

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ
Departamento de Engenharia Mecânica

**PROJETO CONCEITUAL DE UMA AERONAVE LEVE
PASSÍVEL DE SER FACILMENTE CONVERTIDA ENTRE
PROPULSÃO ELÉTRICA E COMBUSTÃO INTERNA A PISTÃO,
ADAPTÁVEL TANTO PARA TREM DE POUSO TERRESTRE
QUANTO AQUÁTICO.**

Bernardo Maia de Mello Alves

Professor orientador: Bruno Rangel Pacheco

Taubaté - SP

2019

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ
Departamento de Engenharia Mecânica

PROJETO CONCEITUAL DE UMA AERONAVE LEVE PASSÍVEL DE SER FACILMENTE CONVERTIDA ENTRE PROPULSÃO ELÉTRICA E COMBUSTÃO INTERNA A PISTÃO, ADAPTÁVEL TANTO PARA TREM DE POUSO TERRESTRE QUANTO AQUÁTICO.

Bernardo Maia de Mello Alves

Trabalho de Conclusão de Curso de Pós-Graduação apresentado ao Curso de Especialização em Engenharia Aeronáutica da Universidade de Taubaté, como parte dos requisitos necessários à obtenção do título de Especialista em Engenharia Aeronáutica.

Orientador: Prof Me. Bruno Rangel Pacheco

Taubaté - SP
2019

SIBi – Sistema Integrado de Bibliotecas / UNITAU

M527p Mello Alves, Bernardo Maia de
Projeto conceitual de uma aeronave leve passível de ser facilmente convertida entre propulsão elétrica e combustão interna a pistão, adaptável tanto para trem de pouso terrestre quanto aquático / Bernardo Maia de Mello Alves. -- 2019.
89 f. : il.

Monografia (Especialização) – Universidade de Taubaté, Departamento de Engenharia Mecânica e Elétrica, 2019.
Orientação: Prof. Me. Bruno Rangel Pacheco, Departamento de Engenharia Mecânica.

1. Aeronave leve. 2. Engenharia aeronáutica. 3. Projeto de aeronave. 4. Propulsão elétrica. I. Título. II. Especialização em Engenharia Aeronáutica.

CDD – 629.13

Ficha catalográfica elaborada por Shirlei Righeti – CRB-8/6995

COMISSÃO JULGADORA

Data: _____

Conceito: _____

BANCA EXAMINADORA

Prof. Me. Bruno Rangel Pacheco

Assinatura _____

Prof, Me. Pedro Marcelo Alves Ferreira Pinto

Assinatura _____

MELLO ALVES, B. M, *CAPP – Projeto conceitual de uma aeronave leve passível de ser facilmente convertida entre propulsão elétrica e combustão interna a pistão, adaptável tanto para trem de pouso terrestre quanto aquático*, Dissertação, Pós-graduação em Engenharia Aeronáutica, pelo Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Taubaté, Taubaté, SP, 2019, 89p.

Agradecimentos

Agradeço primeiramente aos meus pais, Márcio e Diana, pelo zelo, pelos ensinamentos e sobretudo pelos esforços ao longo dos anos de forma a garantirem uma educação de qualidade, bem como pelo exemplo de ética e de integridade moral, qualidades indispensáveis nas quais me espelho ao longo de minha jornada. Agradeço ainda à minha irmã, Olívia, e ao meu irmão, Leonardo, pelo apoio e incentivo.

Agradeço ao meu professor orientador, Bruno Rangel, pela atenção e dedicação e disponibilidade.

Finalmente, agradeço ao corpo docente do Curso de Especialização em Engenharia Aeronáutica da UNITAU, pelo conhecimento compartilhado ao longo desses meses.

Resumo do Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à Universidade de Taubaté/UNITAU como parte dos requisitos necessários para a obtenção do título de Especialista em Engenharia Aeronáutica.

PROJETO CONCEITUAL DE UMA AERONAVE LEVE PASSÍVEL DE SER FACILMENTE CONVERTIDA ENTRE PROPULSÃO ELÉTRICA E COMBUSTÃO INTERNA A PISTÃO, ADAPTÁVEL TANTO PARA TREM DE POUSO TERRESTRE QUANTO AQUÁTICO.

Bernardo Maia de Mello Alves

Março/2019

Orientador: Bruno Rangel Pacheco

Curso: Pós-Graduação em Engenharia Aeronáutica

O presente trabalho apresenta uma proposta de projeto conceitual de aeronave leve, cuja propulsão, inicialmente por motor de combustão interna a pistão, possa ser facilmente convertida para uso de motor elétrico. É fato notório a crescente aplicação de propulsão elétrica em aeronaves de pequeno porte ao longo dos últimos anos, propulsão essa que apresenta diversas vantagens frente à combustão interna, dentre as quais destaca-se a possibilidade de abastecimento por meio de fontes renováveis de energia, assunto em pauta ante a preocupação da comunidade internacional com o expressivo aumento da emissão de gases poluentes e como os problemas decorrentes, como efeito estufa/aquecimento global e piora na qualidade do ar. Aqueles versados no assunto acreditam que, com o aumento da densidade energética das baterias, a propulsão elétrica ocupará lugar de destaque no futuro próximo da aviação. Este trabalho propõe o projeto de uma aeronave leve, de dois lugares, com propulsão e trem de pouso intercambiáveis, de forma a poder decolar a partir de terra e de mar.

Palavras-chave: Aeronave leve, Engenharia Aeronáutica, Propulsão Elétrica, Projeto de Aeronave.

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	1
1.1 Motivação	1
1.2 Conteúdo do trabalho.....	1
2. CENÁRIO ATUAL	3
3. CONCEPÇÃO E DIMENSIONAMENTO INICIAL	9
3.1 Parâmetros iniciais de projeto.....	9
3.2 Diagramas de Construção	11
3.3 Concepção inicial e layout.....	16
4. ANÁLISE DE PESO	21
4.1 Estimativas iniciais	21
4.2 Estimativa de W_f	22
4.3 Estimativa de W_f	22
4.4 Estimativa de W_0	23
5. GRUPO MOTO-ROPULSOR.....	24
5.1 Especificações do motor Rotax 912 ULS/S	24
5.2 Análise da potência requerida.....	25
5.3 Seleção da hélice	27
6. DIMENSIONAMENTO GEOMÉTRICO DA AERONAVE.....	28
6.1 Dimensionamento da asa	28
6.2 Seleção de perfil de aerofólio da asa.....	29
6.3 Estudo da asa	36
6.4 Dimensionamento da empenagem.....	40
6.5 Dimensionamento da fuselagem.....	43
7. ANÁLISE DE ARRASTO	50
7.1 Modelo do arrasto.....	50
7.2 Área molhada da aeronave completa	51
Hidroavião	54
Terrestre.....	55
8. ANÁLISE DE DESEMPENHO	56
8.1 Envelope de Voo	56
8.2 Voo horizontal	58
8.3 Alcance máximo	61
Hidroavião	61
Terrestre.....	61
9. CONSIDERAÇÕES SOBRE ESTABILIDADE.....	71
9.1 Curva CL x α para a aeronave completa.....	71
9.2 Estabilidade longitudinal simplificada.....	72
10. CONSIDERAÇÕES FINAIS.....	76

Lista de Figuras

Figura 1 : Evolução da razão Pot/W dos motores de combustão interna (fonte: acervo próprio)	4
Figura 2 : Evolução da densidade energética das baterias (fonte: Rohan, 2014)	4
Figura 3 : Sistema de alimentação de combustível (fonte: Marcelo, 2018).....	6
Figura 4 : Esquema de propulsão elétrica (fonte: precolumbianweapons.com, 2018)	7
Figura 5 : Diagrama de constrição para configuração de treinador (fonte: acervo próprio).....	15
Figura 6 : Diagrama de constrição para configuração de anfíbio (fonte: acervo próprio).....	15
Figura 7 : Posições de asa e tipos de empenagem (fonte: Gudmundsson, 2014)	16
Figura 8 : Tipos de trem de pouso (fonte: GUDMUNDSSON, 2014)	17
Figura 9 : Posição do grupo moto-propulsor (fonte: Gudmundsson, 2014).....	17
Figura 10 : Layout inicial da aeronave (fonte: Gudmundsson, 2014)	20
Figura 11 : Motor Rotax 912 ULS/S (fonte: Catálogo ROTAX, 2016)	24
Figura 12 : Curva do motor Rotax 912 ULS/S (fonte: Catálogo ROTAX, 2016).....	26
Figura 13 : Curva para o perfil Clark Y (fonte: acervo próprio)	30
Figura 14 : Curva para o perfil NACA GA(W)-1 (fonte: acervo próprio)	31
Figura 15 : Curva para o perfil 65 ₃ -618 (fonte: acervo próprio)	32
Figura 16 : polar da arrasto do perfil NACA 65 ₃ -618 (fonte: Abbot e Doenhoff, 1958)	34
Figura 17 : coeficiente de sustentação para o perfil NACA 65 ₃ -618 (fonte: Abbot e Doenhoff, 1958).....	35
Figura 18 : Distribuição de sustentação - método de Schrenk (fonte: acervo próprio)	37
Figura 19 : Determinação do ponto de início de estol (fonte: Phillips, 2010)	37
Figura 20 : Determinação da razão CL _{máx} /Cl _{máx} (fonte: Phillips, 2010)	38
Figura 21 : Guia histórico para dimensionamento dos ailerons (fonte: Raymer, 2006)	39
Figura 22 : Esboço das dimensões da cauda (fonte: acervo próprio)	41
Figura 23 : Posição relativa entre asa e empenagem (fonte: acervo próprio).....	44
Figura 24 : Sistema de coordenadas para estimativa de CG (fonte: acervo próprio).....	47
Figura 25 : Esboço geométrico da fuselagem (fonte: acervo próprio)	49
Figura 26 : Esboço tridimensional da fuselagem (fonte: acervo próprio)	49
Figura 27 : Esboço da área plana dos flutuadores (fonte: acervo próprio).....	52
Figura 28 : Estimativa de C _{Dmin} (fonte: Gudmundsson, 2014)	54
Figura 29 : Diagrama V-n (fonte: acervo próprio).....	57
Figura 30 : Envelope de voo (fonte: acervo próprio)	57
Figura 31 : Potência requerida - hidroavião (fonte: acervo próprio).....	60
Figura 32 : Potência requerida - terrestre (fonte: acervo próprio)	60
Figura 33 : Gráficos de C _L x α (fonte: acervo próprio)	72
Figura 34 : Forças e momentos atuantes na aeronave (Phillips, 2010).....	73
Figura 35 : Coeficiente de momento em função de α (fonte: acervo próprio)	75

Lista de Tabelas

TABELA 1	- Relação de aeronaves com propulsão por motores de combustão	3
TABELA 2	- Coeficientes aerodinâmicos típicos	10
TABELA 3	- Parâmetros preliminares	11
TABELA 4	- Análise da localização vertical da asa.....	18
TABELA 5	- Análise da posição do grupo moto-propulsor	19
TABELA 6	- Especificações do motor ROTAX 912 ULS/S.....	24
TABELA 7	- Comparativo entre os perfis de aerofólio.....	33
TABELA 8	- Comparativo entre os perfis finalistas.....	33
TABELA 9	- Configuração final das superfícies de sustentação e empenagem	43
TABELA 10	- Pesos individuais dos componentes da aeronave	47
TABELA 11	- Estimativa do CG.....	48
TABELA 12	- Cálculo da área molhada da asa e empenagem	53
TABELA 13	- Parâmetros geométricos e de desempenho da aeronave.....	76

1. INTRODUÇÃO

1.1 Motivação

Atualmente a aviação é responsável por uma parcela significativa da emissão dos gases causadores de efeito estufa e estima-se que nos próximos anos essa parcela aumentará consideravelmente.

Uma motivação adicional reside no custo da operação de aeronaves leves, especialmente em relação às aeronaves utilizadas em treinamento de futuros pilotos. Na presente data, o custo médio da hora de voo em aeronaves monomotoras de treinamento gira em torno de R\$ 430,00, grande parte devido ao alto custo da gasolina de aviação, tornando inviável o investimento para muitos que almejam seguir essa profissão.

O objetivo deste trabalho é apresentar o projeto preliminar de uma aeronave leve facilmente conversível para algumas configurações, a saber: da propulsão por motor a combustão interna para elétrica, de trem de pouso terrestre para aquático, e de aeronave de treinamento para moto-planador. Tal aeronave será projetada para uso pessoal, recreação ou treinamento.

1.2 Conteúdo do trabalho

O capítulo 2 apresenta um breve histórico do uso de motores de combustão interna utilizados em aeronaves leves, obtendo-se uma curva ilustrando a evolução da relação Potência/Peso. Será também mostrada uma curva da evolução da densidade energética das baterias, seguida de uma breve discussão sobre as curvas mostradas. Serão ainda detalhados os sistemas propulsivos típicos de aeronaves elétricas e a combustão, a fim de verificar os pontos do projeto dignos de atenção para que a aeronave possa alojar ambos os sistemas em situações distintas.

O capítulo 3 apresenta o dimensionamento inicial da aeronave, estimando os parâmetros T/W e W/S através de diagramas de construção e do estudo de aeronaves do mesmo tipo/classe. Apresenta ainda a concepção inicial, com tipo de geometria e posição vertical das asa, tipo de empenagem, trem de pouso e fuselagem.

No capítulo 4 é feita uma análise do peso levando em conta o histórico de aeronaves similares. No capítulo 5 são apresentadas as especificações do motor Rotax 912 ULS/S para o qual a aeronave será projetada. Também é feita a seleção da hélice.

O capítulo 6 traz a seleção do perfil e dimensionamento da asa. São ainda dimensionadas as empenagens vertical e horizontal e a fuselagem.

De posse de informações suficientes da geometria da aeronave, o capítulo 7 traz uma análise completa do arrasto.

O capítulo 8 faz um estudo do desempenho da aeronave, contemplando o envelope de voo (velocidade de manobra, fatores de carga e influência de rajada), desempenho em cruzeiro, subida/descida/voo planado, alcance e autonomia.

No capítulo 9 são feitas breves considerações sobre a estabilidade da aeronave.

O capítulo 10 traz as considerações finais sobre o projeto, enfatizando as limitações das metodologias adotadas e propondo ações para melhoria e refino do projeto.

2. CENÁRIO ATUAL

Atualmente existe uma considerável diversidade de motores a combustão de aplicação aeronáutica. Dentre os mais comuns, destacam-se motores a pistão, turbo-hélices, turbinas a jato e turbofans. No entanto, para o efeito desejado neste trabalho, mostra-se suficiente a análise de aeronaves que possuem como fonte propulsão os motores a pistão, visto que as aeronaves elétricas existentes atualmente restringem-se à mesma classe destas.

2.1 Histórico da propulsão aeronáutica

Na Tabela 1 abaixo são listadas algumas aeronaves fabricadas ao longo do século XX, onde foram computadas suas razões Potência/Peso.

