.

Tendo os pesos de cada componente e sabendo das posições de seus respectivos centros de gravidade, podemos calcular a posição do centro de gravidade da aeronave em cada eixo a partir das seguintes equações:

$$X_{cg} = \frac{\sum_{i=1}^n W_i X_{cg_i}}{W_i} \quad (11.1)$$

$$Y_{cg} = \frac{\sum_{i=1}^n W_i Y_{cg_i}}{W_i} \quad (11.2)$$

$$Z_{cg} = \frac{\sum_{i=1}^n W_i Z_{cg_i}}{W_i} \quad (11.3)$$

Onde W_i é o peso individual de cada componente em quilos, e o termo seguinte é a posição deste item no respectivo eixo: por exemplo, X_{cg_i} é a posição do componente no eixo X.

O ponto de referência (*Datum*) para os eixos X (horizontal, ao longo da fuselagem) e Z (vertical) será o bordo de ataque da asa, conforme demonstrado pela figura 93. Como a aeronave é essencialmente simétrica, assume-se que o CG da aeronave no eixo Y estará em $Y_{cg} = 0$ e portanto o eixo Y será desconsiderado. A tabela 5 mostra a posição do CG para cada componente.

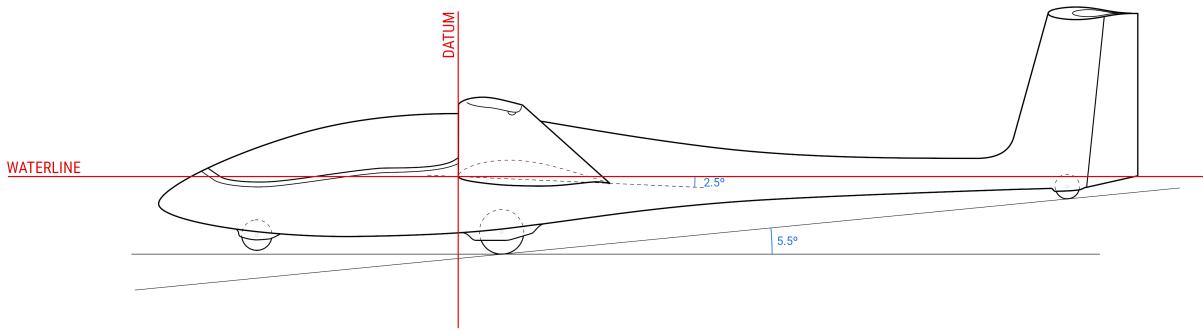


Figura 93 – Posição do *Datum*. Elaborado pelo autor.

Tabela 5 – Tabela de CG para cada componente.

PESO E POSIÇÃO POR COMPONENTE			
Componente	Peso (Kg)	Pos X (m)	Pos Z (m)
Asa	192.05	-0.328	0.271
Estab. Horizontal	16.48	-4.975	0.610
Estab. Vertical	21.16	-5.393	1.393
Fuselagem	87.9	-0.856	-0.099
Reforço da Cabine	15.87	1.216	-0.216
Canopi	15.15	0.847	0.289
Painel Instr. Dianteiro	1.57	1.660	0.100
Painel Instr. Traseiro	1.235	0.600	0.170
TP Nariz	2.13	1.730	-0.503
TP Principal	6.9	-0.370	-0.473
Bequilha	0.9	-5.223	-0.085

Para a tripulação, consideraremos três casos para os quais desejamos que a aeronave tenha um CG aceitável sem a necessidade de lastro:

- **GW 1 - Single Pilot Operation.** Um único tripulante, no assento dianteiro da aeronave, pesando 100 kg equipado (com paraquedas).
- **GW 2 - Dual Pilot Operation.** Dois tripulantes, de 100 kg cada (equipados).
- **MTOW - Maximum Takeoff Weight.** Dois tripulantes de 119 kg cada, levando a aeronave ao seu peso máximo de decolagem de 600 kg.

A tabela 6 mostra a posição do CG destes componentes variáveis para cada condição.

Antes de calcular a posição e passeio do CG para cada condição, é importante ter uma referência de quais valores de passeio de CG são aceitáveis. Portanto, foram escolhidas aeronaves de voo à vela similares ao SC-1 Minerva e, a partir dos certificados de tipo de tais aeronaves, foram extraídas as posições mínimas e máximas do CG, adimensionalizadas

Tabela 6 – Tabela de CG para a tripulação nas três condições consideradas.

Componente	Pos X (m)	Pos Z (m)	Peso (kg) GW 1	Peso (kg) GW 2	Peso (kg) MTOW
Tripulante, 1P	1.075	0.095	100	100	119
Tripulante, 2P	-0.133	-0.105	N/A	100	119
Lastro Dianteiro	2.293	-0.163	0	0	0
Lastro Traseiro	-5.280	0.198	0	0	0

com base na corda média aerodinâmica (MAC, *Mean Aerodynamic Chord*). A tabela 7 apresenta o passeio do CG para estas aeronaves.

Tabela 7 – Limites de CG para aeronaves de referência.

Limites de CG em porcentagem da MAC			
Acft:	Limite Dianteiro (%)	Limite Traseiro (%)	Passeio (%)
G 103 Twin II	25	45	19
G 103 Twin III	28	49	22
DG 500T	20	52	32
ASG 32	20	49	29
Perkoz	22	46	24
Puchacz	24	44	20
ASK 21	22	44	22
Média	23	47	24

Optou-se por um passeio de CG de 22% ao invés dos 24% obtidos com a média das aeronaves; portanto, os limites de CG para este projeto conceitual serão conforme apresentados na tabela 8:

Tabela 8 – Limites de CG para o SC-1 Minerva. Elaborada pelo autor.

Limite Dianteiro CG (% MAC)	Limite Traseiro CG (% MAC)	Passeio CG (% MAC)
25	47	22

Por meio da equação (11.1), podemos então calcular a posição do CG para as três condições propostas, com os resultados sendo apresentados pela tabela 9. A planilha utilizada para o cálculo do CG é exibida na figura 94.

REFERENCE DATUM: WING LEADING EDGE				DYNAMIC WEIGHT COMPONENTS - POSITION			CG LIMITS (DATABASE PARAMETRIC ESTIMATE)					
MAC (m):	0.93	LEMAC Pos X:	0	Crew, 1P	1.075	0.095	Fwd Limit (%)	25	Rear Limit (%)			
		LEMAC Pos Y:	0	Crew, 2P	-0.133	-0.105	Range (% MAC)	47	22			
EMPTY WEIGHT COMPONENTS				Nose Ballast	2.293	-0.163						
Component	Weight (Kg)	Pos X (m)	Pos Z (m)	Tail Ballast	-5.280	0.198						
Wings	192.05	-0.328	0.271	SINGLE PILOT CONFIGURATION - Weight (Kg)			EMPTY WEIGHT CG					
Horizontal Stabilizer	16.48	-4.975	0.610	Crew, 1P	100	Nose Ballast	0	Weight (Kg)	X Pos (m)			
Vertical Stabilizer	21.16	-5.393	1.393	Crew, 2P	0	Tail Ballast	0	361.3	-0.837			
Fuselage	87.9	-0.056	-0.099	DUAL PILOT CONFIGURATION - Weight (Kg)			Z Pos (m)	0.221				
Cabin Reinforcement	15.87	1.216	-0.216	Crew, 1P	100	Nose Ballast	0	CG POSITION				
Canopy	15.15	0.847	0.289	Crew, 2P	100	Tail Ballast	0	Configuration	CG X Pos (m)	CG Z Pos (m)	CG % MAC	Weight (Kg)
Instrument Panel, Front	1.57	1.660	0.100	MAXIMUM TAKEOFF WEIGHT CONFIG - Weight (Kg)			Single Pilot	-0.422	0.194	45	461.3	
Instrument Panel, Rear	1.235	0.600	0.170	Crew, 1P	119	Nose Ballast	0	Dual Pilot	-0.371	0.140	40	561.3
Nose Landing Gear	2.13	1.730	-0.503	Crew, 2P	119	Tail Ballast	0	MTOW	-0.317	0.131	34	599.3
Main Landing Gear	6.9	-0.370	-0.473				CG TRAVEL					
Tailwheel	0.9	-5.223	-0.085				X (m):	0.105				
							% MAC:	11				

Figura 94 – Planilha utilizada para o cálculo do CG do SC-1 Minerva.

Tabela 9 – Posição do CG para as três condições consideradas.

POSIÇÃO DO CG				
Configuração	CG X Pos (m)	CG Z Pos (m)	CG % MAC	Peso (Kg)
GW 1	-0.422	0.194	45	462
GW 2	-0.371	0.140	40	562
MTOW	-0.317	0.131	34	600

Portanto, as três condições consideradas resultam em um CG dentro da faixa de limites de CG proposta com base nas aeronaves de referência, sem a necessidade de lastro. Desta forma, consideramos o passeio do CG aceitável para a condição de voo.

Entretanto, a configuração GW 1 resulta em um CG atrás do trem de pouso principal, o que não é aceitável para as condições de pouso e decolagem. Isto poderia ser sanado com a adição de lastro frontal; porém, como a posição do trem de pouso principal foi baseada em uma estimativa a partir do banco de dados, pode-se deduzir que o trem de pouso principal encontra-se demasiadamente à frente. Para uma segunda iteração ou revisão do projeto conceitual, o trem de pouso principal deve ser posicionado mais atrás.

11.3 Estimativa dos momentos de inércia

O cálculo preciso dos momentos de inércia depende de um modelo em CAD contendo os componentes da aeronave em um alto nível de detalhe, o que não é o caso do modelo em CAD simplificado que foi confeccionado para este projeto conceitual. É possível estimar os momentos de inércia de acordo com a metodologia proposta em Raymer (RAYMER, 2018), a partir de dados estatísticos de raios de giraçāo para diferentes categorias de aeronaves; entretanto, tais dados não estão disponíveis para aeronaves de voo à vela.

Por conta do elevado alongamento deste tipo de aeronave, não é possível utilizar dados de uma categoria diferente como *placeholders*. Portanto, apesar de seu baixo grau de fidelidade, utilizaremos o modelo em CAD apresentado anteriormente para a obtenção

dos momentos de inércia, calculados diretamente pelo *software CAD* utilizado para sua confecção, o *Onshape*.

$$I_{xx} = 4268 \text{ kg } m^2$$

$$I_{yy} = 1745 \text{ kg } m^2$$

$$I_{zz} = 5855 \text{ kg } m^2$$

Estes valores devem, em medida ainda maior do que outros parâmetros calculados neste projeto conceitual, ser tratados como estimativas.

12 ANÁLISE DE DESEMPENHO

Como não foi feita uma análise de trimagem, para a análise aerodinâmica da aeronave considera-se que em todos os pontos a aeronave está perfeitamente trimada e o estabilizador horizontal está em $C_L = 0$. Portanto, a análise será um pouco otimista; porém, a aproximação é suficiente para a condição de melhor planeio.

Dadas as polares aerodinâmicas obtidas anteriormente, e considerando um fator de carga $N_z = 1$, é possível calcular a velocidade da aeronave para cada ângulo de ataque, dada uma condição de peso, conforme demonstrado na figura 95:

Maximum L/D Condition			Minimum Sink Rate Condition			Maximum CL Condition			Tailwheel Lim.			WEIGHT CONDITIONS		
CL / CD Max	@ Alpha:	CL^(2/3) / CD Max	@ Alpha:	CL Max	@ Alpha:	Landing α_c						BEW	362 kg	
40.62813	-0.8	37.45832662	3.3	1.648891	15.9	5						Empty Weight	3551.22 N	
												GW 1	462 kg	
												Single-Pilot Gross Weight	4532.22 N	
												GW 2	562 kg	
												Dual-Pilot Gross Weight	5513.22 N	
												MTOW	600 kg	
												Maximum Take-Off Weight	5886 N	

Weight:	Best Glide Speed		Minimum Sink Speed		Stall Speed		Takeoff Speed		Weight Conditions	
	m/s	V _g (Km/h)	m/s	V _{ba} (Km/h)	Sink Rate (m/s)	m/s	V _s (Km/h)	m/s	V _r (Km/h)	
GW 1	26.3	95	20.4	73	0.54	16.4	59	18.9	68	
GW 2	29.0	104	22.5	81	0.60	18.1	65	20.9	75	
MTOW	30.0	108	23.2	84	0.62	18.7	67	21.6	78	

Figura 95 – Planilha utilizada para o cálculo de performance da aeronave SC-1 Minerva. Elaborada pelo autor.

Portanto, obtém-se uma razão de planeio máxima de $L/D_{max} = 40.63$, bem como uma razão de descida mínima de 0.6 m/s e uma velocidade de estol V_S = na condição *Dual Pilot*, atingindo os objetivos de performance desejados estabelecidos ao começo do projeto (conforme a tabela 1). A tabela 10 resume os principais dados de performance obtidos, e a tabela 11 apresenta as velocidades de referência calculadas para a aeronave.

Tabela 10 – Dados de performance da aeronave SC-1 Minerva.

$$\begin{aligned}
 C_L/C_{D_{max}} &= 40.63 \\
 C_L^{(2/3)}/C_{D_{max}} &= 37.46 \\
 CL_{max} &= 1.649
 \end{aligned}$$

Tabela 11 – Velocidades (*V-speeds*) da aeronave SC-1 Minerva.

Condição (Peso)	Melhor Planeio V_G (Km/h)	Menor Descida Sink Rate (m/s)	Estol V_S (Km/h)	Decolagem V_R (Km/h)
GW 1	95	0.54	73	67
GW 2	104	0.60	81	74
MTOW	108	0.62	84	76

As figuras 96 a 100 apresentam as curvas, ou polares aerodinâmicas da aeronave completa. A figura 96 apresenta a curva $C_L \times \alpha$; a figura 97 apresenta a curva $C_D \times \alpha$; a

figura 98 apresenta a curva $C_L \times C_D$; a figura 99 apresenta a curva $C_L/C_D \times \alpha$, diretamente relacionada à condição de melhor planeio; e a figura 100 apresenta a curva $C_L^{(2/3)}/C_D \times \alpha$, diretamente relacionada à condição de menor razão de descida. O ângulo de ataque α apresentado nessas figuras é o ângulo de ataque de referência da aeronave; vale lembrar que a asa possui um ângulo de incidência de 2.5 graus relativo à fuselagem.

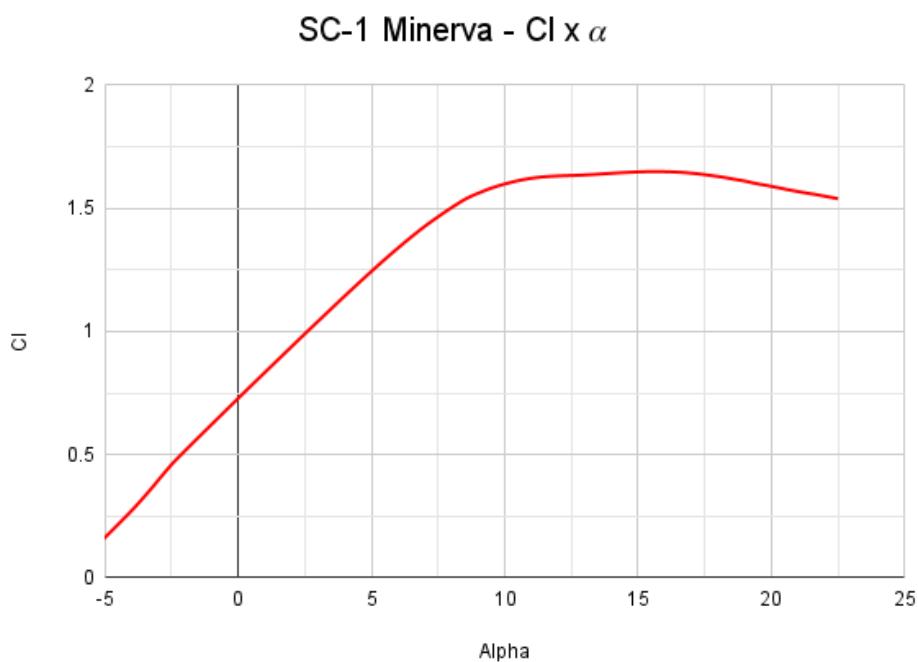


Figura 96 – Curva $C_L \times \alpha$ da aeronave completa. Elaborado pelo autor.

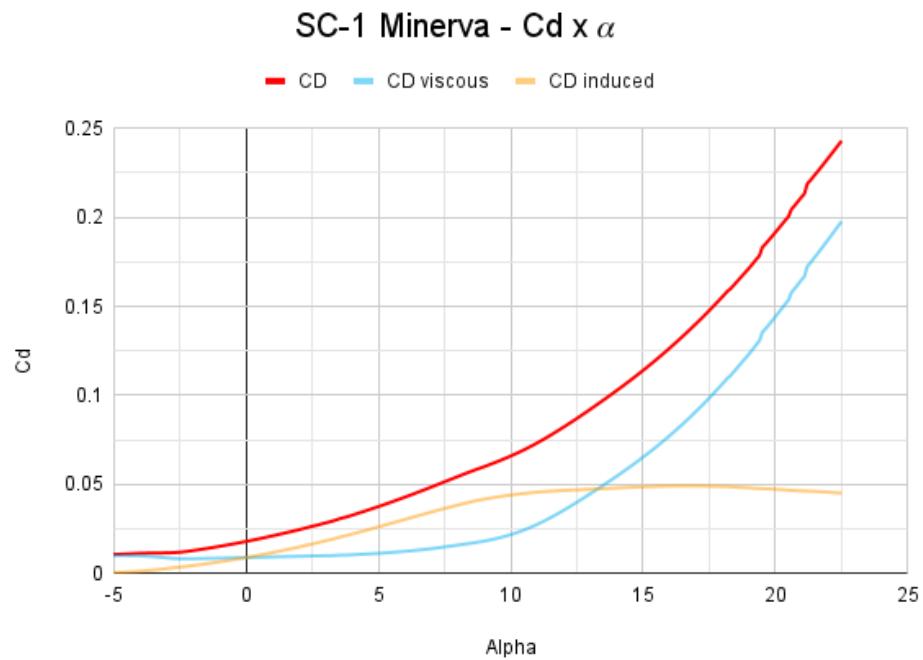


Figura 97 – Curva $C_D \times \alpha$ da aeronave completa. A curva azul representa a parcela do arrasto de perfil, e a curva laranja representa a parcela do arrasto induzido. Elaborado pelo autor.