TABELA 1 - Relação de aeronaves com propulsão por motores de combustão

Década	Aeronave	Motor	Pot/W [Hp/kg]	Hp/W Médio
1920	Caspar C32	BMW IV	0,86	0,844
	Genairco Biplane	Harkness Hornet	0,85	
	Hopfner HS-8/29	Siemens-Haslke Sh 14	0,81	
	ABC Robin	ABC Scorpion II	0,83	
	Potez 32	Salmson 9AB	0,87	
1940	Auster Adventurer	Havilland Gipsy Major I	0,96	0,99
	Percival Merganser	Havilland Gipsy Queen	0,95	
	Miles Gemini	Blackburn Cirrus Minor	1	
	Macchi MB308	Continental C85	1,05	
	PA-20	Lycoming O-320	0,99	
1960	Beagle Airedale	Lycoming O-360	1,54	1,484
	Found Centennial 100	Lycoming O-540	1,46	
	Beechcraft Baron	Continental O-470	1,47	
	Cessna 185	Continental O-520	1,37	
	Cessna Skymaster	Continental IO-360	1,58	
1980	ARV Super2	Hewland AE75	1,57	1,558
	Seabird Seeker	Lycoming O-360	1,54	
	PZL-105 Flaming	Lycoming O-720	1,49	
	Huntwing	Rotax 462	1,59	
	Harmening High Flyer	Hirth 2704	1,6	

Os dados contidos na tabela acima, após um tratamento estatístico simplificado (obtenção da média), foram registrados no gráfico mostrado na Figura 1 abaixo, a fim de se apreciar a evolução da razão Potência/Peso das aeronaves movidas a motores a

pistão ao longo do tempo. No gráfico, são mostrados os pontos discretos, bem como uma curva resultante de uma aproximação por uma função polinomial de segunda ordem, obtida através do Método dos Mínimos Quadrados.

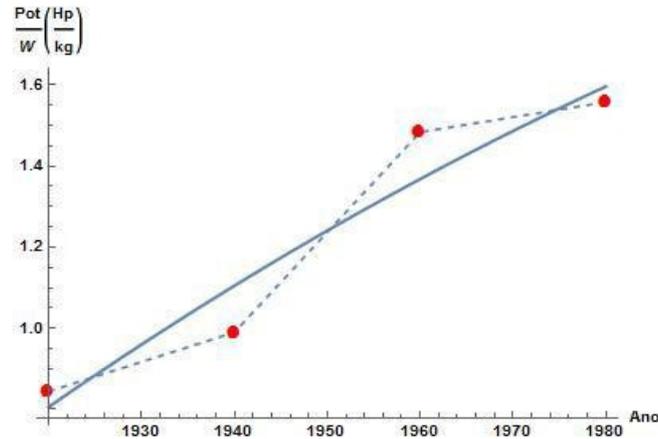


Figura 1: Evolução da razão Pot/W dos motores de combustão interna (fonte: acervo próprio)

A Figura 2 abaixo abaixo mostra a evolução da densidade energética das baterias ao longo de um período de cerca de 20 anos:

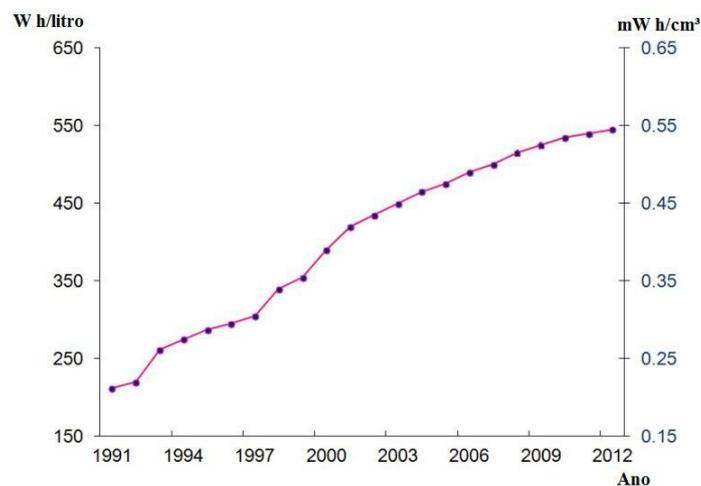


Figura 2: Evolução da densidade energética das baterias (fonte: Rohan, 2014)

A respeito dos dois gráficos mostrados acima, cabem os seguintes comentários:

- Apesar da evolução das baterias ser mostrada em termos volumétricos, não há razão para crer que a curva plotada em termos mássicos tenha comportamento diferente. Deve-se, portanto, levar em conta o aspecto qualitativo do gráfico;
- As curvas mostradas seguem um padrão semelhante, inferindo que, assim como os motores de combustão a pistão, as baterias seguem evoluindo num padrão

constante, o que corrobora com seu possível uso para aplicações aeronáuticas num futuro próximo; e

- Pode-se observar que num espaço temporal de 20 anos as baterias tiveram uma evolução na mesma ordem de grandeza que os motores de combustão a pistão tiveram no período de 80 anos.

É pertinente, portanto, a partir da discussão acima, inferir que aeronaves elétricas apresentarão autonomia suficiente para que encontrem aplicação prática. Entretanto, em virtude da propulsão elétrica ser ainda uma tecnologia em desenvolvimento, não há dados contundentes que possam servir de ponto de partida para elaboração de projetos por meio de metodologias tradicionais. Em face disso, o projeto da aeronave se dará assumindo-se propulsão por motor de combustão interna. Um estudo a respeito das alterações necessárias quando implementada a propulsão elétrica, especialmente em relação à distribuição de peso, será feito em momento oportuno.

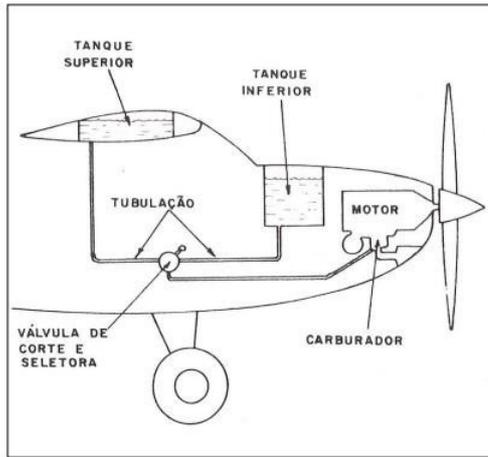
O motor utilizado será o Rotax 912 ULS/S, por ser um equipamento altamente confiável, moderno, econômico e amplamente utilizado em aeronaves de pequeno porte. As especificações deste motor serão apresentadas mais adiante.

Em aeronaves de grande porte estão presentes sistemas de grande complexidade, tais como sistemas hidráulicos com potência auxiliar (bomba hidráulica), sistemas pneumáticos, sistemas de ar-condicionado e sistemas de iluminação, todos dos quais derivam essencialmente do motor. No entanto, para aeronaves de pequeno porte, os sistemas principais de uma aeronave se resumem à alimentação de combustível, às tomadas de pressão (total e estática) para determinação das condições de voo (velocidade, altitude, etc) e redes hidráulicas para atuação de superfícies de comando (leme, ailerons, profundor, compensadores), dispositivos de aumento de sustentação (flapes) e freios.

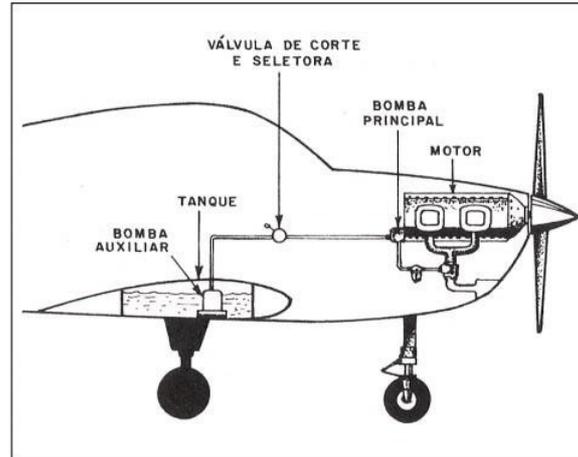
2.2 Descrição do sistema propulsivo por motores de combustão interna

Tendo em vista que as redes de tomada de pressão serão comuns em ambos os tipos de propulsão, estas não serão detalhadas, visto que não necessitam solução particular para cada caso.

Dois exemplos de sistemas de alimentação de combustível são mostrados na Figura 3 abaixo:



Alimentação por Gravidade



Alimentação por Pressurização

Figura 3: Sistema de alimentação de combustível (fonte: Marcelo, 2018)

As linhas de alimentação de combustível, por serem de dimensões relativamente pequenas, deverão ser mantidas na aeronave em ambas as configurações (elétrica e combustão interna).

Naturalmente, na estrutura que abriga o motor deverão ser previstas entradas de ar convenientemente instaladas para admissão de ar para o motor e resfriamento dos cilindros. Também deverá ser prevista saída para o escapamento dos gases de exaustão.

2.3 Descrição do sistema propulsivo elétrico

Na versão com propulsão elétrica, será necessária a instalação de diversas baterias nos diversos espaços existentes no interior da asa, razão pela qual os tanques de combustível deverão ser removíveis.

Além das baterias, um sistema de propulsão elétrica necessita alguns sistemas e subsistemas, quais sejam o banco de bateria, as unidades de controle e instrumentação, o sistema de carga, o controlador de baterias, a manete de potência, a unidade integradora e motor elétrico. A Figura 4 abaixo ilustra um esquema aplicação de propulsão elétrica em aeronaves:

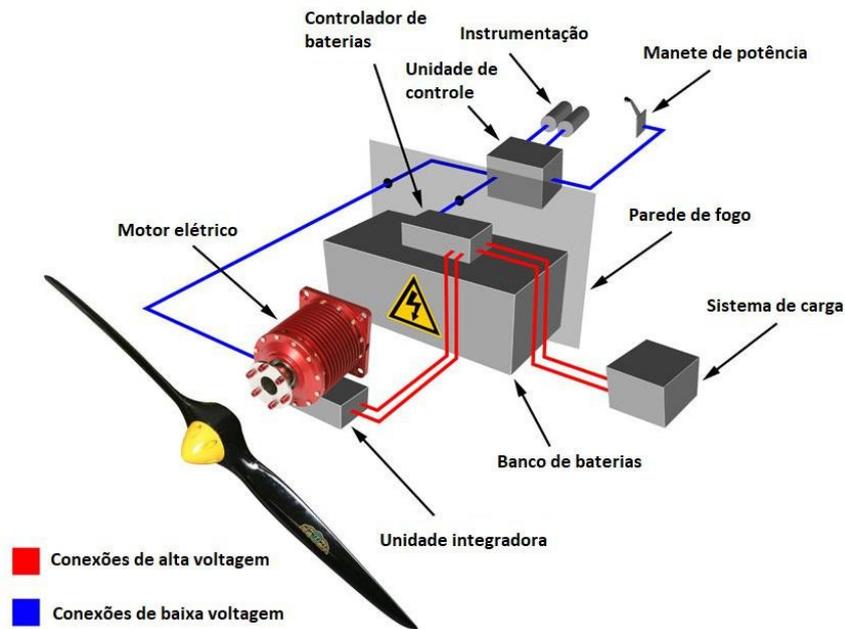


Figura 4: Esquema de propulsão elétrica (fonte: precolumbianweapons.com, 2018)

Em se tratando do motor Rotax 912 ULS/S, por possuir sistema de injeção eletrônica altamente automatizado, a conexão de saída de seu módulo será conectada ao módulo do painel a fim de fornecer informações do motor, como velocidade de rotação (RPM) e temperatura e pressão do óleo. Ao mesmo módulo do painel será conectada a saída de instrumentação da unidade de controle na propulsão elétrica. Portanto, o painel de instrumentos será comum a ambas as soluções.

2.4 Considerações sobre os elementos intercambiáveis

Para as informações mostradas no painel de instrumentos não relativas ao funcionamento do motor (velocidade aerodinâmica, altitude, razão de subida, etc), estas não são inerentes ao meio propulsivo e são oriundas de sistemas separados, razão pela qual serão comuns às duas configurações.

Em relação à manete de potência, esta também será comum a ambos os meios propulsivos, visto que atuará sobre um potenciômetro cujo sinal de saída servirá de entrada tanto para o módulo de controle da injeção eletrônica (no sistema a combustão interna) quanto para a unidade de controle (no sistema elétrico).

Assim sendo, a intercambialidade de forma prática dos meios propulsivos será obtida prevendo-se soluções modulares (módulo de potência elétrica e módulo de

potência a combustão) facilmente removíveis, cuja fixação à parede de fogo será padronizada.

Em relação ao trem de pouso na configuração hidroavião, será concebido de forma que a estrutura seja fixada aos mesmos pontos de fixação do trem de pouso terrestre à fuselagem. A fixação das asas também será padronizada para as duas versões.

Em resumo, a aeronave treinadora projetada possui: dois módulos de propulsão (elétrica e a combustão); e dois trens de pouso (terrestre e aquático). Pretende-se que seja funcional em qualquer combinação destas, ou seja, nas seguintes versões:

- treinador terrestre a combustão;
- treinador terrestre elétrico;
- treinador aquático a combustão; e
- treinador aquático elétrico.

3. CONCEPÇÃO E DIMENSIONAMENTO INICIAL

3.1 Parâmetros iniciais de projeto

Primeiramente, algumas informações são necessárias para ponto de partida do projeto, a saber: altitude de cruzeiro, velocidade de cruzeiro, velocidade de estol e alongamento (razão de aspecto).

Para este projeto, pretende-se que a aeronave tenha as seguintes características:

- Velocidade de estol:

$$V_s = 45 \text{ kt} = 83 \text{ km/h} = 23 \text{ m/s}$$

- Velocidade de cruzeiro:

$$V_c = 76 \text{ kt} = 140 \text{ km/h} = 39 \text{ m/s}$$

- Velocidade vertical (velocidade de subida):

$$V_v = 700 \text{ ft/min} = 3,55 \text{ m/s}$$

- Fator de carga:

$$n = 2,5$$

- Altitude de cruzeiro:

$$H = 2500 \text{ m}$$

- Alongamento:

$$AR = 9$$

Pela Atmosfera Padrão Internacional, para a altitude de 2500 m, a pressão e a massa específica do ar valem:

$$p = 7,4692 \times 10^4 Pa$$

$$\rho = 0,95696 \text{ kg/m}^3$$

Para as condições de cruzeiro citadas, a pressão dinâmica é calculada por:

$$q = \frac{1}{2} \rho V_c^2 = \frac{1}{2} \times 0,95696 \times 39^2 = 7,28 \times 10^2 Pa$$

Nessa fase de projeto, a constante de arrasto induzido, k , pode ser estimada por:

$$k = \frac{1}{\pi \times AR \times e}$$

Onde o fator de Oswald, e , que pode ser estimado como:

$$e = 1,78(1 - 0,045 AR^{0,68}) - 0,64 = 0,7831$$

Portanto,

$$k = \frac{1}{\pi \times 9 \times 0,7831} = 0,04516$$

Gudmundsson (2014) fornece os dados para estimativa de coeficientes de arrasto e de sustentação, onde o índice TO corresponde a *Take Off*. Os dados estão dispostos na Tabela 2 abaixo (reproduzida parcialmente):

TABELA 2 - Coeficientes aerodinâmicos típicos

Classe	$C_{D \min}$	$C_{D TO}$	$C_{L TO}$
Anfíbio	0,040-0,055	0,050-0,065	0,7

Agrícola	0,035-0,045	0,045-0,055	0,7
Biplano	0,045-0,050	0,045-0,050	0,4
Treinador	0,030-0,035	0,040-0,045	0,7

Assim, o método utilizado no sub tópico seguinte usará os seguintes parâmetros:

Os valores utilizados nessa fase do presente projeto são mostrados na Tabela 3 abaixo.