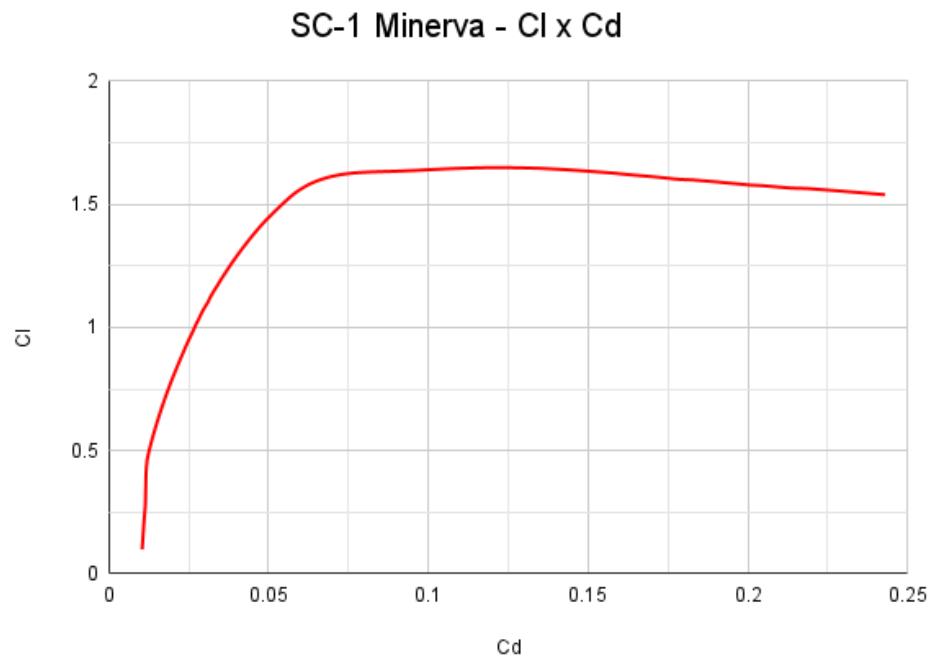


Figura 98 – Curva $C_L \times C_D$ da aeronave completa. Elaborado pelo autor.

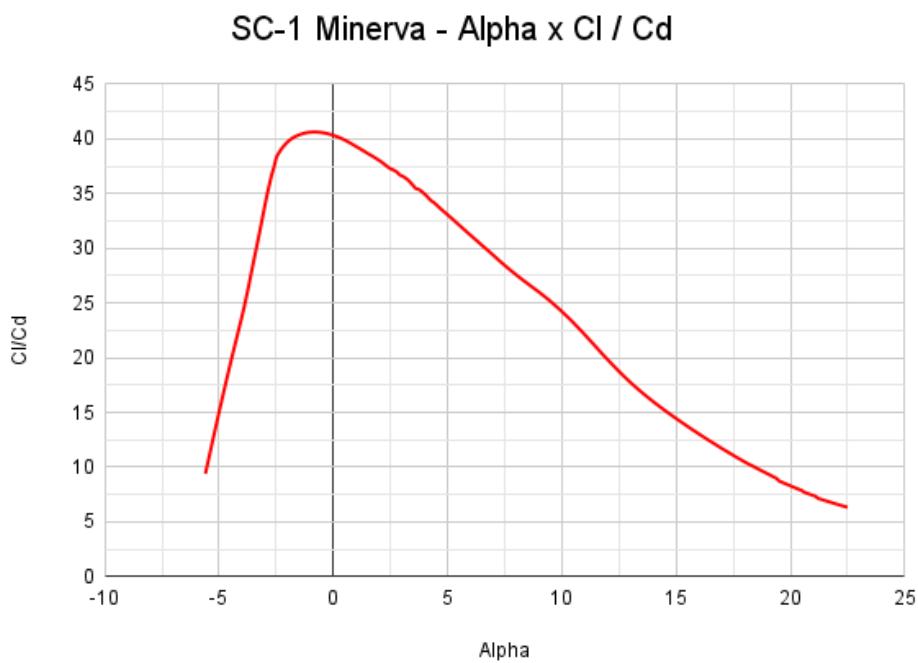


Figura 99 – Curva C_L/C_D x α da aeronave completa. Elaborado pelo autor.

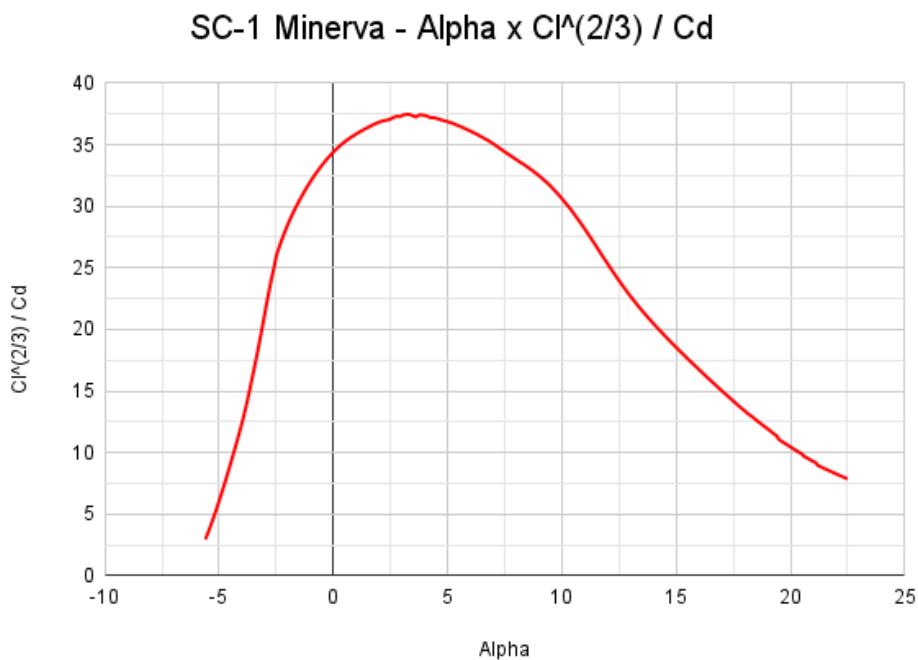


Figura 100 – Curva $C_L^{(2/3)}/C_D$ x α da aeronave completa. Elaborado pelo autor.

12.1 Polar de velocidades

De posse dos dados de peso e aerodinâmica, podemos calcular as polares de velocidades para a aeronave. A utilização de tais gráficos para determinar parâmetros de performance de uma aeronave de voo à vela em diferentes condições foi explorada na seção 2.2.

A figura 101 apresenta a polar de velocidades para a condição *Single Pilot*; a figura 102 apresenta a polar de velocidades para a condição *Dual Pilot*; a figura 103 apresenta a polar de velocidades para a condição de máximo peso de decolagem; por fim, a figura 104 apresenta as três polares anteriores sobrepostas, possibilitando a comparação da performance da aeronave para as três diferentes condições de peso.

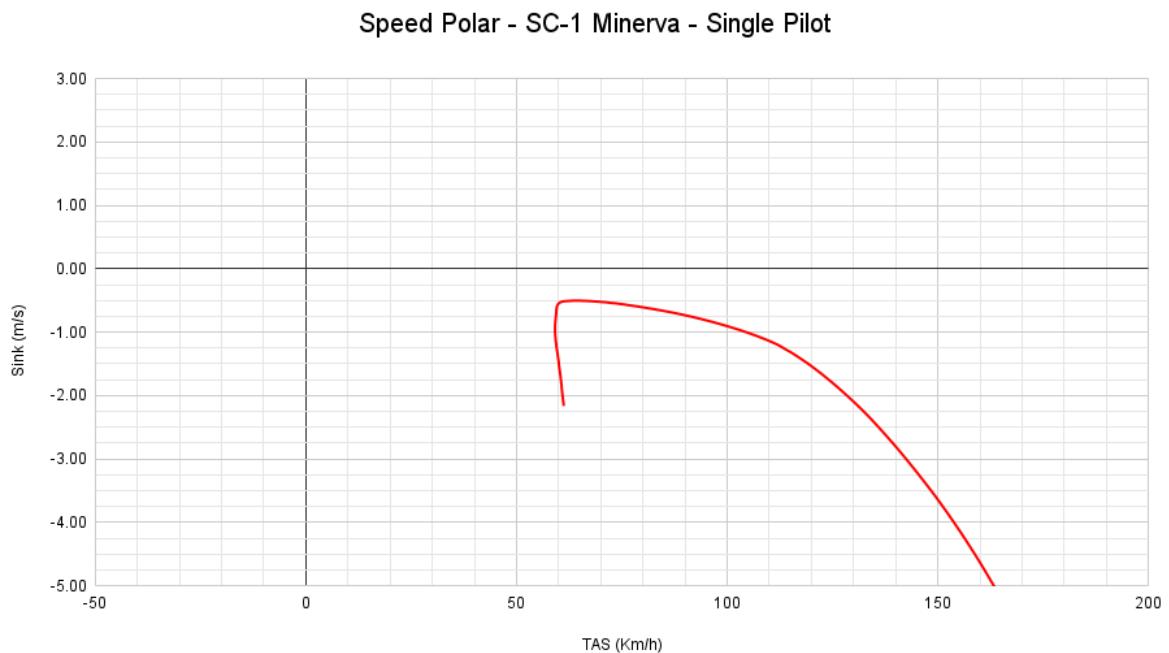


Figura 101 – Polar de velocidades para a aeronave SC-1 Minerva com um tripulante.
Elaborado pelo autor.

Speed Polar - SC-1 Minerva - Dual Pilot

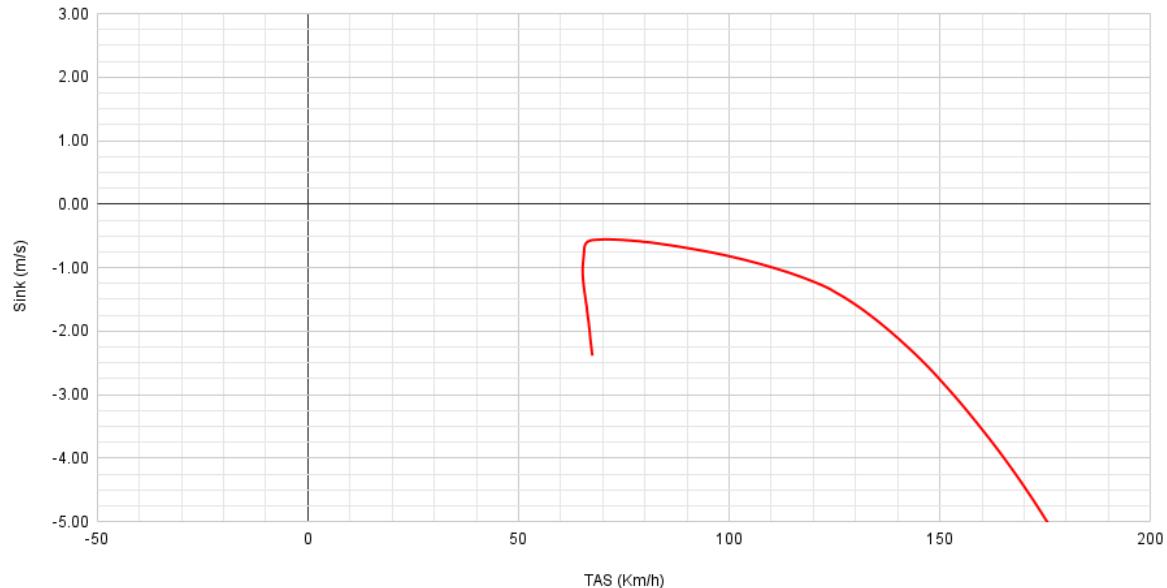


Figura 102 – Polar de velocidades para a aeronave SC-1 Minerva com dois tripulantes.
Elaborado pelo autor.

Speed Polar - SC-1 Minerva - MTOW

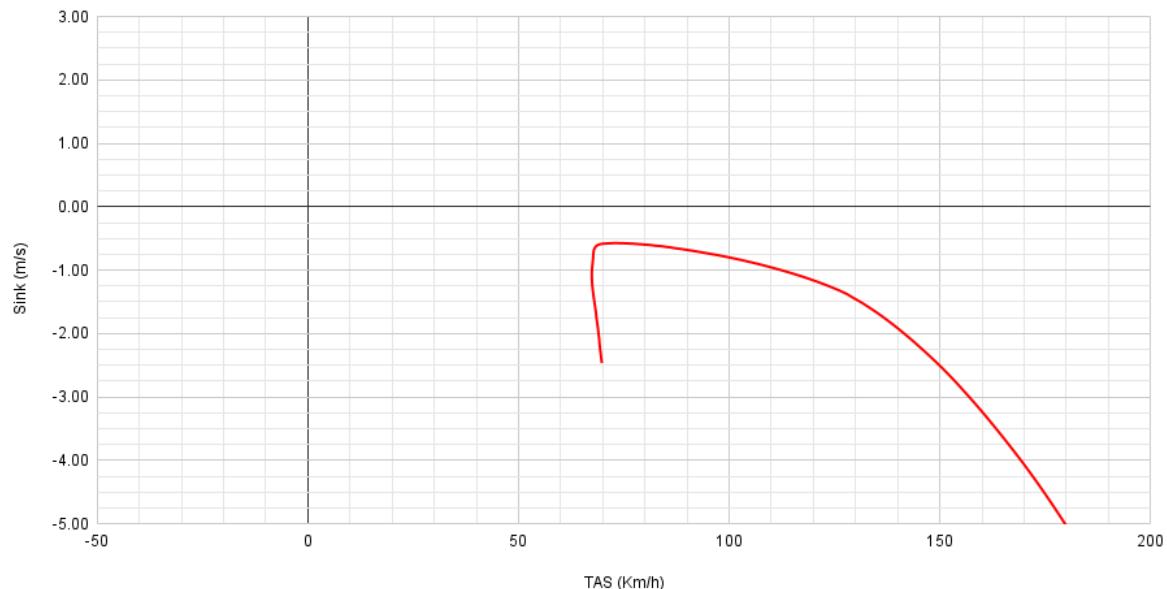


Figura 103 – Polar de velocidades para a aeronave SC-1 Minerva na condição de MTOW.
Elaborado pelo autor.

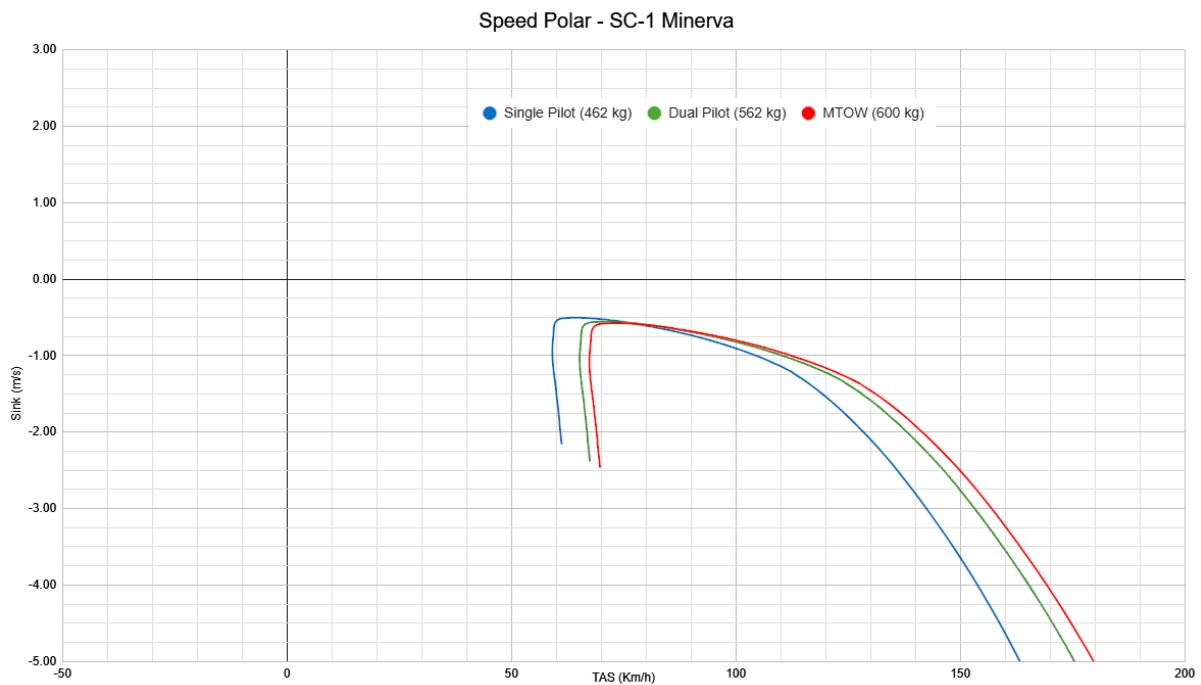


Figura 104 – Comparaç $\mathbf{\acute{a}}$ o das polares de velocidades para a aeronave SC-1 Minerva nas tr $\mathbf{\acute{e}}s$ condic $\mathbf{\acute{o}}$ es de peso. Elaborado pelo autor.

13 LIMITAÇÕES E CONSIDERAÇÕES FINAIS

Não foram realizados estudos de trimagem e estabilidade, o que prejudica a análise de performance. Também não foram estudados métodos para otimizar o desempenho da aeronave após a primeira iteração do projeto conceitual. Algumas melhorias identificadas e propostas ao longo do trabalho, como a translação do trem de pouso principal mais para trás, não foram realizadas. Portanto, o projeto está em uma fase inicial e apresenta grande espaço para otimização, refinamento e melhora.

Durante a revisão bibliográfica para este trabalho, identificou-se também um possível caso de emprego de uma aeronave de voo à vela para pesquisa acadêmica: a modelagem de térmicas disponível na literatura é geralmente focada nas condições climáticas encontradas no continente europeu, havendo portanto uma falta de dados empíricos e modelagens ajustadas às condições meteorológicas encontradas no Brasil. O emprego de uma aeronave de voo à vela para a coleta de dados de térmicas possibilitaria o futuro projeto de aeronaves de voo à vela otimizadas especificamente para as condições brasileiras, uma potencial vantagem em competições locais.

13.1 O SC-1 Minerva como base para trabalhos futuros

O projeto SC-1 Minerva, da maneira como definido neste trabalho, apresenta grande espaço para desenvolvimentos futuros. Seguem abaixo alguns exemplos de possibilidades de melhoria e expansão do projeto que podem ser exploradas.

Nesta monografia foi realizada apenas uma primeira iteração do projeto conceitual; trabalhos de otimização podem ser desenvolvidos sobre esta base, rodando novas iterações do projeto conceitual, preferencialmente utilizando-se as modelagens de *Cross-Country Theory* propostas por Thomas para otimizar a performance da aeronave para uma dada condição climática esperada. Além disso, podem ser desenvolvidos trabalhos nas áreas de estabilidade estática e dinâmica.