TABELA 3 - Parâmetros preliminares

Classe	ρ [kg/m ³]	ρ_0 [kg/m ³]	k	$C_{D\ min}$	C_{DTO}	C_{LTO}	AR	q[10 ² Pa]
Hidroavião	0,95696	1,225	0,04516	0,050	0,060	0,7	9	7,28
Treinador	0,95696	1,225	0,04516	0,035	0,045	0,7	9	7,28

3.2 Diagramas de Construção

O método de diagramas de construção consiste em obter curvas da razão tração-peso (T/W) em função da carga alar (W/S).

3.2.1 T/W para curva em velocidade constante

A seguinte equação é utilizada para obtenção do parâmetro T/W em função da carga alar W/S:

$$\frac{T}{W} = \frac{q}{W} \left[C_{D\ min} + k \left(\frac{W}{S} \right)^2 \right]$$

Onde,

$C_{D\ min}$ = mínimo coeficiente de arrasto

k = constante de arrasto induzido

q = pressão dinâmica para altitude e velocidade selecionada

S = área alar

T = tração

W = peso

n = fator de carga

Assim, substituindo os valores nas equações, tem-se:

Hidroavião:

$$\frac{T}{W} = 7,28 \times 10^{-2} \left[0,050 \frac{W}{S} + 5,37 \times 10^{-2} \left(\frac{W}{S} \right)^2 \right]$$

Treinador:

$$\frac{T}{W} = 7,28 \times 10^{-2} \left[0,035 \frac{W}{S} + 5,37 \times 10^{-2} \left(\frac{W}{S} \right)^2 \right]$$

3.2.2 T/W para uma razão de subida desejada

$$\frac{T}{W} = \frac{V_v}{V} + \left(\frac{q}{W/S} \right) C_{Dmin} + \frac{k}{q} \left(\frac{W}{S} \right)$$

onde,

V = velocidade

V_v = velocidade vertical

Para esta equação, a velocidade de voo é a velocidade ótima de subida, a qual está sendo inicialmente estimada como 80% da velocidade de cruzeiro, ou seja, 31,2 m/s, e a velocidade vertical vale 3,55 m/s..

Portanto, a pressão dinâmica vale:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{1}{2} 1,225 \times 31,2^2 = 596,23 \text{ Pa}$$

Assim, substituindo os valores nas equações, tem-se:

Hidroavião:

$$\frac{T}{W} = 0,11378 + \frac{29,811}{\left(\frac{W}{S}\right)} + 7,57 \times 10^{-5} \left(\frac{W}{S}\right)$$

Treinador:

$$\frac{T}{W} = 0,11378 + \frac{20,86}{\left(\frac{W}{S}\right)} + 7,57 \times 10^{-5} \left(\frac{W}{S}\right)$$

3.2.3 T/W para uma distância de decolagem desejada

$$\frac{T}{W} = \frac{V_{LOF}^2}{2g S_G} + \frac{q C_{D_{TO}}}{W/S} + \mu \left(1 - \frac{q C_{L_{TO}}}{W/S} \right)$$

$C_{L_{TO}}$ = coeficiente de sustentação durante a decolagem

$C_{D_{TO}}$ = coeficiente de arrasto durante a decolagem

S_G = distância de decolagem

V_{LOF} = velocidade de decolagem

μ = coeficiente de atrito

g = aceleração da gravidade

Para este fator, apenas a configuração de treinador será considerada. Será considerada ainda uma distância de decolagem de 300 m e um coeficiente de atrito de

0,04. A velocidade de decolagem será estimada como sendo igual à $1,2 V_{\text{estol}}$, a qual, por sua vez, é estimada como 45 nós (21 m/s). Assim, $V_{\text{LOF}} = 28$ m/s. Portanto a pressão dinâmica vale:

$$q = \frac{1}{2} \rho \left(\frac{V_{\text{LOF}}}{\sqrt{2}} \right)^2 = \frac{1}{2} 1,225 \left(\frac{28}{\sqrt{2}} \right)^2 = 240,1 \text{ Pa}$$

Treinador:

$$\frac{T}{W} = 0,1654 + \frac{10,8}{W/S} + 0,04 \left(1 - \frac{168,07}{W/S} \right)$$

3.2.4 T/W para uma velocidade de cruzeiro desejada

$$\frac{T}{W} = q C_{D \text{Min}} \left(\frac{1}{q} \right) \left(\frac{W}{S} \right)$$

Hidroavião:

$$\frac{T}{W} = \frac{36,4}{W/S} + 6,2 \times 10^{-5} \times \frac{W}{S}$$

Treinador:

$$\frac{T}{W} = \frac{25,48}{W/S} + 6,2 \times 10^{-5} \times \frac{W}{S}$$

3.2.5 T/W para um teto de voo desejado

$$\frac{T}{W} = \frac{V_v}{\sqrt{\frac{2W}{\rho S} \frac{k}{3C_{D \text{min}}}}} + 4 \sqrt{\frac{k C_{D \text{min}}}{3}}$$

Hidroavião:

$$\frac{T}{W} = \frac{0,4320}{\sqrt{\frac{W}{S}}} + 0,1041$$

Treinador:

$$\frac{T}{W} = \frac{0,4435}{\sqrt{\frac{W}{S}}} + 0,1097$$

3.2.6 Diagramas:

Finalmente, as Figuras 5 e 6 mostram os diagramas de constrição obtidos através da metodologia acima para as versões terrestre e aquática, respectivamente:

Treinador terrestre:

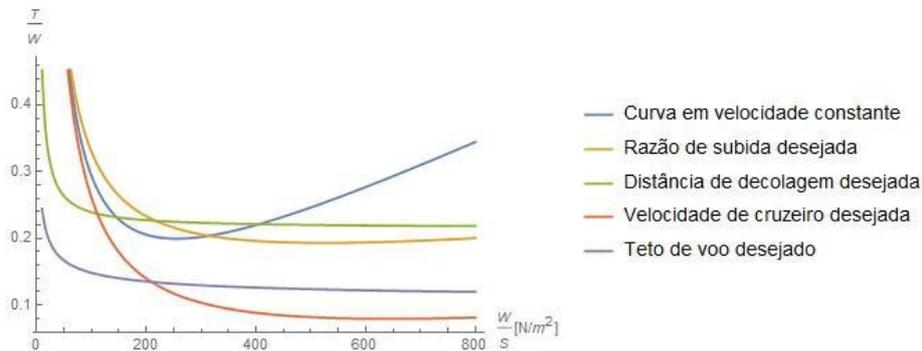


Figura 5: Diagrama de constrição para configuração de treinador (fonte: acervo próprio)

Hidroavião:

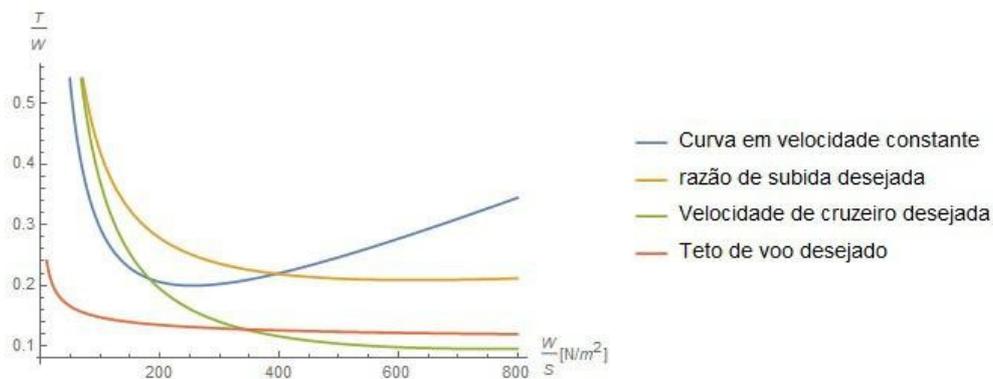


Figura 6: Diagrama de constrição para configuração de anfíbio (fonte: acervo próprio)

Ambos os gráficos mostram que um ponto de partida razoável para o projeto em questão é um valor de W/S da ordem de 400 N/m^2 e um valor de T/W em torno de $0,24$. Portanto, serão esses os valores utilizados como referência inicialmente.

3.3 Concepção inicial e layout

Será agora realizado um breve estudo a fim de obter-se a melhor configuração para a aeronave. Tal estudo contemplará as seguintes características: posição vertical da asa, tipo de trem de pouso, posição do grupo moto-propulsor (pusher ou tractor), e tipo de empenagem.

Na Figuras 7 a 9 abaixo são apresentadas as configurações usualmente encontradas em aeronaves modernas.

Quanto à posição das asas e ao tipo de empenagem:

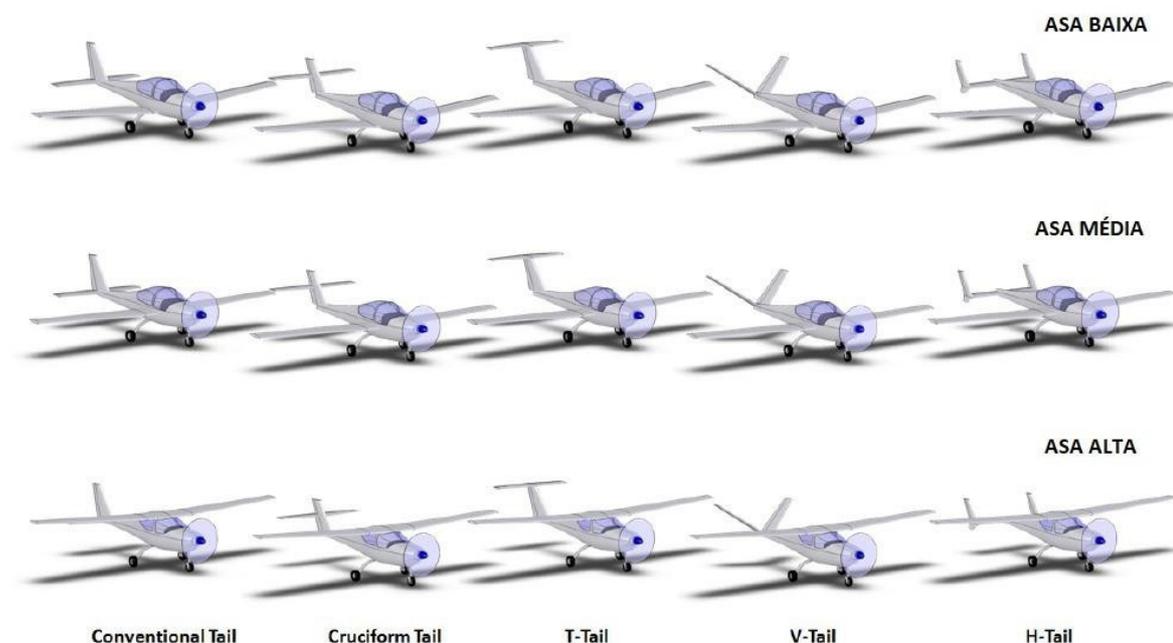


Figura 7: Posições de asa e tipos de empenagem (fonte: Gudmundsson, 2014)

Quanto ao tipo de trem de pouso:

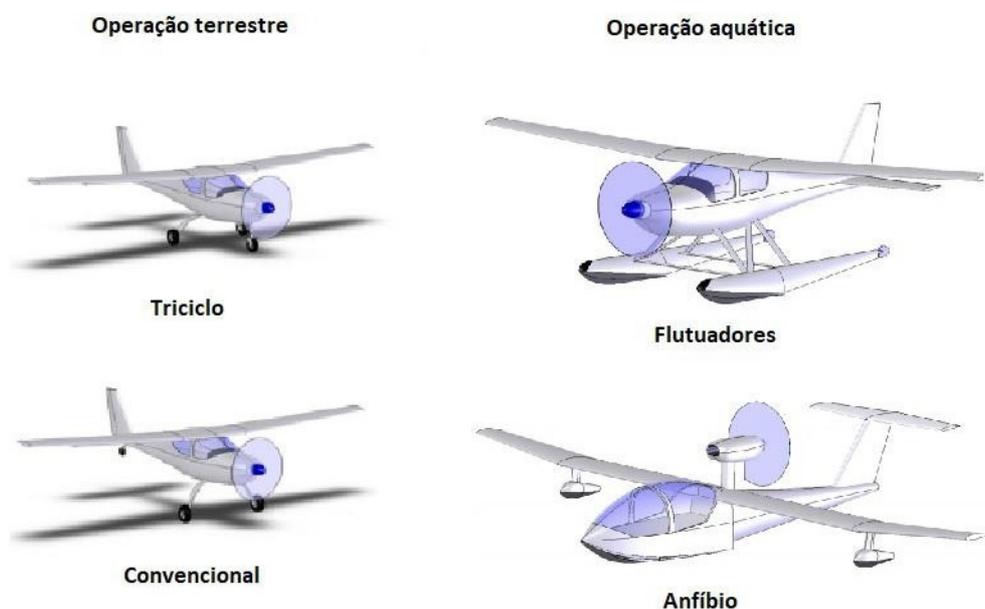


Figura 8: Tipos de trem de pouso (fonte: GUDMUNDSSON, 2014)

Quanto à posição do grupo moto-propulsor:

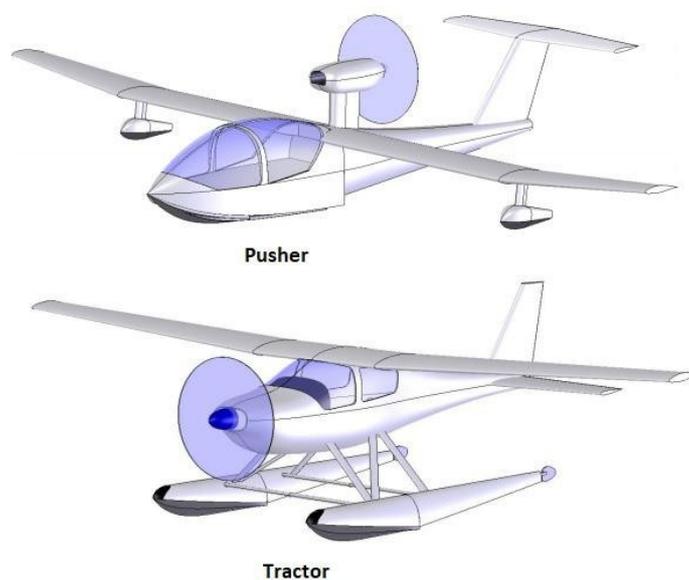


Figura 9: Posição do grupo moto-propulsor (fonte: Gudmundsson, 2014)

Dando seguimento à obtenção da configuração inicial da aeronave, segue abaixo uma tabela utilizada para visualização de vantagens de determinada localização vertical da aeronave. A Tabela 4 utiliza um sistema de pontuação para cada

característica de cada configuração, sendo a pontuação mínima 1 e a máxima 3. Os pesos de cada característica foram baseados na aplicação da aeronave:

TABELA 4 - Análise da localização vertical da asa

	Asa baixa	Asa média	Asa alta	Peso
Acessibilidade	2	1	3	2
Estabilidade e controle	2	2	3	3
Interferência com cabine	2	1	3	2
Campo de visão	1	1	2	2
Manobrabilidade	3	2	1	1
Facilidade de fabricação	2	1	3	2
Problemas estruturais	1	2	1	3
Total	26	22	35	-

Assim, para esta aplicação, a configuração de asa alta obteve a maior pontuação. Portanto, esta será a localização vertical da aeronave.