Após ter-se um projeto conceitual satisfatório, pode-se então partir para o projeto preliminar da aeronave, possibilitando a abertura de uma vasta gama de estudos nas áreas de estruturas e aeroelasticidade. Podem ser estudados os efeitos de novas configurações aerodinâmicas e melhorias como *fairings* e dispositivos de ponta de asa.

Uma área que necessita de grande melhoria, não apenas neste projeto como sim no voo à vela como um todo, é a parte de *crashworthiness*, ou seja, o projeto da estrutura da cabine para que os tripulantes possam sobreviver ao impacto durante pousos de emergência. Dado o impacto positivo que estudos nesta área podem trazer para a prática do voo à vela em âmbito global, trata-se de área de estudos altamente recomendável.

14 CONCLUSÃO

Foi realizado com sucesso o projeto conceitual de uma aeronave de voo à vela, construído em volta de um cenário definido com base em uma pesquisa de campo realizada na universidade e uma extensa revisão bibliográfica.

Primeiro, foi identificada a necessidade do projeto da aeronave, e a motivação para o projeto foi bem estabelecida. Então, a partir desta necessidade, a missão e base de certificação foram definidas, sobre as quais foram elaborados os requisitos de projeto.

Então, a configuração da aeronave foi escolhida, e o dimensionamento inicial foi realizado por meio de uma metodologia paramétrica, com base em um banco de dados construído a partir de aeronaves já existentes da mesma categoria.

O dimensionamento inicial da cabine foi refinado a partir de uma análise de ergonomia, dimensionando-se a cabine para garantir que a aeronave possa ser operada com segurança por tripulantes de uma vasta gama de dimensões.

Foram realizadas estimativas aerodinâmicas 2D e 3D da asa e dos estabilizadores, e o arrasto parasita dos demais componentes da aeronave foi estimado com base em metodologia bem estabelecida na literatura. Então, as características de performance da aeronave foram estimadas.

Os resultados obtidos excedem os objetivos de performance estipulados ao começo do projeto. Mesmo levando em consideração as simplificações e limitações das análises realizadas, é razoável afirmar que a aeronave projetada irá alcançar, ou ao menos aproximar-se dos objetivos desejados, especialmente quando leva-se em conta que esta é a fase inicial do projeto e portanto ainda não foi realizado nenhum estudo de otimização. Portanto, conclui-se que o objetivo desta monografia foi alcançado.

REFERÊNCIAS

ANAC. **RBAC 21**: Regulamento brasileiro de aviação civil nº 21 - certificação de produto e artigos aeronáuticos, agência nacional de aviação civil. 2024. Emenda Nº 10. Disponível em: <https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/rbha-e-rbac/rbac/rbac-21>.

AS. Alexander Schleicher Website. Alexander Schleicher Flugzeugbau GmbH. Disponível em: <https://www.alexander-schleicher.de/galerie/segelflugzeuge-und-motorsegler-ab-1951/>. Acesso em: 25 Abr. 2024.

BRAUNSCHWEIG. Akaflieg Braunschweig Website. Akaflieg Braunschweig e.V. Disponível em: <https://www.akaflieg-braunschweig.de/>. Acesso em: 5 Mai. 2024.

CEA-EEUFMG. Website do Centro de Estudos Aeronáuticos da EEUFGM. Disponível em: <https://demec.ufmg.br/cea/menu.htm>. Acesso em: 20 Mai. 2024.

CEA-EEUFMG. Website do Centro de Estudos Aeronáuticos da EEUFGM - página sobre o CB-2 Minuano. Disponível em: <https://demec.ufmg.br/cea/cb2.htm>. Acesso em: 20 Mai. 2024.

CHILDRESS, C. E. An empirical model of thermal updrafts using data obtained from a manned glider. **University of Tennessee - Knoxville**, 2010.

DRELA, M. Xfoil: An analysis and design system for low reynolds number airfoils. **Low Reynolds number aerodynamics**, Springer, v. 54, p. 1–12, 1989.

EASA. **TCDS EASA.A.038**: Easa type certificate data sheet for mdm-1 "fox". 2007. European Aviation Safety Agency.

EASA. **TCDS EASA.A.312**: Easa type certificate data sheet - szd-50-3 "puchacz". 2007. European Aviation Safety Agency.

EASA. **TCDS EASA.A.074**: Easa type certificate data sheet - duo discus t. 2009. European Aviation Safety Agency.

EASA. **TCDS EASA.A.250**: Easa type certificate data sheet - grob sailplanes. 2011. European Aviation Safety Agency.

EASA. **TCDS EASA.A.574**: Easa type certificate data sheet - szd-45 "perkoz". 2017.

EASA. **TCDS EASA.A.532**: Easa type certificate data sheet for arcus t. 2020. European Aviation Safety Agency.

EASA. **CS-22**: Certification specifications, acceptable means of compliance and guidance material for sailplanes and powered sailplanes. 2021. European Aviation Safety Agency. Disponível em: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/certification-specifications/cs-22-amendment-3>.

EASA. **TCDS EASA.A.221**: Easa type certificate data sheet for ask 21. 2022. European Aviation Safety Agency.

EASA. **TCDS EASA.A.233**: Easa type certificate data sheet for dg-500. 2022. European Aviation Safety Agency.

EASA. **TCDS EASA.A.599**: Easa type certificate data sheet for asg 32. 2022. European Aviation Safety Agency.

FAA. **FAA H-8083-13A**: Federal aviation administration. [S.l.: s.n.], 2013. Rev. A. Disponível em: https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/glider_handbook/gfh_front.pdf. Acesso em: 20 Mai. 2024.

FAI. **SC3-2023**: Sporting code section 3 - gliding. 2023. Fédération Aéronautique Internationale. Disponível em: https://www.fai.org/sites/default/files/sc3_2023b.pdf.

GUDMUNDSSON, S. **General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures**: Appendix c4: Design of sailplanes. [S.l.: s.n.], 2013.

HORSTMANN, K. H. Mathematical modeling for optimization of competition sailplane flight: a preliminary approach. **OSTIV Publication XIV**, 1976.

LEDNICKER, D. **The Incomplete Guide to Airfoil Usage**. Disponível em: <https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/aircraft.html>. Acesso em: 21 Mai. 2024.

LZ. **LZ Design Slovenia Website**. LZ Design. Disponível em: <https://front-electric-sustainer.com/fes/what-is-fes/>. Acesso em: 20 Mai. 2024.

MEYER, H.-L. Some remarks about akaflieg designs and idaflieg-history. **OSTIV Technical Soaring Vol. 37 No. 4**, 2017.

MUENCHEN. **Akaflieg München Website**. Akaflieg München. Disponível em: <https://www.akaflieg.vo.tum.de/de/>. Acesso em: 5 Mai. 2024.

NASA. **NASA-STD-3000**: Man-systems integration standards, national air and space administration. 1995. Revision B.

RAYMER, D. P. **Aircraft design: a conceptual approach, Sixth Edition**. [S.l.: s.n.]: AIAA Education series, 2018.

ROSKAM, D. J. **Airplane Design - Part III: Layout Design of Cockpit, Fuselagem, Wing and Empennage: Cutaways and Inboard Profiles**. [S.l.: s.n.]: Vol. 3. DARcorporation, Inc, 2002.

THOMAS, F. **Fundamentals of Sailplane Design**: Grundlagen für der entwurf von segelflugzeugen. [S.l.: s.n.], 1999. Tradução por Judah Milgram.

TOST. **Tost Wheel Selection Table**. Tost Flugzeuggerätebau. Disponível em: <https://www.tost.de/PDF/eraederzuord2007.pdf>. Acesso em: 20 Mai. 2024.

WEIBEL, G. Modeling thermals. **Technical Soaring Vol. 37 No. 4**, 2013.

WINTER Instruments Catalog. Winter GmbH. Disponível em: <https://www.winter-instruments.de/>. Acesso em: 19 Mai. 2024.

ANEXO A – BANCO DE DADOS PARA ANÁLISE PARAMÉTRICA

BASE DE DADOS – PLANADORES BIPOSTOS														
Aircraft	Year	Seats	Length (m)	Wingspan (m)	Height (m)	Wing Area (m^2)	AR	Empty Wt (kg)	Grs Weight (kg)	MTOW (kg)	Ballast (kg)	Wing Ldg.	G Limit +	Vne (km/h)
G103 Twin II	1980	2	8.18	17.5	1.55	17.8	17.21	390	580	580	none	32.58	5.3	250
G103C Twin III	1989	2	8.18	18	1.55	17.5	18.51	400	600	600	none	34.29	6	260
SZD-54 Perkoz	1991	2	8.25	20	2.05	17.82	22.45	379	590	615	none	33.11	5.3	240
DG-500T	1987	2	8.66	18	1.8	16.6	19.52	390	615	615	none	37.05	5.3	270
Duo Discus	1993	2	8.73	20	1.6	16.4	24.39	410	500	700	200	30.49		263
ASK 21	1979	2	8.35	17	1.55	17.95	16.10	360	600	600	none	33.43	6.5	280
ASG 32	2014	2	9.07	20	1.7	15.7	25.48	490	725	850	125	46.18		270
ASH 25	1986	2	8.97	25.6	1.7	16.5	39.72	478	630	750	120	38.18	5.3	280
Arcus	2009	2	8.73	20		15.6	25.64	430	585	750	165	37.50		280
MDM-1 Fox	1993	2	7.38	14		12.3	15.93	350	525	530	none	42.68	9	281
SZD-50 Puchacz	1979	2	8.38	16.67	2.04	18.16	15.30	370	570	570	none	31.39	5.3	215
Média	1991	2.00	8.44	18.80	1.73	16.58	21.84	404	593	651	153	36.08	6.00	263
SC-1 Minerva		2	8.4	18	1.72	16.7	19.40	370	570	600	30	34.13		
												obj: 270		

Aircraft	Year	Vg (km/h)	Sink Rate (m/s)	Max Glide	Stall spd (km/h)	Mnvr Spd (km/h)	MAC (m)	DADOS GEOMÉTRICOS						
								Nose to wing spar dist. (m)	NLG ø (m)	MLG ø (m)	TLG ø (m)	Nose to NLG (m)	Nose to MLG (m)	Fuselage Width (m)
G103 Twin II	1980	105	0.64	36.5	74	170	1.02	2.82	0.26	0.38	0.21	0.83	2.98	0.82
G103C Twin III	1989	95	0.64	38	71.1	175	0.97	2.83	0.26	0.38	0.21	0.88	3.03	0.765
SZD-54 Perkoz	1991	102	0.58	42	65	194	0.89	2.82	0.29	0.34	0.19	0.9	3.23	0.66
DG-500T	1987	110	0.51	40	75	205	0.92	2.92	0.22	0.40	0.22	0.76	2.99	0.75
Duo Discus	1993	100	0.58	46	72	180	0.82	3.06	0.21	0.34	0.16	0.81	2.82	0.75
ASK 21	1979	90	0.64	34	65	200	1.06	2.94	0.29	0.36	0.14	0.92	3.2	0.71
ASG 32	2014	104	0.6	52	75		0.79	3.08	None	0.39	0.22	None	2.8	0.73
ASH 25	1986	92	0.42	60	75		0.64	2.84	None	0.38	0.21	None	2.58	0.71
Arcus	2009	110	0.56	50	70	180	0.78	3.05	0.18	0.40	0.21	0.81	2.82	0.73
MDM-1 Fox	1993	130	1	30	84	214	0.88	2.70	None	0.37	0.22	None	2.44	0.65
SZD-50 Puchacz	1979	85	0.7	32	60	150	1.09	3.08	0.25	0.35	0.23	0.92	3.37	0.65
Média	1991	102	0.62	41.86	71	185	0.88	2.92	0.25	0.37	0.20	0.85	2.93	0.72
SC-1 Minerva		obj: 100	obj: < 0.6	obj: ~39	obj: ~70		0.93	2.90	0.26	0.38	0.21	0.85	3.01	0.75

Aircraft	Year	Fuselage Height (m)	Canopy Length (m)	Canopy Height (m)	S_vt (m^2)	S_ht (m^2)	L_vt (m)	L_ht (m)	DADOS GEOMÉTRICOS				
									S_a (ailersons) (m^2)	S_e (elevators) (m^2)	S_r (rudder) (m^2)		
G103 Twin II	1980	1.07	2.6	0.51	1.47	2.16	4.4	4.62	1.09	0.65	0.52		
G103C Twin III	1989	1.02	2.5	0.49	1.45	2.07	4.24	4.51	1.33	0.58	0.51		
SZD-54 Perkoz	1991	1.02	2.12	0.48	1.86	2.18	4.19	4.89	0.84	0.67	0.48		
DG-500T	1987	1.03	2.4	0.47	1.5	1.9	4.85	4.96	1.12	0.65	0.52		
Duo Discus	1993	1.03	2.45	0.48	1.49	1.36	4.85	5.13	1.22	0.44	0.45		
ASK 21	1979	1.05	2.29	0.45	1.35	1.78	4.68	4.87	1.14	0.52	0.43		
ASG 32	2014	1.0	2.44	0.5	1.39	1.22	5.54	5.5	1.04	0.31	0.42		
ASH 25	1986	1.0	2.18	0.43	1.63	1.27	5.13	5.52	0.82	0.40	0.52		
Arcus	2009	1.04	2.43	0.48	1.54	1.37	4.91	5.14	0.56	0.44	0.47		
MDM-1 Fox	1993	1.01	2.14	0.39	1.2	1.67	3.93	3.86	1.36	0.82	0.66		
SZD-50 Puchacz	1979	1.07	2.21	0.46	1.95	2.72	4.61	4.47	0.94	0.93	1.02		
Média	1991	1.03	2.33	0.47	1.53	1.79	4.67	4.86	1.04	0.58	0.55		
SC-1 Minerva		1.05	2.5	0.5	1.43	1.84	4.62	4.97	1.09	0.59	0.52		

Fonte: Elaborado pelo autor.

ANEXO B – BANCO DE DADOS PARA ANÁLISE PARAMÉTRICA – CONTINUAÇÃO

ICOS A SEREM OBTIDOS DOS DESENHOS (INPUTS)											
Aircraft	Year	H stab Span (m)	V stab Span (m)	Wing Root Chord (m)	Wing Tip Chord (m)	H stab Root Chord (m)	H stab Tip Chord (m)	V stab Root Chord (m)	V stab Tip Chord (m)	Aileron (1x) Span (m)	Elevator (1x) Span (m)
G103 Twin II	1980	3.41	1.42	1.3	0.6	0.84	0.47	1.13	0.87	3.54	1.705
G103C Twin III	1989	3.39	1.41	1.28	0.375	0.824	0.46	1.25	0.86	4.00	1.695
SZD-54 Perkoz	1991	3.32	1.86	1.28	0.54	0.77	0.58	1.52	0.62	2.95	1.66
DG-500T	1987	3.17	1.70	1.15	0.415	0.78	0.418	1.21	0.59	4.00	1.585
Duo Discus	1993	3.12	1.49	1.05	0.30	0.61	0.30	1.29	0.71	4.55	1.56
ASK 21	1979	3.06	1.42	1.45	0.50	0.75	0.4	1.19	0.8	2.79	1.53
ASG 32	2014	3.25	1.61	0.97	0.35	0.50	0.22	1.02	0.72	5.39	1.5
ASH 25	1986	3.15	1.55	0.82	0.30	0.55	0.28	1.51	0.74	4.60	1.49
Arcus	2009	3.12	1.49	0.96	0.31	0.60	0.28	1.32	0.74	3.14	1.46
MDM-1 Fox	1993	3.18	1.38	1.27	0.47	0.65	0.43	1.16	0.52	4.05	1.54
SZD-50 Puchacz	1979	3.68	1.84	1.59	0.55	0.89	0.62	1.51	0.65	3.00	1.75
Média	1991	3.26	1.56	1.19	0.43	0.71	0.41	1.28	0.71	3.82	1.59
SC-1 Minerva		3.32	1.47	1.31	0.55	0.71	0.40	1.18	0.77	3.6	1.66

Aircraft	Year							C_ht				C_vt		S_ail/S_w		S_elev/S_ht	
		Rudder Span (m)	Airbrake Span (m)	W Root Thick (m)	Vt Root Thick (m)	Ht Root Thick (m)											
G103 Twin II	1980	1.42	1.4	0.29	0.21	0.12	0.551		0.021		0.061		0.30				
G103C Twin III	1989	1.41	1.7	0.23	0.18	0.10	0.549		0.020		0.076		0.28				
SZD-54 Perkoz	1991	1.18	1.42	0.23	0.25	0.15	0.671		0.022		0.047		0.31				
DG-500T	1987	1.70	1.5	0.21	0.14	0.12	0.616		0.024		0.067		0.34				
Duo Discus	1993	1.49	1.41	0.19	0.16	0.10	0.519		0.022		0.074		0.32				
ASK 21	1979	1.42	1.41	0.28	0.155	0.116	0.457		0.021		0.064		0.29				
ASG 32	2014	1.61	1.5	0.17	0.14	0.09	0.544		0.025		0.066		0.25				
ASH 25	1986	1.55	1.25	0.16	0.18	0.08	0.659		0.020		0.050		0.31				
Arcus	2009	1.49	1.53	0.17	0.16	0.10	0.579		0.024		0.036		0.32				
MDM-1 Fox	1993	1.33	1.39	0.22	0.17	0.09	0.597		0.027		0.111		0.49				
SZD-50 Puchacz	1979	1.84	1.31	0.28	0.19	0.13	0.615		0.030		0.052		0.34				
Média	1991	1.49	1.44	0.22	0.18	0.11	0.596		0.023		0.063		0.33				
SC-1 Minerva		1.47	1.40	0.24	0.15	0.11	0.590		0.022		0.065		0.32				

Aircraft	Year	COEFICIENTES E RAZÕES (OUTPUTS)											
		S_rud/S_vt	AR Hstab	AR Vstab	Afil. Asa	Afil. Hstab	Afil. Vstab	Aileron % Span	Elevator % Span	Rudder % Span	Aileron % Chord	Elevator % Chord	Rudder % Chord
G103 Twin II	1980	0.35	5.38	1.37	0.46	0.56	0.77	40	100	100	15	29	36.6
G103C Twin III	1989	0.35	5.55	1.37	0.29	0.56	0.69	44	100	100	17	27	34.3
SZD-54 Perkoz	1991	0.26	5.06	1.86	0.42	0.75	0.41	30	100	63	16	30	38.0
DG-500T	1987	0.35	5.29	1.93	0.36	0.54	0.49	44	100	100	15	34	34.0
Duo Discus	1993	0.30	7.16	1.49	0.29	0.49	0.55	46	100	100	16	31	30.2
ASK 21	1979	0.32	5.26	1.49	0.34	0.53	0.67	33	100	100	19	30	30.4
ASG 32	2014	0.30	8.66	1.86	0.36	0.44	0.71	54	92	100	12	29	30.0
ASH 25	1986	0.32	7.81	1.47	0.37	0.51	0.49	36	95	100	14	32	29.8
Arcus	2009	0.31	7.11	1.44	0.32	0.47	0.56	31	94	100	11	34	30.6
MDM-1 Fox	1993	0.55	6.06	1.59	0.37	0.66	0.45	58	97	96	19	49	59.1
SZD-50 Puchacz	1979	0.52	4.98	1.74	0.35	0.70	0.43	36	95	100	14	35	51.3
Média	1991	0.36	5.93	1.59	0.36	0.57	0.55	41	97	96	15	33	36.6
SC-1 Minerva		0.36	6.00	1.50	0.42	0.56	0.65	40	100	100	16	32	37.0

Fonte: Elaborado pelo autor.