Em relação ao tipo de empenagem, a vasta maioria das aeronaves similares utilizam essa a configuração convencional. Configurações distintas, como a tipo “T” ou a cruciforme, são utilizadas de forma a evitar interferência com os gases em alta velocidade oriundos da propulsão. Entretanto, para a presente aplicação, este não é um problema prático, e a configuração convencional apresenta o menor peso, visto que a estrutura do estabilizador vertical não necessita suportar o estabilizador horizontal, e nem está sujeita às forças aerodinâmicas geradas por este. Outras configurações peculiares, como os tipos “H” e “V”, são utilizadas conforme outras necessidades não existentes na presente aplicação. Portanto será utilizada a configuração convencional.

Em relação ao tipo de trem de pouso, cabem alguns comentários:

Primeiramente, pretende-se que a aeronave possua uma configuração intercambiável entre operação aquática e terrestre em situações distintas. Portanto, não será uma aeronave anfíbia. Em face disso, é conveniente que a estrutura do trem de pouso seja comum para ambas as configurações. Assim, uma configuração do tipo *flying boat* não se mostra adequada, pois na configuração terrestre a aeronave continuaria apresentando as desvantagens da configuração aquática, quais sejam o peso e o arrasto excessivos oriundos da estrutura do casco.

Portanto, será utilizado, para a configuração aquática, um trem de pouso do tipo com flutuadores, sendo que a estrutura do mesmo será adaptada para receber um trem de pouso do tipo triciclo quando da operação terrestre.

Finalmente, em relação à posição do grupo moto-propulsor, cabe uma análise mais minuciosa, sintetizada na Tabela 5 abaixo:

TABELA 5 - Análise da posição do grupo moto-propulsor

	<i>Pusher</i>	<i>Tractor</i>	Peso
Escoamento na hélice sem perturbação *	1	3	2
Contribuição para estabilidade **	3	1	3
Campo de visão	2	2	2
Suscetível ao calor da exaustão	1	3	2
Ruído na cabine	2	1	2
Total	21	21	-

* O escoamento com perturbação pode resultar em carregamento assimétrico ao longo do “disco” de propulsão formado pelo movimento da hélice, o que contribui para o aumento dos esforços estruturais sobre as pás, o que pode ser agravado pelo contato com os gases quentes oriundos da exaustão.

** Embora o posicionamento do motor à frente do CG, quando analisado de forma separada, prejudique a estabilidade, vale ressaltar que a configuração de localização vertical da asa insere um elevado grau de estabilidade. Assim, tal aspecto não tem grande relevância quando a análise é feita em conjunto com outras características da aeronave.

Pode-se perceber que, na presente análise, ambas as configurações apresentam a mesma pontuação. Entretanto, em face dos comentários acima, a configuração *Tractor* mostra-se mais adequada, razão pela qual esta será selecionada.

Portanto, a concepção inicial da aeronave é: asa alta; empenagem convencional; trem de pouso triciclo/flutuadores; e propulsão *Tractor*. A Figura 10 abaixo traz uma imagem ilustrativa da configuração obtida:

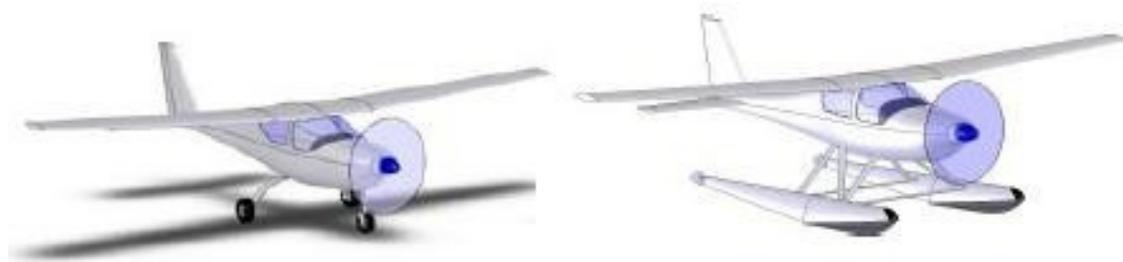


Figura 10: Layout inicial da aeronave (fonte: Gudmundsson, 2014)

4. ANÁLISE DE PESO

Para a primeira estimativa de peso da aeronave, deve-se estabelecer, inicialmente, algumas diretrizes. Tendo em vista que aeronaves aquáticas e anfíbias são ligeiramente mais pesadas do que as terrestres, serão utilizadas estimativas considerando aquele tipo de aeronave.

Embora se esteja justamente estimando o peso da aeronave, vale adiantar que, em função da intenção de que esta se encaixa na categoria de aeronaves leves esportivas, seu peso máximo de decolagem será da ordem 650 kg. Assim, será feito um estudo para garantir que os parâmetros aqui definidos se encontram num intervalo plausível para o caso.

4.1 Estimativas iniciais

Primeiramente, deve-se estimar o peso da tripulação e a carga paga (*payload*). Como se trata de uma aeronave leve, de dois lugares, a tripulação é constituída somente pelo piloto. Estimando o peso do piloto como 80 kg, temos:

$$W_{crew} = 80 \text{ kg}$$

Em relação à carga paga, esta é constituída do peso dos passageiros e de eventual bagagem. Estimando o peso do passageiro como 80 kg e de bagagem como 40 kg, temos:

$$W_p = 120 \text{ kg}$$

Segundo Gudmundsson (2014) o peso de uma aeronave pode ser calculado por:

$$W_0 = W_e + W_u$$

Onde,

$$W_u = W_c + W_p + W_f \Rightarrow \text{carga útil,}$$

e W_f = peso do combustível

4.2 Estimativa de W_f

Para W_f , Raymer (2006) apresenta uma tabela com diversas aeronaves, cuja média da razão $W_f/W_o = 0,092$.

Aqui, cabe uma breve observação:

Conforme exposto, estima-se que o peso total da aeronave é da ordem de $W_o = 650$ kg. Portanto, pela relação apresentada, o peso do combustível é da ordem de $W_f = 650 \times 0,092 = 51$ kg.

Considerando que a gasolina de aviação possui uma densidade de 0,72, 51 kg resultam em cerca de 71 l.

Como citado anteriormente, o motor utilizado será o Rotax 912 ULS/S, o qual possui um consumo ótimo, segundo o fabricante, de 17 l/h. Assim, a autonomia para uma aeronave utilizando o motor Rotax 912 ULS/S e capaz de carregar 51 kg de combustível seria de 4,17 horas. Verifica-se que tal autonomia é compatível com a de aeronaves do mesmo porte. Portanto, $W_f = 51$ kg mostra-se uma estimativa satisfatória, razão pela qual este valor será adotado no presente momento.

4.3 Estimativa de W_f

Conforme explicitado no preâmbulo desta seção, embora seja o objetivo estimar o peso total da aeronave, será utilizado o valor de 650 kg como referência, pelas razões já expostas.

Gudmundsson, 2014 apresenta, para a categoria aeronave esportiva anfíbia, a seguinte relação:

$$\frac{W_e}{W_o} = 1,5243 - 0,1402 \times \ln W_o$$

Para o presente caso, temos:

$$\frac{W_e}{W_0} = 1,5243 - 0,1402 \times \ln 650 = 0,616$$

4.4 Estimativa de W_0

Para a estimativa de W_0 , temos a relação:

$$W_0 = \frac{W_c + W_p}{[1 - (W_e/W_0) - (W_f/W_0)]}$$

Substituindo os valores obtidos, temos:

$$W_0 = \frac{80 + 120}{[1 - (0,616) - (0,092)]} = 653,6 \text{ kg}$$

Obs.: Foi estimado, por meio dos diagramas de constrição da seção anterior, que a aeronave teria uma carga alar da ordem de $W/S = 400 \text{ N/m}^2$. Para um peso total de 653,6 kg, a área da asa para atingir essa relação seria:

$$S = \frac{653,6 \times 9,80665}{400} = 16 \text{ m}^2$$

Fazendo-se uma breve pesquisa entre aeronaves de porte e desempenho similar, verifica-se que as mesmas possuem, em sua vasta maioria, área alar entre 13 e 17 m^2 , o que corrobora com a estimativa apresentada nesta seção.

Nesta seção foi estimado o peso para uma aeronave de operação anfíbia. Devido à limitação de peso da categoria em 650 kg, optou-se por não reduzir o peso total da versão terrestre, devendo o a diferença entre esta versão e a aquática ser compensada com a carga paga (*payload*).

5. GRUPO MOTO-ROPULSOR

5.1 Especificações do motor Rotax 912 ULS/S

Conforme exposto anteriormente, o motor utilizado neste projeto é o Rotax 912 ULS/S, o qual é mostrado na Figura 11 abaixo:



Figura 11: Motor Rotax 912 ULS/S (fonte: Catálogo ROTAX, 2016)

As especificações do motor são mostradas na Tabela 6:

TABELA 6 - Especificações do motor ROTAX 912 ULS/S

Parâmetro	Unidade	Valor
Peso	kg	68,2
Potência	kW	59,6
Rotação	1/min	5800
Torque	N.m	103
Diâmetro	mm	79,5
Curso	mm	61
Volume descolado	cm ³	1211,2
Obs.: 4 cilindros; 4 tempos injeção eletrônica; arrefecimento a líquido/ar; e partida elétrica		

5.2 Análise da potência requerida

Para esta análise inicial, será considerado que a eficiência combinada do grupo moto-propulsor (perdas no motor, no redutor de velocidade e na hélice) será de 0,6. Será adotada uma área alar de 16 m², conforme estimado no tópico 4.3, e a pressão dinâmica é 728 Pa, conforme calculado no tópico 3.1. Os coeficientes de arrasto serão os mesmos utilizados até agora. Portanto, será adotado o valor de $C_D = 0,050$ da versão hidroavião, pois este é o que apresenta maior arrasto.

A tração requerida para velocidade de cruzeiro é igual ao arrasto, e é calculada por:

$$T = D = qC_D S = 728 \times 0,050 \times 16 = 582 \text{ N}$$

A potência, em hp, é calculada por:

$$Pot = BHP = \frac{TV}{\eta_{746}} = \frac{582 \times 39}{0,6 \times 746} = 51 \text{ HP}$$

A potência requerida de 51 HP foi calculada para altitude de cruzeiro de 2500 m, onde a massa específica do ar vale 0,95696 kg/m³. Tal diferença na massa específica tem grande influência no desempenho do motor, razão pela qual deve haver certa cautela na interpretação dos valores lidos nos gráficos.

Uma maneira de estimar a influência da altitude no desempenho do motor é através da aplicação do modelo de Gagg e Ferrar, apresentado por Gudmundsson (2014). Este modelo estabelece a seguinte relação:

$$Pot = Pot_{SL} \frac{(\sigma - 0,117)}{0,883} \Rightarrow Pot_{SL} = Pot \left(\frac{0,883}{(\sigma - 0,117)} \right),$$

Onde σ é a relação entre a massa específica do ar na altitude e a nível do mar. Assim, para o presente caso, o valor real lido na curva do motor deverá ser:

$$Pot_{SL} = 51 \frac{0,883}{(\sigma - 0,117)} = 67 \text{ HP}$$

Portanto, conforme obtido através das curvas do motor, para potência de 67 HP, o motor fornece um torque de 104 N.m, e apresenta um consumo de combustível de 12 l/h. Na Figura 12 abaixo são apresentadas as curvas do motor.

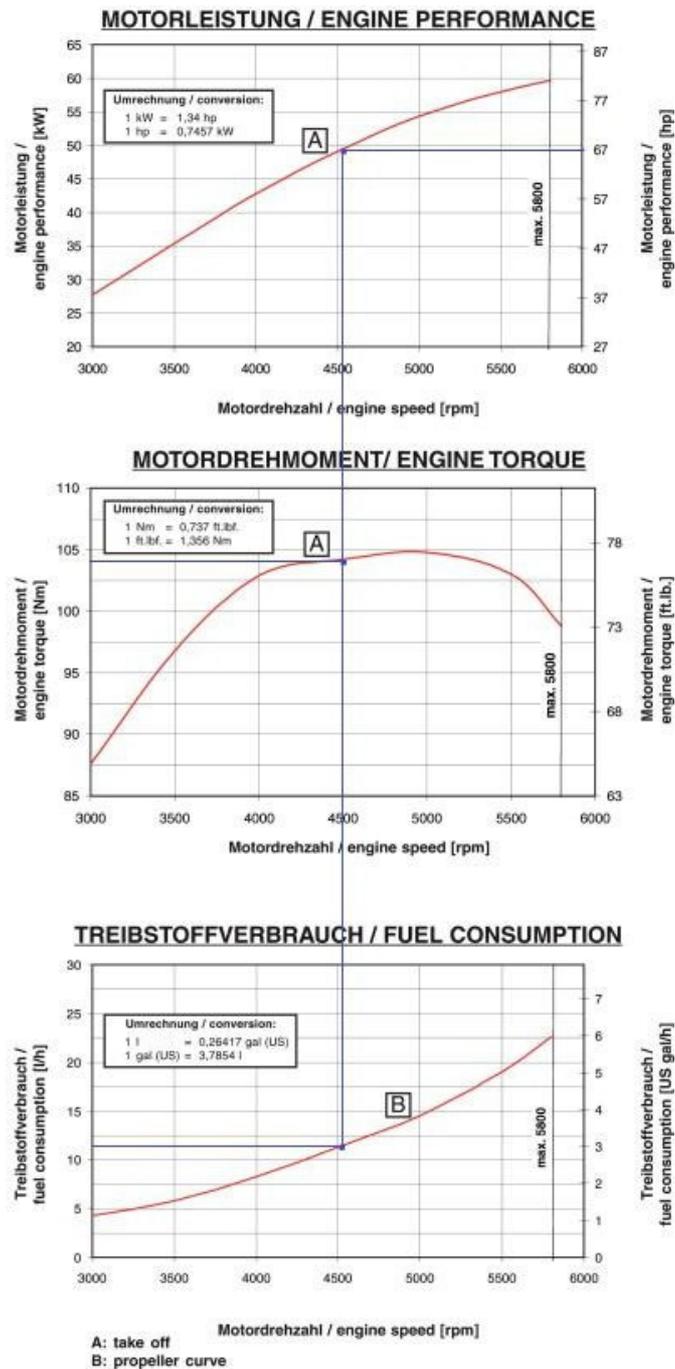


Figura 12: Curva do motor Rotax 912 ULS/S (fonte: Catálogo ROTAX, 2016)

5.3 Seleção da hélice

Do tópico anterior, é possível verificar que o motor Rotax 912 ULS/S trabalha em alta rotação, razão pela qual será utilizado um redutor de velocidade. Através das curvas de desempenho do motor, verifica-se que a rotação do motor na condição de cruzeiro é de aproximadamente 4500 rpm. Utilizando-se um redutor de razão 1/2, temos que a rotação da hélice será de aproximadamente 2250 rpm. Este valor será utilizado para estimar os parâmetros da hélice.

A hélice será do tipo com duas pás e de passo fixo, por serem estas as mais utilizadas para aeronaves similares. Gudmundsson (2014) fornece a seguinte equação para estimar o diâmetro da hélice:

$$D = 10000 \sqrt[4]{\frac{BHP}{53,5 \times RPM^2 \times V_{TAS}}}$$

Onde,

D = diâmetro da hélice (em polegadas)

V_{TAS} = velocidade (em nós)

Assim,

$$D = 10000 \sqrt[4]{\frac{51}{53,5 \times 2250^2 \times 72}} = 70,55'' = 1,79 \text{ m}$$

Para estimativa do passo da hélice a 0,75R é preciso um modelo preciso do arrasto da aeronave para estimar a eficiência necessária para a aplicação em questão. Entretanto, tal modelo não se encontra disponível nesta etapa do projeto. Assim, será estimada uma eficiência de 80% para a hélice. Gudmundsson (2014) fornece uma tabela para obtenção do passo da hélice em função da eficiência, da rotação e da velocidade de cruzeiro em nós. Com os dados disponíveis, quais sejam: $\eta = 0,8$; RPM = 2250; e V = 39 m/s (76 nós), a tabela fornece o valor de 52,3", ou 1,33 m.