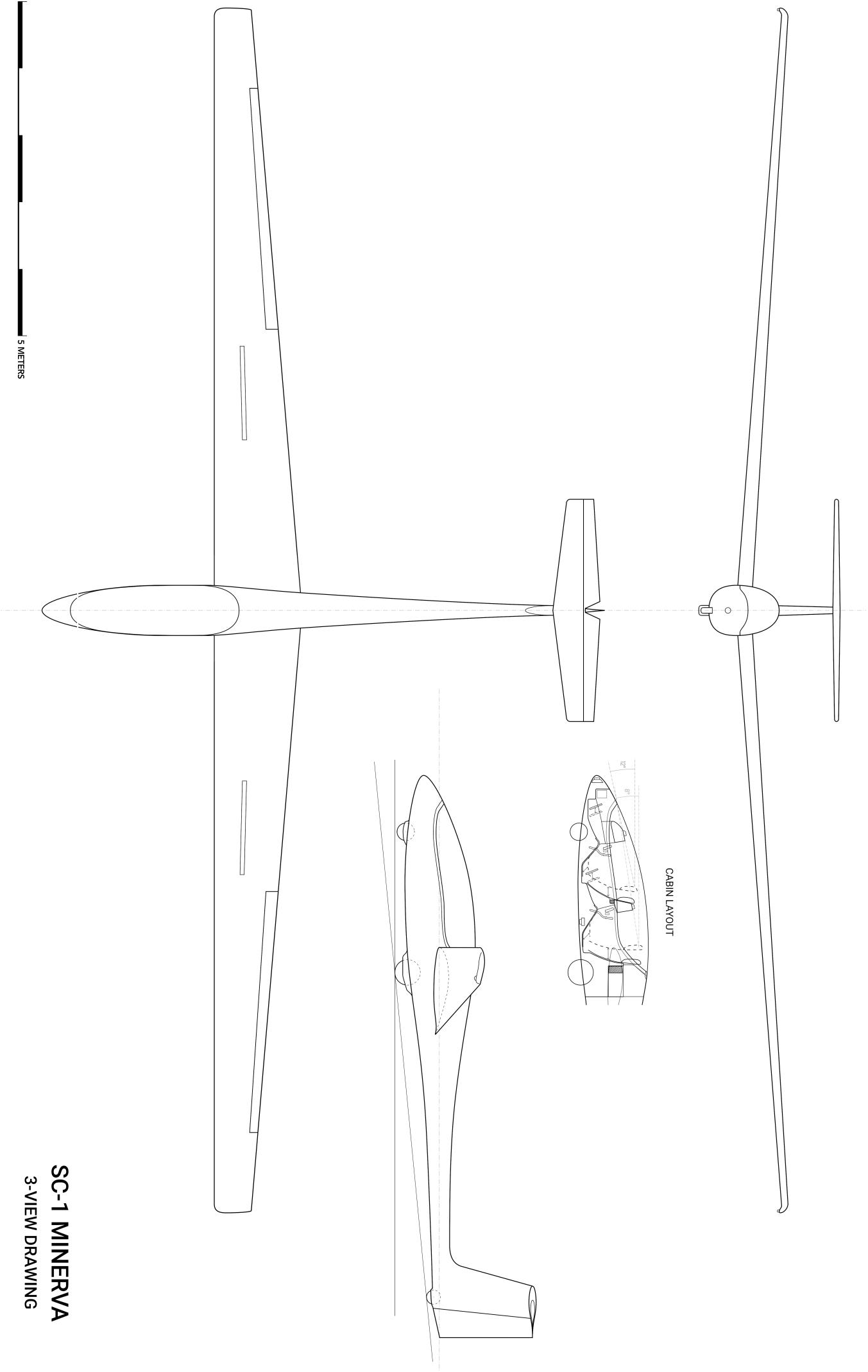
ANEXO C – DESENHOS TÉCNICOS DA AERONAVE SC-1 MINERVA

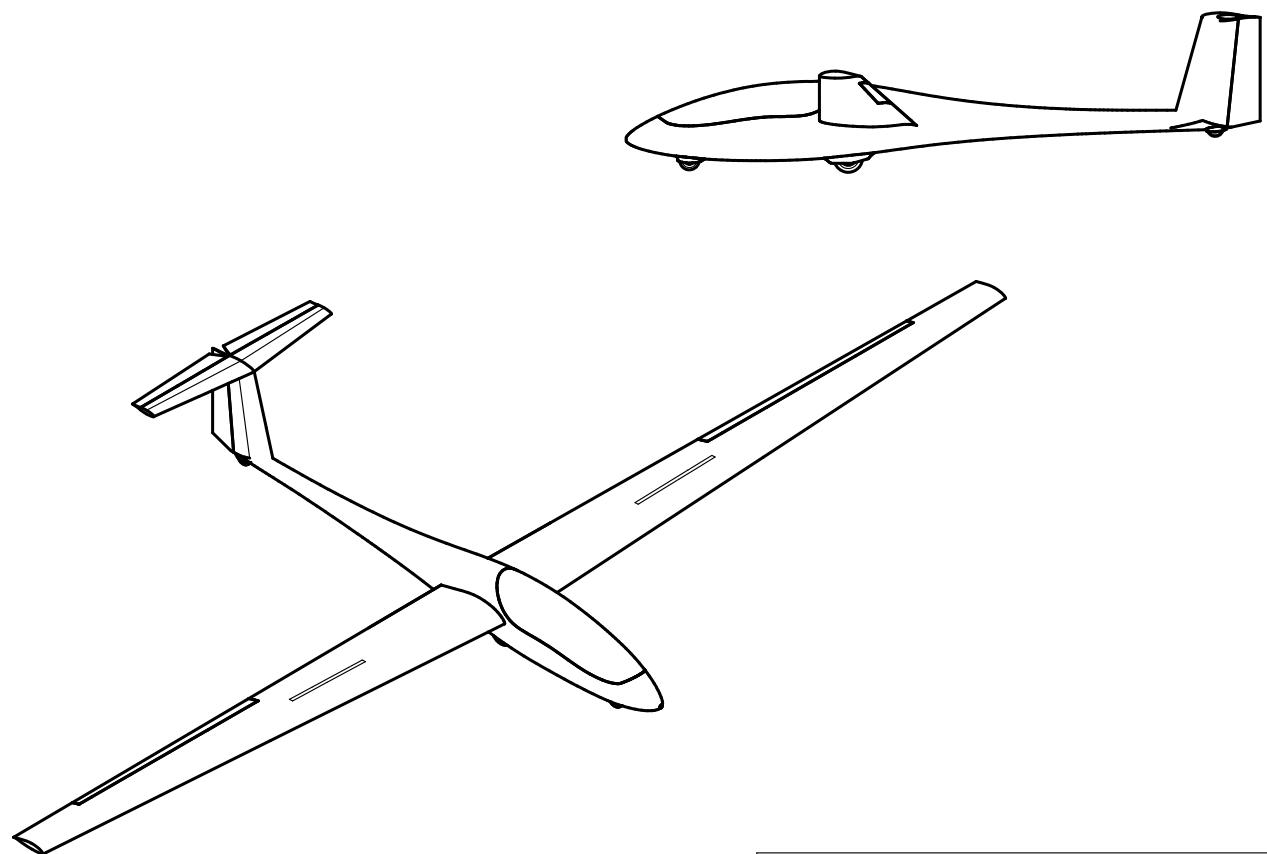
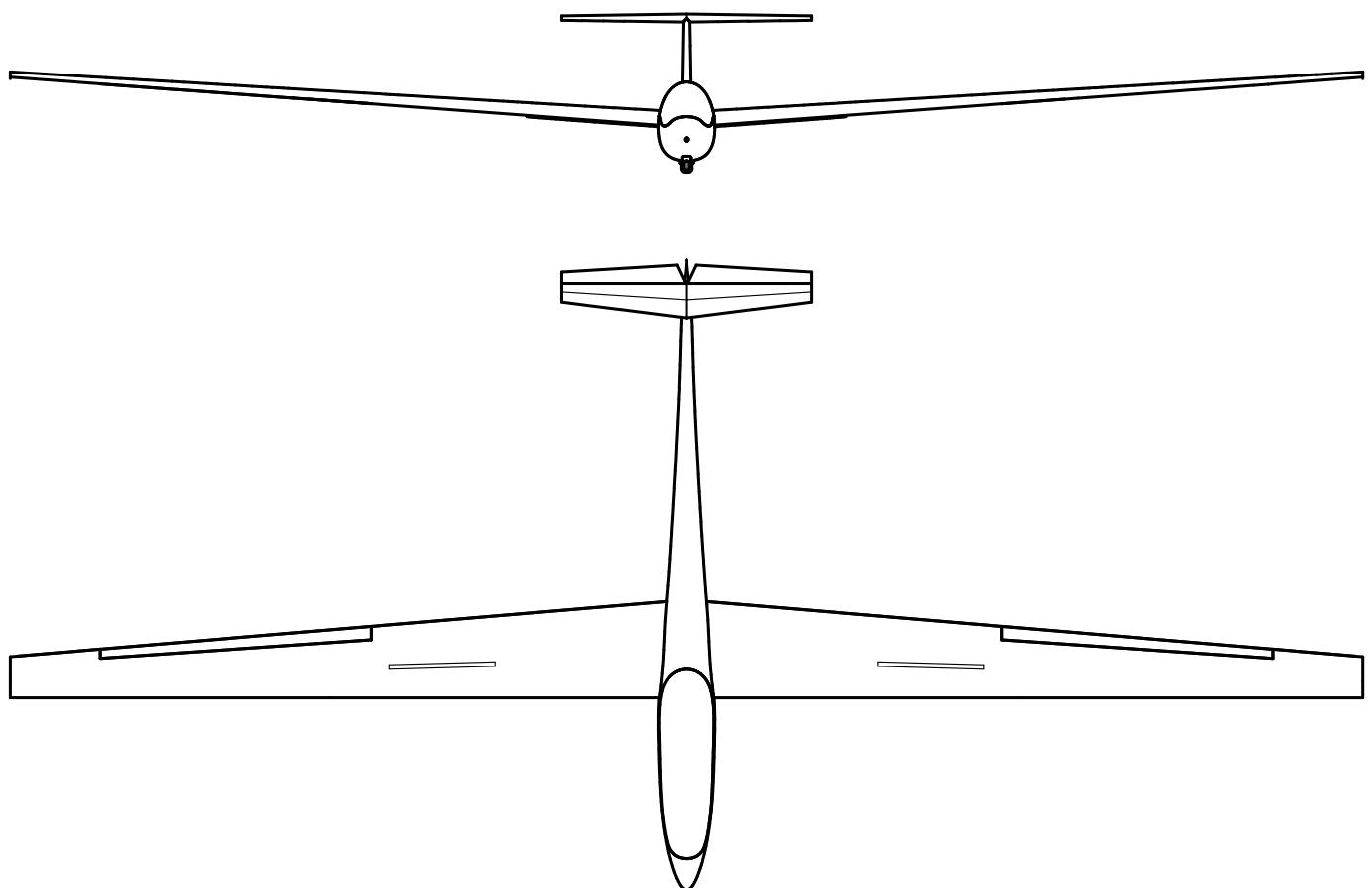
Os desenhos a seguir serão providenciados como folhas inteiras, ao invés de utilizar a formatação padrão, a fim de manter as escalas dos desenhos técnicos.