Assim, a hélice selecionada possui as seguintes características:

D = 1,79 m; e p = 1,33 m

Obs.: em geral, a razão entre passo e diâmetro (p/D) é na faixa de 0,60 a 0,85.

6. DIMENSIONAMENTO GEOMÉTRICO DA AERONAVE

Nesta seção será feito o dimensionamento preliminar da aeronave.

6.1 Dimensionamento da asa

Primeiramente, conforme estimado anteriormente, nessa primeira iteração a asa possui uma área $S = 16 \text{ m}^2$ e um alongamento (razão de aspecto) $AR = 9$. Assume-se agora que esta terá uma geometria trapezoidal e um afilamento $\lambda = 0,5$, conforme explicado mais adiante.

De posse desses dados, é possível estimar o Coeficiente de sustentação em cruzeiro da asa como:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S \Rightarrow C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S} = \frac{2 \times 653,6 \times 9,80665}{0,95696 \times 39^2 \times 16} = 0,55$$

O valor acima corresponde ao coeficiente de sustentação para uma asa finita. Sendo $C_{L,\alpha}$ a inclinação da curva C_L x α , Anderson (2000), dá a seguinte relação entre a inclinação da asa finita e a inclinação da asa infinita ($C_{l,\alpha}$):

$$C_{L,\alpha} = \left(\frac{C_{l,\alpha}}{\left(1 + \frac{C_{l,\alpha}}{\pi \times AR} \right)} \right)$$

Onde τ é um fator de correção oriundo da teoria da linha de sustentação, a Hembold (1942) propõe a seguinte equação para cálculo de $C_{L,\alpha}$:

$$C_{L,\alpha} = \frac{2\pi \times AR}{2 + \sqrt{AR^2 + 4}} = 5,04$$

Obs.: caso se tratasse de uma asa com geometria elíptica, a qual apresenta a maior $C_{L,\alpha}$ dentre todas as asa com mesma razão de aspecto (AR), este teria o valor de:

$$C_{L,\alpha} = \left(\frac{C_{l,\alpha}}{\left(1 + \frac{C_{l,\alpha}}{\pi \times AR} \right)} \right) = \left(\frac{2\pi}{\left(1 + \frac{2\pi}{\pi \times 9} \right)} \right) = 5,14$$

Portanto, é esperado que o valor para a asa trapezoidal seja ligeiramente menor, e o valor encontrado de $C_{L,\alpha} = 5,04$ mostra-se razoável.

Para $C_L = 0,55$, o coeficiente de sustentação do perfil C_l pode ser calculado por:

$$\frac{C_l}{C_L} = \frac{C_{l,\alpha}}{C_{L,\alpha}} \Rightarrow C_l = \frac{C_{l,\alpha}}{C_{L,\alpha}} C_L = \frac{2\pi}{5,04} 0,55 = 0,68$$

Este valor de 0,68 será utilizado para a seleção do aerofólio (asa infinita) na seção seguinte.

Agora, é possível obter os valores para envergadura, corda média aerodinâmica (CMA), corda na raiz e corda na ponta, conforme detalhado abaixo:

$$AR = \frac{b^2}{S} \Rightarrow b = \sqrt{AR \times S} = \sqrt{9 \times 16} = 12 \text{ m}$$

$$CMA = \left(\frac{4b}{3AR} \right) \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{2} \right) = \left(\frac{4 \times 12}{3 \times 9} \right) \frac{1 + 0,5 + 0,5^2}{2} = 1,38 \text{ m}$$

$$C_r = \frac{2b}{(1 + \lambda)AR} = \frac{2 \times 12}{(1 + 0,5) \times 9} = 1,78 \text{ m}$$

$$C_t = C_r \lambda = 1,78 \times 0,5 = 0,89 \text{ m}$$

6.2 Seleção de perfil de aerofólio da asa

Antes de dar seguimento à seleção do aerofólio, é necessário estimar o Número de Reynolds. Este será estimado considerando-se a corda média aerodinâmica (CMA) e na condição de cruzeiro:

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} = \frac{0,95696 \times 39 \times 1,38}{1,73 \times 10^{-5}} \approx 3 \times 10^6$$

Fazendo-se uma breve pesquisa em busca de perfis de aerofólios utilizados em aeronaves leves, foram encontrados os seguintes perfis: Clark Y e Naca GA(W)-1

Realizando uma busca no banco de dados de perfis apresentado por Abbot e Doenhoff (1958) foi observado que o NACA 65₃-618 apresenta um polar de arrasto favorável, visto que o ponto para $C_l = 0,68$ encontra-se na região de menor arrasto. Assim, será feita uma análise comparativa a fim de selecionar o mais adequado dentre seguintes perfis: Clark Y, NACA GA(W)-1 e NACA 65₃-618. Foram obtidas, através do software Airfoil Tools, as curvas para os perfis de aerofólio selecionados para o número de Reynolds $Re = 30 \times 10^6$. Os valores para $C_l = 0,68$ foram lidos a partir dos gráficos gerados. Os gráficos característicos dos perfis Clark Y, NACA GA(W)-1 e NACA 65₃-618 são mostrados nas Figuras, 13, 14 e 15, respectivamente.

6.2.1 Clark Y

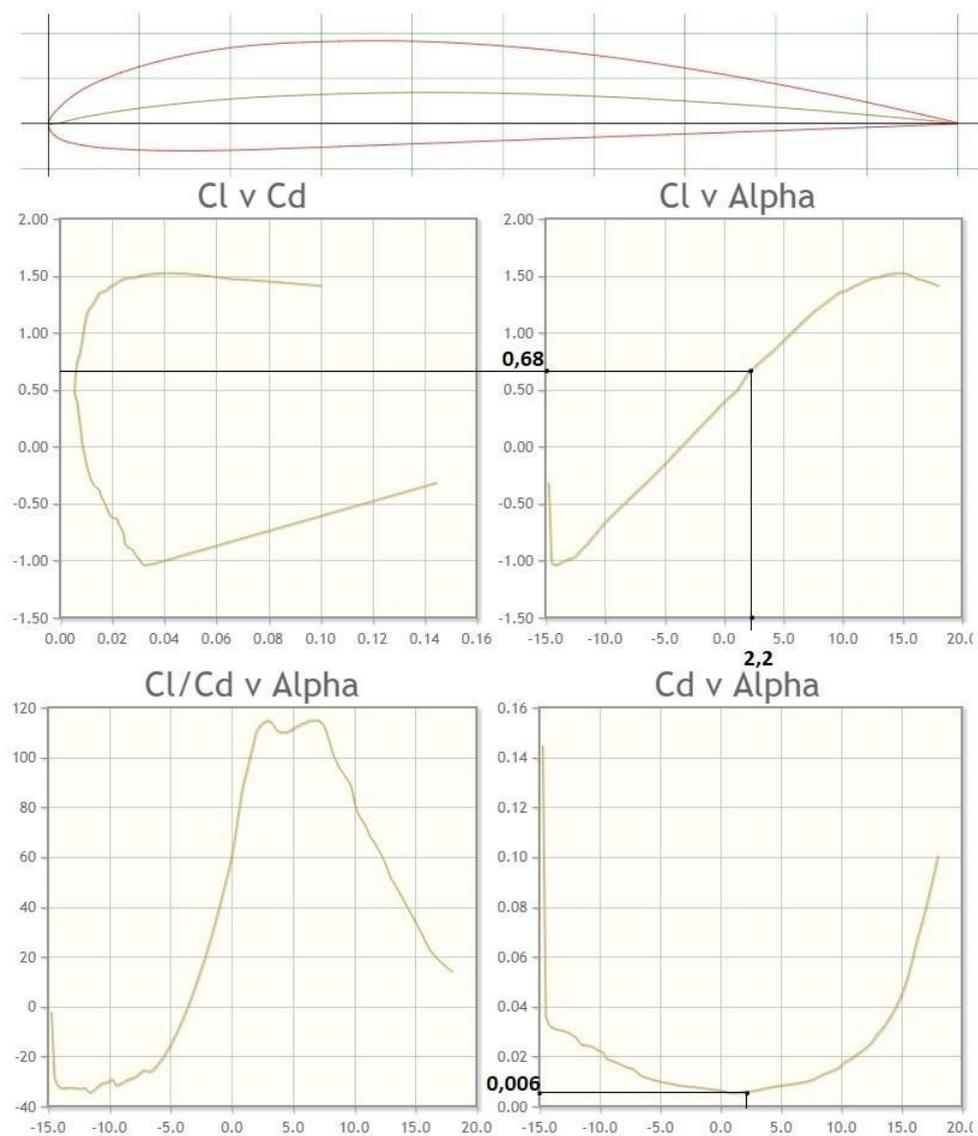


Figura 13: Curva para o perfil Clark Y (fonte: acervo próprio)

Para este perfil, o ângulo de ataque para $C_l = 0,68$ é $\alpha = 2,2^\circ$, e o coeficiente de arrasto é $C_d = 0,006$.

6.2.2 GA(W)-1

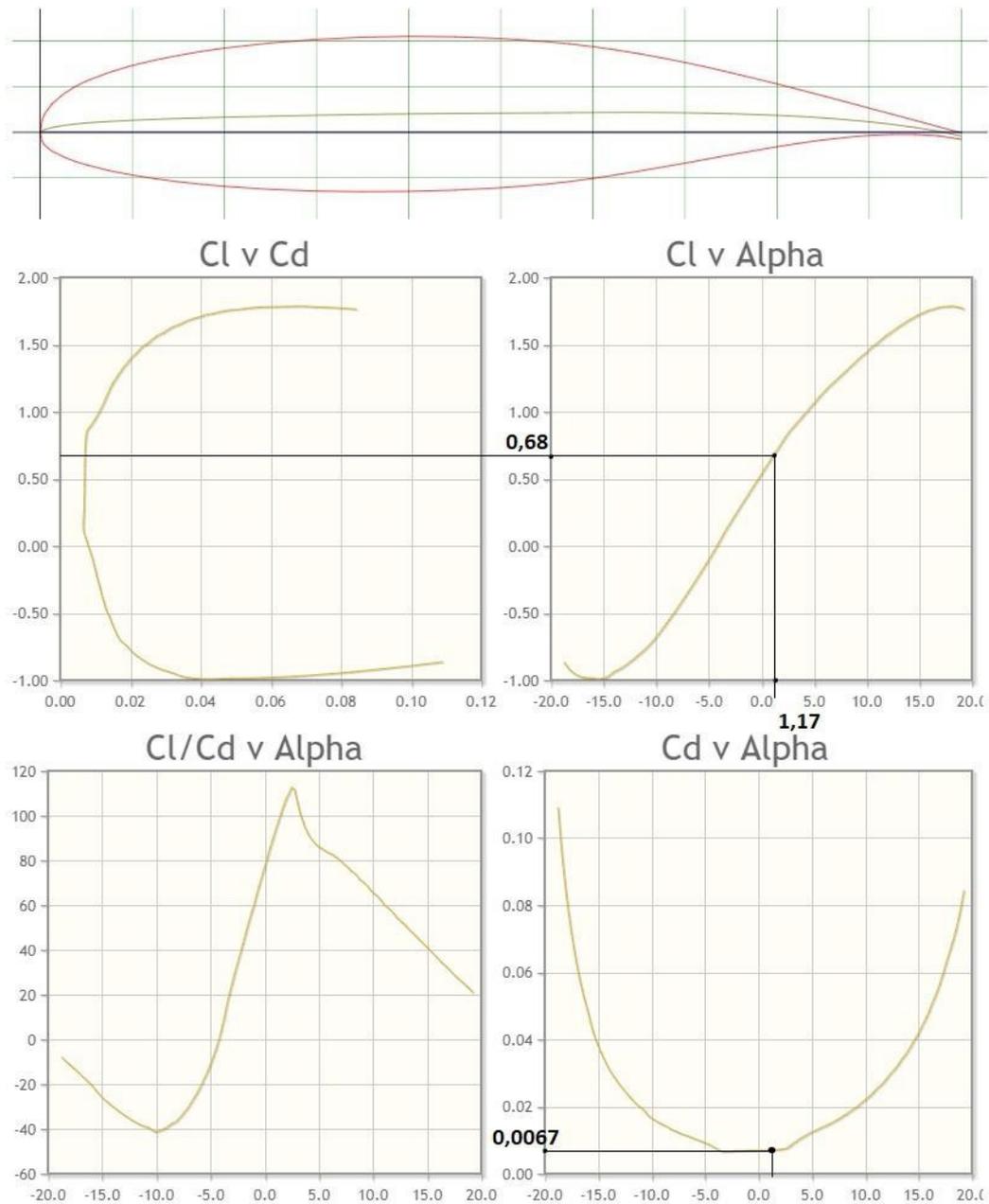


Figura 14: Curva para o perfil NACA GA(W)-1 (fonte: acervo próprio)

Para este perfil, o ângulo de ataque para $C_l = 0,68$ é $\alpha = 1,17^\circ$, e o coeficiente de arrasto é $C_d = 0,0067$.

6.2.3 NACA 65₃-618

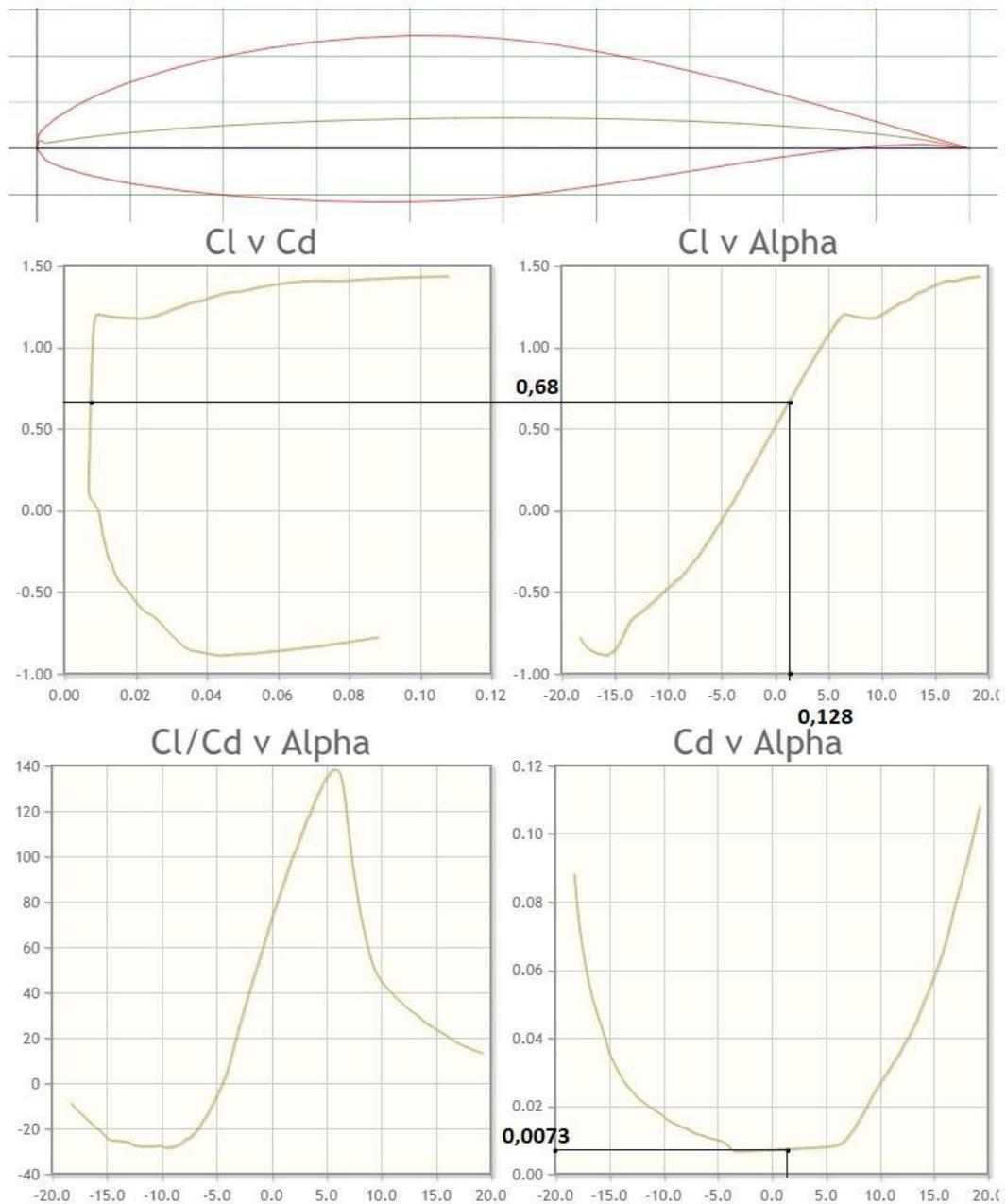


Figura 15: Curva para o perfil 65₃-618 (fonte: acervo próprio)

Para este perfil, o ângulo de ataque para $C_l = 0,68$ é $\alpha = 1,17^\circ$, e o coeficiente de arrasto é $C_d = 0,0073$.

6.2.4 Estudo comparativo dos perfis

Neste tópico será feito um estudo comparativo para seleção do perfil mais adequado para a aplicação. A Tabela 7 traz uma análise comparativa ponderada dos perfis

TABELA 7 - Comparativo entre os perfis de aerofólio

Parâmetro	Clark Y	NACA GA(W)-1	65 ₃ -618	Pontuação		
Cl para $\alpha=0$ (preferível o mais próximo ao Cl para cruzeiro)	0,4	0,51	0,5		1	
α para Cl=0 (menor é preferível)	-3,7	-4,17	-4,37			1
Cl máximo	1,5	1,75	1,48		1	
α para Cl máximo (maior é preferível)	15	17,5	20			1
Característica de estol	A	B	B	1		
Cd mínimo	0,006	0,0067	0,0073	1		
(Cl/Cd) máximo	115	117	138			1
Cm na condição de cruzeiro	-0,08	-0,12	-0,12	1		
Soma				3	2	3

Assim, obteve-se uma pontuação igual entre os perfis Clark Y e NACA 65₃-618. A Tabela 8 traz nova avaliação considerando apenas estes dois perfis:

TABELA 8 - Comparativo entre os perfis finalistas

Parâmetro	Clark Y	65 ₃ -618	Pontuação	
Cl para $\alpha=0$ (preferível o mais próximo ao Cl para cruzeiro)	0,4	0,5		1
α para Cl=0 (menor é preferível)	-3,7	-4,37		1
Cl máximo	1,5	1,48	1	
α para Cl máximo (maior é preferível)	15	20		1
Característica de estol	A	B	1	
Cd mínimo	0,006	0,0073	1	
(Cl/Cd) máximo	115	138		1
Cm na condição de cruzeiro	-0,08	-0,12	1	
Soma			4	4

Percebe-se que, novamente, os perfis obtiveram a mesma pontuação na análise. Assim, por apresentar uma região razoavelmente extensa na vizinhança do ponto de mínimo arrasto (*drag bucket*), será selecionado o perfil NACA 65₃-618. Embora o Clark Y

apresente um coeficiente de arrasto menor na condição de cruzeiro, a ausência da seção plana no polar de arrasto torna sua aplicação menos vantajosa.

6.2.5 Dados experimentais do perfil NACA 65₃-618

Uma vez selecionado o perfil através das curvas geradas por simulação, devem ser obtidas as curvas reais experimentais oriundas de ensaio em túnel de vento. Os gráficos para o perfil NACA 65₃-618 apresentados nas Figuras 16 e 17 abaixo foram retirados do banco de dados apresentado por Abbot e Doenhoff (1958):

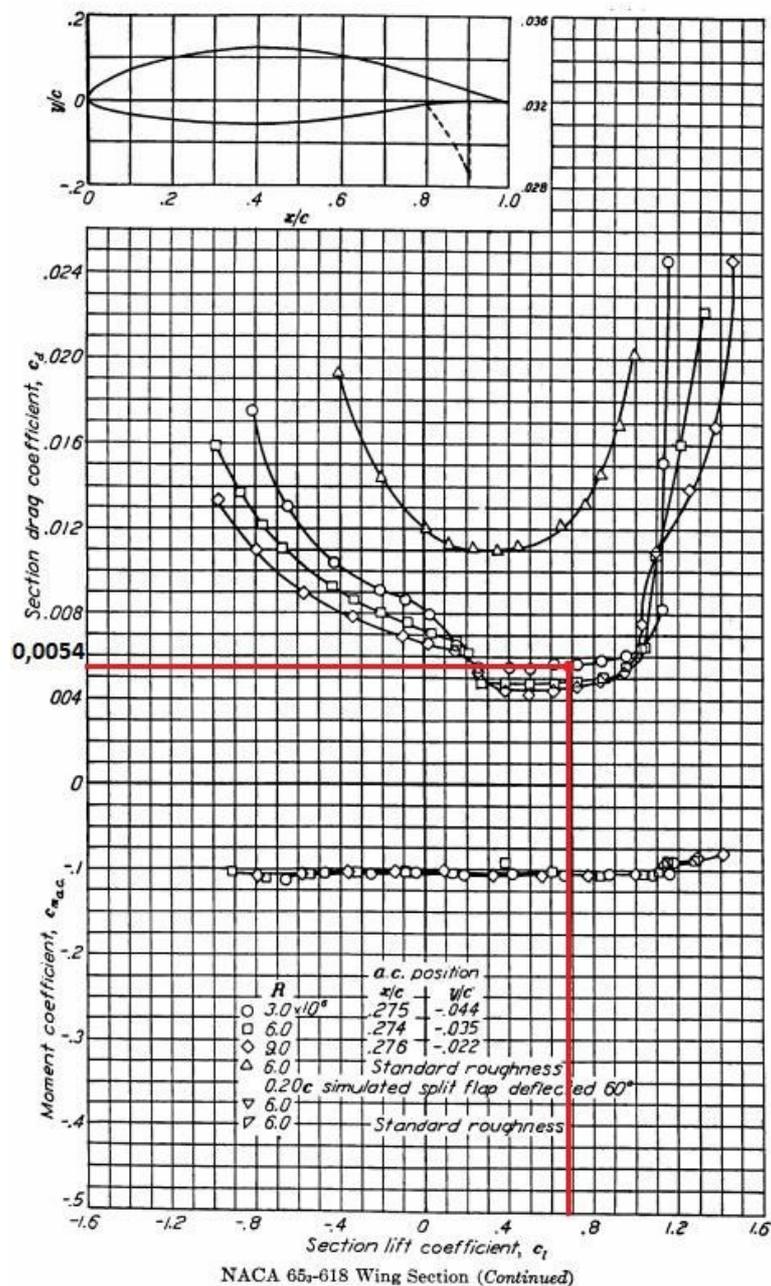


Figura 16: polar da arrasto do perfil NACA 65₃-618 (fonte: Abbot e Doenhoff, 1958)

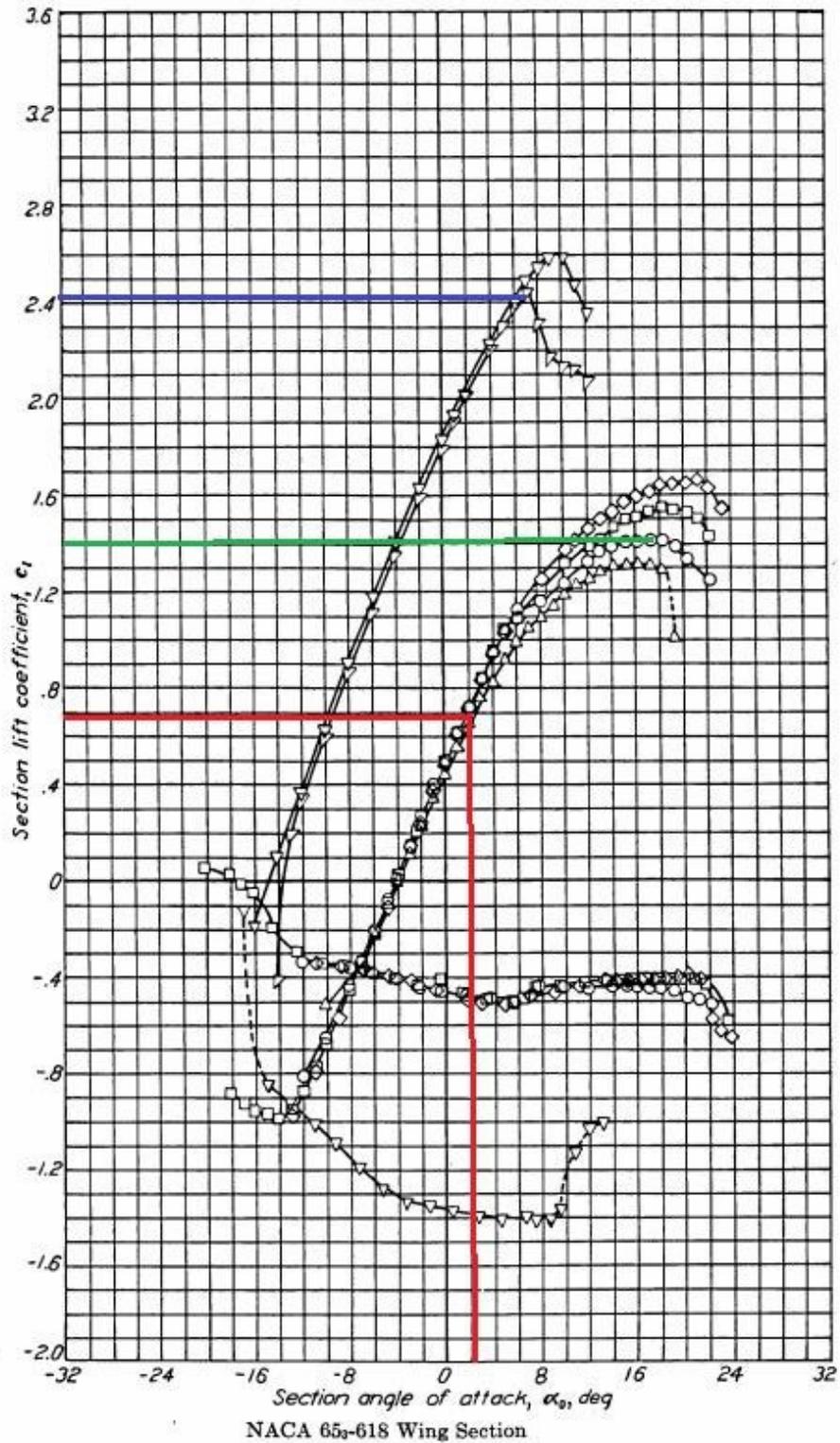


Figura 17: coeficiente de sustentação para o perfil NACA 65₃-618 (fonte: Abbot e Doenhoff, 1958)

Através dos gráficos acima, percebe-se que o perfil selecionado possui, na condição de cruzeiro e para $Re=3 \times 10^6$, as seguintes características:
 $\alpha=2^\circ$; $C_d = 0,68$; $C_d = 0,0054$; e $c_{m,c/4} = -0,092$.

6.3 Estudo da asa

Nesta seção será feito o estudo da asa projetada. Será esboçada a distribuição de sustentação ao longo da envergadura e será feito ainda um estudo para estimar onde se iniciará o estol, bem como a velocidade na qual este ocorre. Será calculado então o $C_{Lmáx}$. Por fim, serão apresentados os gráficos para coeficiente de sustentação, polar de arrasto e coeficiente de momento.

6.3.1 Distribuição de sustentação

Será utilizado o método da distribuição de sustentação de Schrenk, o qual consiste em obter uma média entre a distribuição trapezoidal e uma distribuição elíptica para uma asa equivalente (mesmo alongamento).

A distribuição trapezoidal é dada por:

$$L_t(y) = \frac{2W}{(1+\lambda)b} \left(1 + \left(\frac{2y}{b} (\lambda-1) \right) \right)$$

A asa elíptica equivalente apresenta a seguinte distribuição de sustentação:

$$L_e(y) = \frac{4W}{b\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b} \right)^2}$$

O método de Schrenk consiste na obtenção da média entre as duas distribuições.

Desta forma:

$$L(y) = \frac{L_t(y) + L_e(y)}{2}$$

Para os a envergadura de 12 m, a distribuição de sustentação obtida através da equação acima é mostrada na Figura 18:

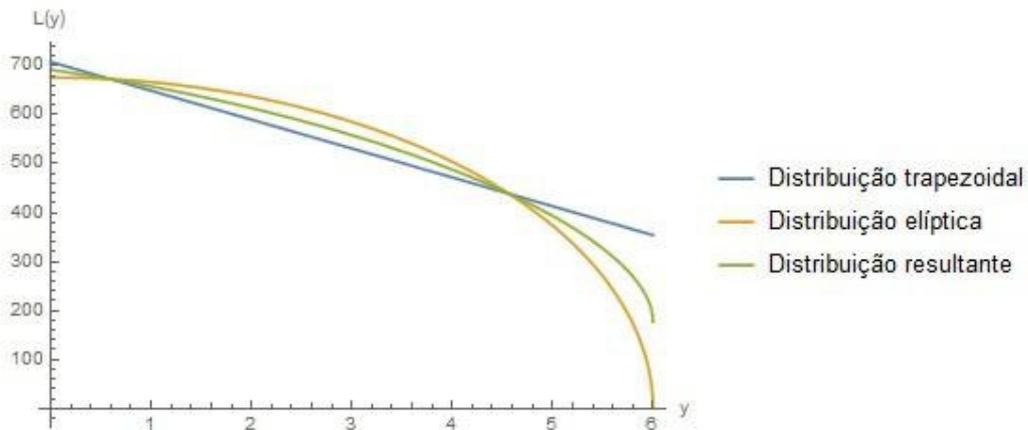


Figura 18: Distribuição de sustentação - método de Schrenk (fonte: acervo próprio)

6.3.2 Determinação do ponto de início de estol

A formulação matemática para obtenção do ponto de início de estol está fora do escopo deste trabalho. Phillips (2010) apresenta essa formulação, bem como um gráfico para ponto de início de estol para asas trapezoidais sem torção geométrica ou aerodinâmica, que é o presente caso, o qual é mostrado na Figura 19 abaixo.