5 METERS

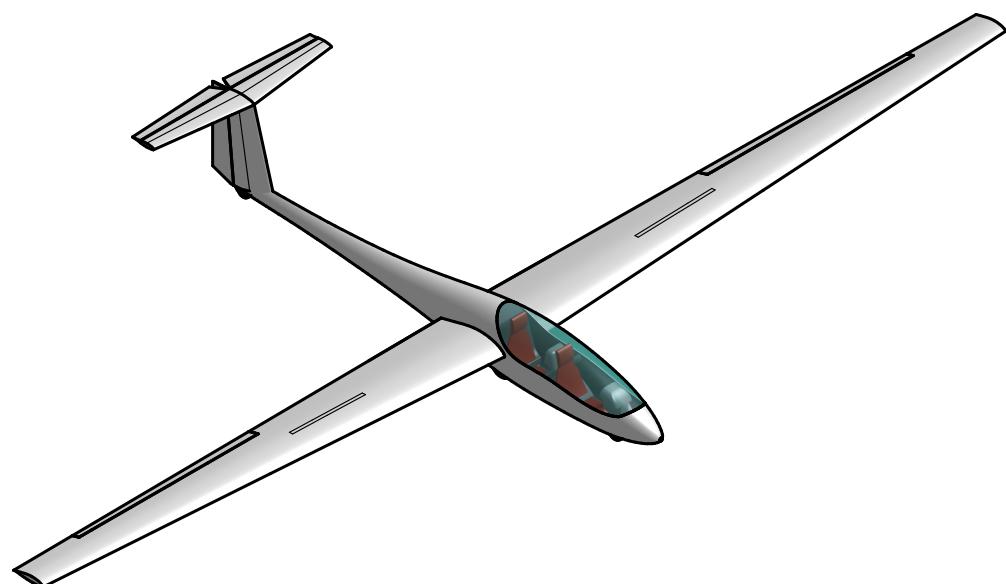
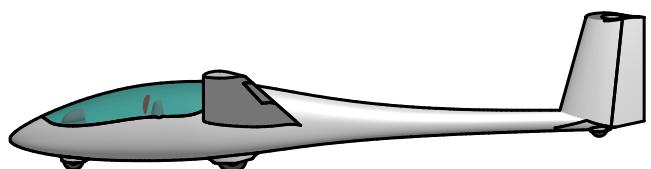
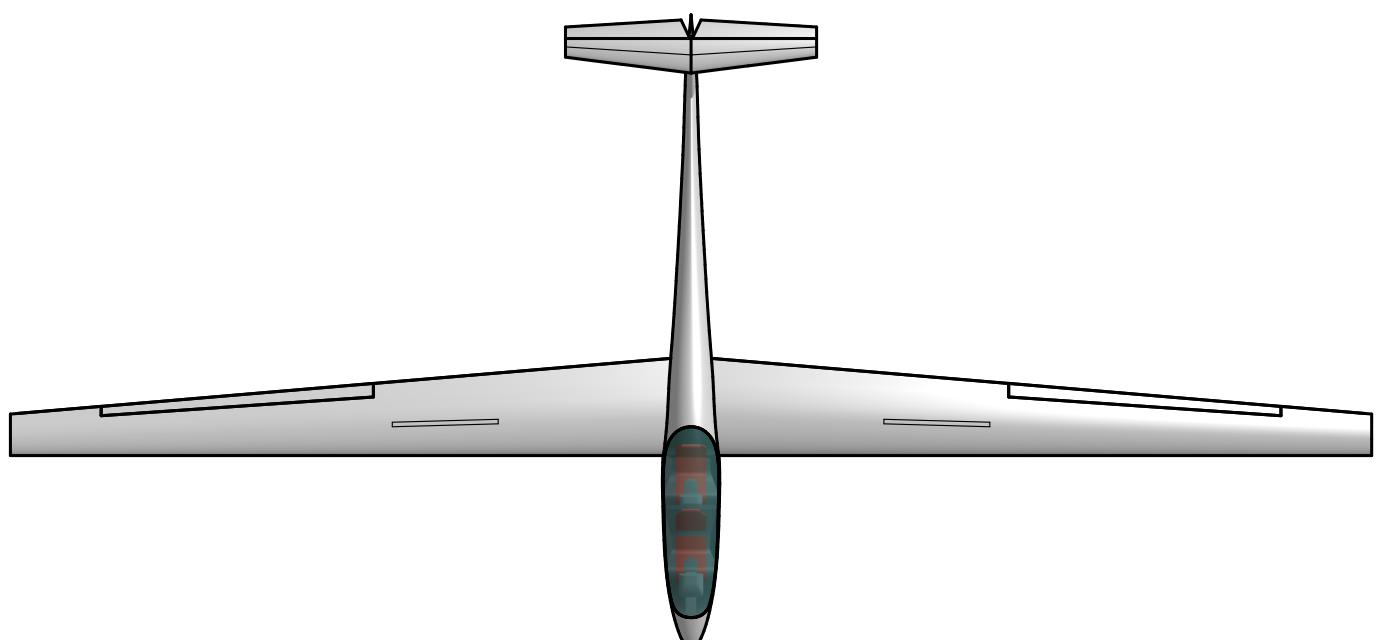
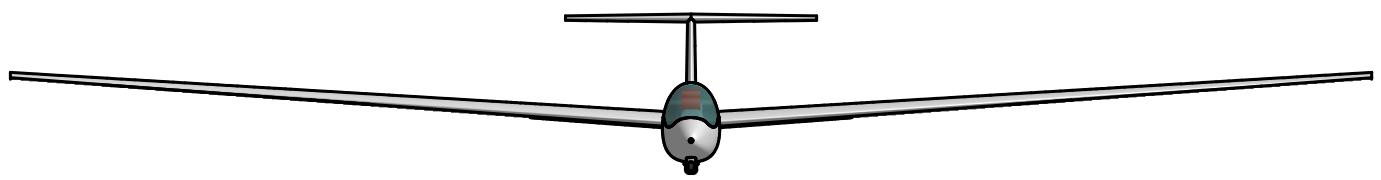
CABIN LAYOUT

SC-1 MINERVA
3-VIEW DRAWING





TITLE		SC-1 MINERVA	
SIZE	A4	Desenho 4 Vistas	
SCALE	1:100		1 of 3



TITLE	
SC-1 MINERVA	
SIZE	A4
SCALE	1:100
SHEET	2 of 3