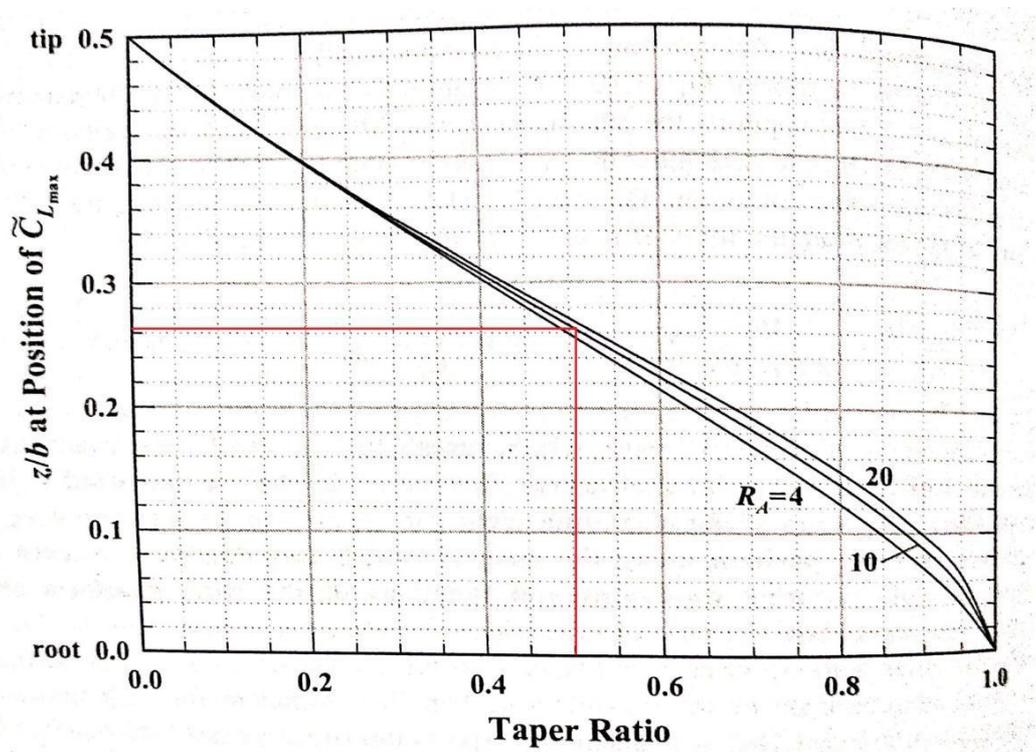


Figura 19: Determinação do ponto de início de estol (fonte: Phillips, 2010)

Assim, pode-se perceber que o início do estol se dá no ponto médio de cada asa.

6.3.3 Cálculo do $C_{L_{máx}}$

Novamente, a formulação matemática para obtenção do $C_{L_{máx}}$ está fora do escopo deste trabalho. Phillips (2010) apresenta esta formulação também um gráfico para obtenção de $C_{L_{máx}}$ para asas trapezoidais sem torção geométrica ou aerodinâmica, o qual é mostrado na Figura 20 abaixo:

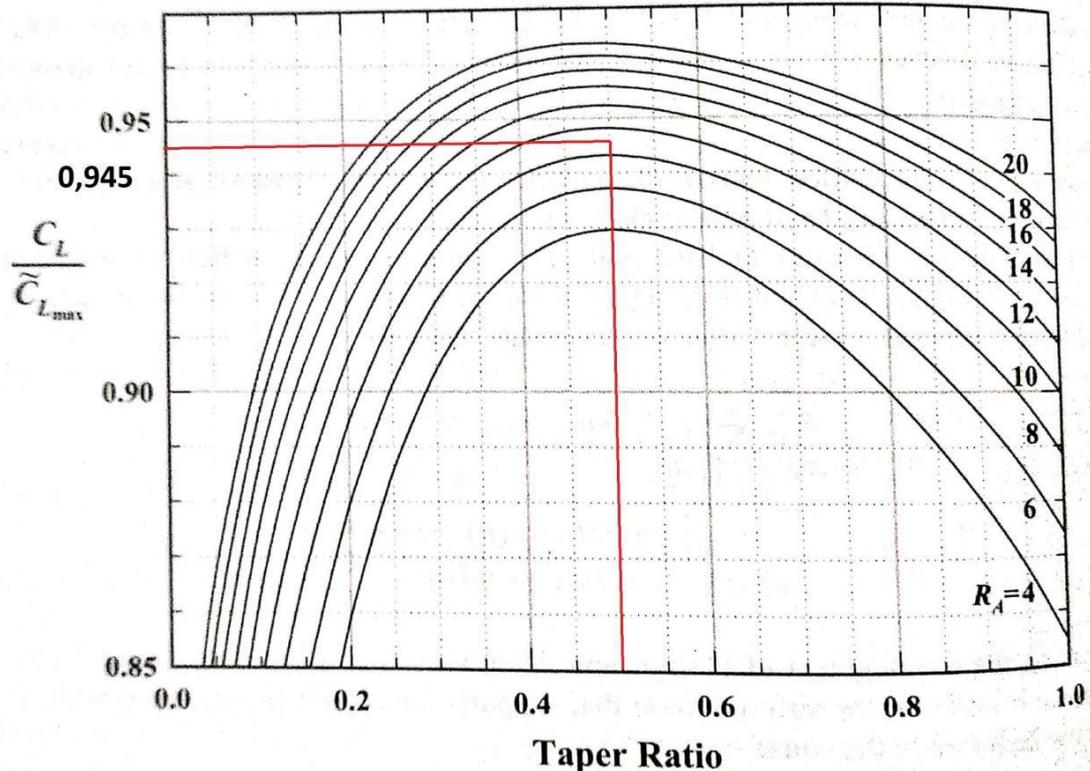


Figura 20: Determinação da razão $C_{L_{máx}}/C_{l_{máx}}$ (fonte: Phillips, 2010)

Pode-se perceber que a relação $C_{L_{máx}}/C_{l_{máx}} = 0,945$, ou seja, $C_{L_{máx}} = 0,945 \times 1,4 = 1,32$. Para este valor, a velocidade de estol vale:

$$V_{estol} = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_{L_{máx}} S}} = \sqrt{\frac{2 \times 650 \times 9,80665}{0,95696 \times 1,32 \times 16}} = 25 \text{ m / s}$$

Obs.: A velocidade de 26 m/s corresponde a 49 nós. Para certificação como aeronave leve, esta deve possuir uma velocidade de estol de, no máximo, 45 nós, razão pela qual deverá ser previsto mecanismo de aumento de sustentação (flap). A Figura 17

mostra um $C_{Lm\acute{a}x} = 2,42$ para o perfil NACA 65₃-618 com flap de 20% da corda defletido a 60°.

Para o cálculo do $C_{Lm\acute{a}x}$ com flap, deverá ser estimada a porção da asa que possui este dispositivo, descontando-se a porção sobre a fuselagem e a porção que aloja as superfícies de comando (ailerons). A porção ocupada pela fuselagem, conforme visto mais adiante, equivale a 1,88 m. O $C_{Lm\acute{a}x}$ da asa é estimado da seguinte forma:

$$C_{Lm\acute{a}x} = \left(C_{Lm\acute{a}x\text{perfil}} \times \left(\frac{b_{semFlap}}{b_{asa}} \right) + C_{Lm\acute{a}x\text{Flap}} \times \left(\frac{b_{comFlap}}{b_{asa}} \right) \right) C_{Lm\acute{a}x}$$

Raymer (2006) apresenta um gráfico para estimativa da porção de envergadura ocupada pelos ailerons, mostrado na Figura 21:

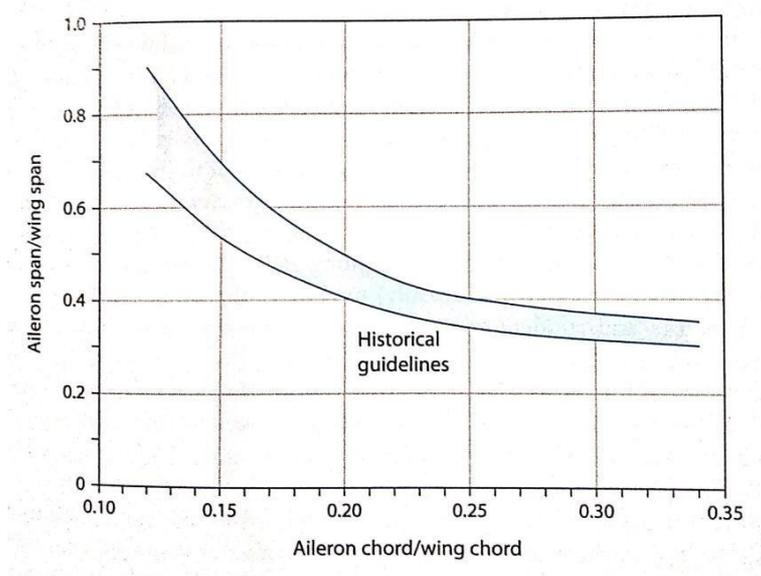


Figura 21: Guia histórico para dimensionamento dos ailerons (fonte: Raymer, 2006)

Utilizando o valor de $C_{aileron}/C_{asa} = 0,25$, a razão $b_{aileron}/b_{asa}$ é 0,35, conforme o gráfico acima. Portanto, descontando-se ainda a porção ocupada pela fuselagem, temos:

$$C_{Lm\acute{a}x} = \left(1,4 \times \left(\frac{0,65 + \frac{1,88}{12}}{12} \right) + 2,42 \times \left(\frac{0,35 \times \frac{1,88}{12}}{12} \right) \right) 0,945 = 1,8$$

Para este valor de $C_{Lm\acute{a}x}$, a velocidade de estol é:

$$V_{estol} = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_{Lm\acute{a}x} S}} = \sqrt{\frac{2 \times 650 \times 9,80665}{0,95696 \times 1,8 \times 16}} = 21,5 \text{ m / s}$$

O que corresponde a 41,8 nós. Assim, as dimensões dos flaps e ailerons são satisfatórias.

6.4 Dimensionamento da empenagem

Para o dimensionamento da empenagem será utilizado o método de volume de cauda. Serão calculados o comprimento da cauda e as áreas das empenagens vertical e horizontal. São definidos os seguintes parâmetros:

$$V_{HT} = \frac{S_{HT} \times l_T}{S_{ref} \times C_{ref}} - \text{Volume de cauda horizontal}$$
$$V_{VT} = \frac{S_{VT} \times l_T}{S_{ref} \times b_{ref}} - \text{Volume de cauda vertical}$$

Onde os índices HT e VT se referem às empenagens horizontal e vertical, respectivamente.

Raymer (2006) dá um valores de referência de acordo com a classe de aeronave. Para o presente caso, serão utilizados os valores para aeronave monomotor a pistão de aviação geral:

$$V_{HT} = 0,70$$

$$V_{VT} = 0,04$$

O comprimento da cauda é calculado pela seguinte equação, proposta por Gudmundsson (2014):

$$l_T = \sqrt{\frac{2 \times S_{ref} (V_{HT} \times C_{ref} + V_{VT} \times b_{ref})}{\pi(R_1 + R_2)}}$$

Onde,

$$S_{ref} = S_{asa} = 16 \text{ m}^2$$

$$C_{ref} = CMA = 1,38 \text{ m}$$

$$b_{ref} = b_{asa} = 12 \text{ m}$$

R_1 e R_2 – Raios da fuselagem tipo *frustum*, conforme esquematizado na Figura 22

abaixo:

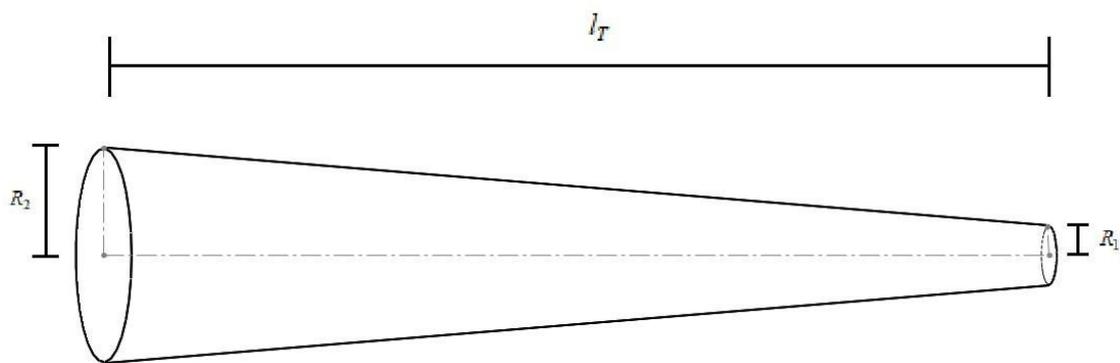


Figura 22: Esboço das dimensões da cauda (fonte: acervo próprio)

O presente método visa minimizar a área molhada da cauda e empenagem. Serão estimados aqui valores de 0,15 m e 0,6 m para R_1 e R_2 , respectivamente.

$$l_T = \sqrt{\frac{2 \times 16 (0,70 \times 1,38 + 0,04 \times 12)}{\pi(0,15 + 0,6)}} = 4,43 \text{ m}$$

As áreas são calculadas da por:

$$S_{HT} = \frac{V_{HT} \times S_{ref} \times C_{ref}}{l_T} = \frac{0,70 \times 16 \times 1,38}{2,8} = 3,49 \text{ m}^2$$

$$S_{VT} = \frac{V_{VT} \times S_{ref} \times b_{ref}}{l_T} = \frac{0,04 \times 16 \times 12}{2,8} = 1,73 \text{ m}^2$$

Gudmundsson (2014) fornece uma faixa de valores típicos para a razão de aspecto das empenagens. Tais razões de aspecto são, necessariamente, menores que a da asa, a fim de permitir que a asa entre em estol antes da empenagem.

$$3 < AR_{HT} < 5$$

$$0,9 < AR_{VT} < 2$$

Serão utilizados os valores médios dos intervalos apresentados acima, ou seja:

$$AR_{HT} = 4 \text{ e } AR_{VT} = 1,4.$$

$$b_{HT} = \sqrt{AR_{HT} \times S_{HT}} = \sqrt{4 \times 5,52} = 3,73 \text{ m}$$

$$b_{VT} = \sqrt{AR_{VT} \times S_{VT}} = \sqrt{1,4 \times 2,74} = 1,56 \text{ m}$$

Para a empenagem horizontal, será utilizado um afilamento $\lambda = 0,5$. A Corda média aerodinâmica, a corda na raiz e a corda na ponta são calculados através das seguintes equações, respectivamente:

$$CMA_{HT} = \left(\frac{4b}{3AR} \right) \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + 2\lambda + \lambda^2} \right) = \left(\frac{4 \times 3,73}{3 \times 4} \right) \left(\frac{1 + 0,5 + 0,5^2}{1 + 2 \times 0,5 + 0,5^2} \right) = 0,97 \text{ m}$$

$$C_{rHT} = \frac{2b}{(1 + \lambda)AR} = \frac{2 \times 3,73}{(1 + 0,5) \times 4} = 1,24 \text{ m}$$

$$C_{iHT} = C_{rHT} \times \lambda = 1,24 \times 0,5 = 0,62 \text{ m}$$

Para a empenagem vertical, será utilizado um afilamento $\lambda = 0,65$. A Corda média aerodinâmica, a corda na raiz e a corda na ponta são dados por:

$$CMA_{VT} = \left(\frac{4b}{3AR} \right) \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + 2\lambda + \lambda^2} \right) = \left(\frac{4 \times 1,56}{3 \times 1,4} \right) \left(\frac{1 + 0,65 + 0,65^2}{1 + 2 \times 0,65 + 0,65^2} \right) = 1,15 \text{ m}$$

$$C_{rVT} = \frac{2b}{(1 + \lambda)AR} = \frac{2 \times 1,56}{(1 + 0,65) \times 1,4} = 1,35 \text{ m}$$

$$C_{iVT} = C_{rVT} \times \lambda = 1,35 \times 0,65 = 0,877 \text{ m}$$

Os parâmetros das superfícies de sustentação e empenagem horizontal e vertical que foram dimensionados neste tópico estão sintetizados na Tabela 9 a seguir:

TABELA 9 - Configuração final das superfícies de sustentação e empenagem

Configuração Final		
Referência	Parâmetro	Valor [m]
Asa	AR	9
	λ	0,50
	b [m]	12
	C_{root} [m]	1,78
	C_{tip} [m]	0,89
	S [m ²]	16
	cma [m]	1,38
Comprimento da cauda	l_T	4,43
Emp. Horizontal	AR_{HT}	4
	λ_{HT}	0,50
	V_{HT}	0,70
	S_{HT} [m ²]	3,49
	b_{HT} [m]	3,73
	C_{rHT} [m]	1,24
	C_{iHT} [m]	0,62
	CMA_{HT} [m]	0,97
Emp. Vertical	AR_{VT}	1,4
	λ_{VT}	0,65
	V_{VT}	0,04
	S_{VT} [m ²]	1,73
	b_{VT} [m]	1,56
	C_{rVT} [m]	1,35
	C_{iVT} [m]	0,877
	CMA_{VT} [m]	1,15

6.5 Dimensionamento da fuselagem

Primeiramente, deve-se definir qual tipo de fuselagem será utilizado. Existem três tipos principais atualmente utilizados em aeronaves: *tadpole*, *frustum* (doravante denominada cônica) e tubular. A empenagem tubular é utilizada para aeronaves

maiores e não será considerada. Assim, faz-se necessário definir entre as do tipo *tadpole* e cônica. Althaus (1972) traz um estudo onde um experimento feito em túnel de vento com duas fuselagens de dimensões similares, sendo uma do tipo *tapole* e a outra do tipo cônica, revelou que a do tipo cônica apresentava uma coeficiente de arrasto 48,5% maior. É sabido, entretanto, que a fuselagem cônica facilidade construtiva em relação à do tipo *tadpole*, especialmente quando se fabricada com chapas de alumínio.

Pretende-se que a aeronave aqui projetada seja construída em material compósito, razão pela qual a vantagem apresentada pela fuselagem tipo cônica em relação ao custo de fabricação não se mostra relevante. Portanto, será utilizada a fuselagem tipo *tadpole*.

A Figura 23 abaixo mostra um esboço com a posição relativa entre a asa e a empenagem. Neste esboço, feito em escala, foram inseridas a asa e a empenagem horizontal com as dimensões obtidas até agora, sendo que a distância entre a CMA e CMA_{HT} de 4,43 m separa ambos os componentes:

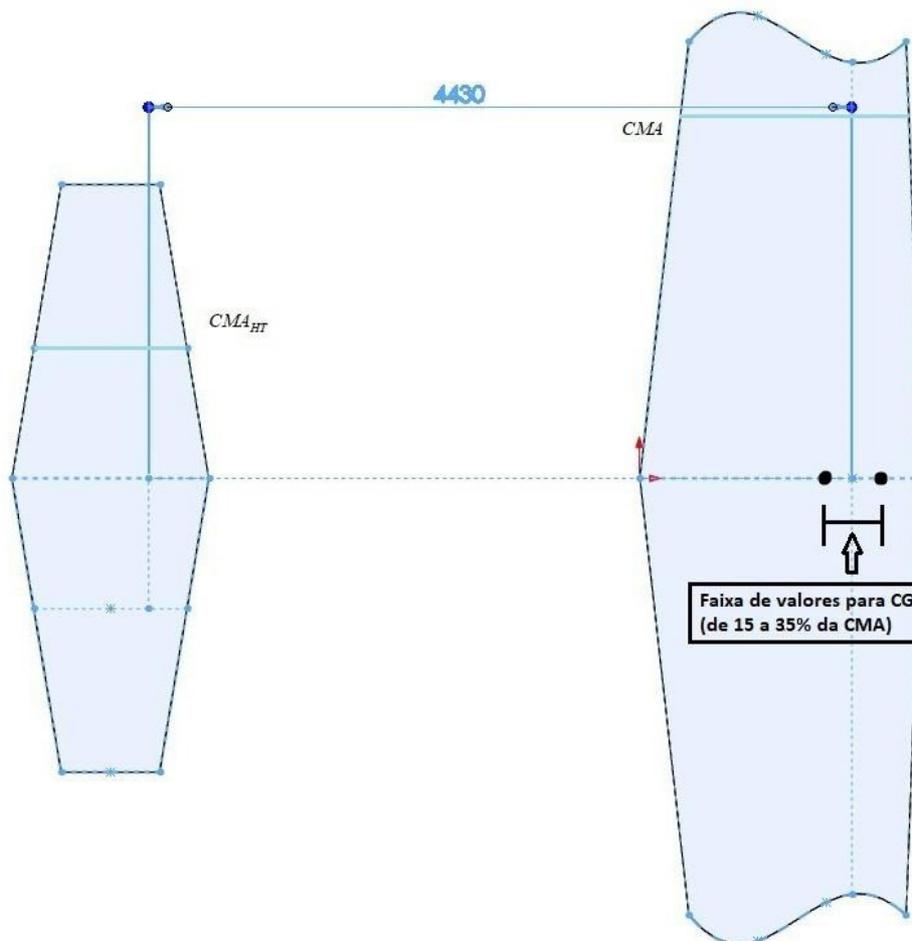


Figura 23: Posição relativa entre asa e empenagem (fonte: acervo próprio)

Agora, será feito um estudo do peso individual dos principais componentes da aeronave, estimando distâncias a partir de um ponto de referência, a fim de que estes componentes estejam dispostos de maneira a manter o CG dentro do intervalo estimado.

6.5.1 Estimativa de pesos individuais dos componentes

Raymer (2006) apresenta equações para estimativa de peso de alguns componentes em função de parâmetros a essa altura já conhecidos, conforme descrito a seguir (todas as equações abaixo devem ser utilizadas com unidades imperiais):

Peso da asa:

$$W_w = 0,036 S^{0,758} W_f^{0,0035} AR^{0,6} q^{0,006} \lambda^{0,04} \left(100 \frac{t}{c}\right)^{-0,3} \times (n W_{zO})^{0,49}$$

Peso da empenagem horizontal:

$$W_{HT} = 0,016 (n W_{zO})^{0,414} q^{0,168} S_{HT}^{0,896} \left(100 \frac{t}{c}\right)^{-0,12} AR_{HT}^{0,043} \lambda_{HT}^{0,02}$$

Peso da empenagem vertical:

$$W_{VT} = 0,073 (n W_{zO})^{0,376} q^{0,122} S_{VT}^{0,873} \left(100 \frac{t}{c}\right)^{-0,49} AR_{VT}^{0,357} \lambda_{VT}^{0,039}$$

Peso do motor instalado:

$$W_{MotorInst} = 2,575 W_{Motor}^{0,922}$$

Peso da fuselagem:

$$W_{FUS} = 0,052 \times S_{FUS}^{1,086} (n W_{zO})^{0,177 - 0,051 \left(\frac{l_{FUS}}{d_{FUS}}\right)^{-0,072}} q^{0,241}$$

Obs.: assume-se, aqui, que o trem de pouso estará localizado no mesmo ponto do CG e, portanto, não é necessário seu cálculo no presente estudo.

Será utilizada uma metodologia diferente para o cálculo do peso da fuselagem em momento oportuno.

Substituindo os valores na equação para o peso da asa obtém-se o valor de:

$$W_w = 244,92 \text{ lbf} = 111 \text{ kgf}$$

Para a empenagem horizontal, temos:

$$W_{HT} = 21,44 \text{ lbf} = 9,72 \text{ kgf}$$

Para a empenagem vertical, temos:

$$W_{VT} = 11,51 \text{ lbf} = 5,22 \text{ kgf}$$

Para o motor instalado, temos:

$$W_{MotorInst} = 261,86 \text{ lbf} = 118,78 \text{ kgf}$$

Antes de prosseguir com o cálculo do peso da fuselagem, cujas características são desconhecidas, cabem alguns comentários:

- na seção 4.1 foi estimada a relação $W_e/W_0 = 0,616$, ou seja, $W_e = 650 \times 0,616 = 400,4 \text{ kgf}$;
- a soma dos pesos dos componentes calculados até agora deve, adicionado ao peso da fuselagem e do combustível (51 kgf), deve totalizar o peso vazio da aeronave (considerando-se o trem de pouso solidário à fuselagem); e
- portanto, temos que:

$$W_w + W_{HT} + W_{VT} + W_{MotorInst} + W_{FUS} + W_f = W_e$$

$$W_{FUS} = W_e - (W_w + W_{HT} + W_{VT} + W_{MotorInst} + W_f) = 400,4 - (111 + 9,72 + 5,22 + 118,78 + 51)$$

$$W_{FUS} = 104,68 \text{ kgf}$$

Obs.: devido à natureza estatística do modelo utilizado, o peso dos ocupantes e bagagem (carga paga = 200 kgf) adicionado ao da aeronave vazia (400,4 kgf) soma 600,4 kgf, diferente do peso de 650 kgf estimado. Assim, será feita uma adição de 12,5% ao peso de cada componente ($450/400 = 1,125$) para prosseguir com a análise. Logo, os valores utilizados para estimativa do CG são conforme listado na Tabela 10:

TABELA 10 - Pesos individuais dos componentes da aeronave

Componente	peso [kgf]
Asa	124,7
Empenagem horizontal	10,9
Empenagem vertical	5,8
Combustível	57,3
Montagem do motor	136,6
Fuselagem	117,7

6.5.2 Estimativa do CG da aeronave completa

A seguir, serão posicionados os sistemas e cargas que constituem o peso total da aeronave, a fim de obter as distâncias a uma determinada referência espacial de forma a manter o CG da aeronave dentro do intervalo definido, isto é, entre 15 e 35% da CMA, contado a partir do bordo de ataque. A Figura 24 mostra esse posicionamento.

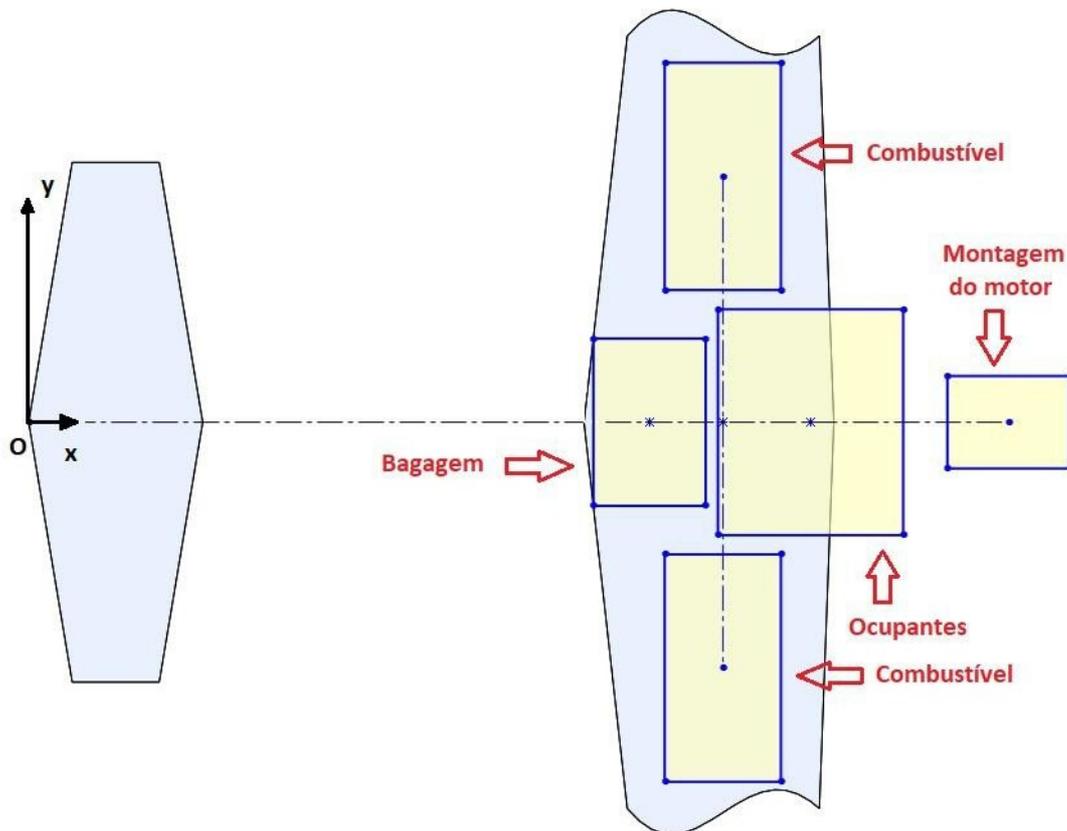


Figura 24: Sistema de coordenadas para estimativa de CG (fonte: acervo próprio)

As dimensões da região destinada aos ocupantes estão em escala com o restante da aeronave da figura. Foram obtidas efetuando breve estudo sobre dimensões do corpo humano com dados apresentados por Gudmundsson (2014). O intervalo definido entre a porção de 15 a 35% da CMA corresponde aos valores de $x = 5182$ e 5538 mm no sistema de coordenadas mostrado acima. A asa, a empenagem horizontal e a empenagem vertical possuem CG fixo devido ao comprimento da cauda calculado. Os valores dos CG's para esses dois componentes são:

$$x_{CGasa} = 4945 \text{ mm}$$

$$x_{CGHT} = 620 \text{ mm}$$

$$x_{CGVT} = 675 \text{ mm}$$

Foi utilizada uma tabela dinâmica para cálculo do CG, experimentado valores para cada componente até que o CG da aeronave chegasse a um valor conveniente. Os valores de peso e centro de massa de cada componente são mostrados na Tabela 11 abaixo:

TABELA 11 - Estimativa do CG

Componente	peso [kgf]	X_{CG} [mm]
Asa	124,7	4945
Empenagem horizontal	10,9	620
Empenagem vertical	5,8	675
Bagagem	40	4300
Combustível	57,3	5000
Ocupantes	160	5450
Montagem do motor	133,6	6700
Fuselagem	117,7	5360
Aeronave completa	650	5359,70

Pode-se observar que com esses valores conveniente escolhidos, o CG da aeronave coincide com a CMA/4 (contada a partir do bordo de ataque). Adicionalmente, numa configuração com peso reduzido, por exemplo, com apenas um ocupante e com quantidade mínima de combustível, o CG da aeronave é $x_{CG} = 5469$ mm, ou seja, ainda dentro do intervalo definido ($5182 < x < 5538$). Assim, esta será a configuração para dimensionamento da fuselagem.

6.5.3 Dimensionamento da fuselagem

Com o auxílio de um software de CAD e com os valores de CG definidos, pode-se esboçar uma fuselagem capaz de alocar os ocupantes, a bagagem e a montagem do motor, mostrado na Figura 25 abaixo.

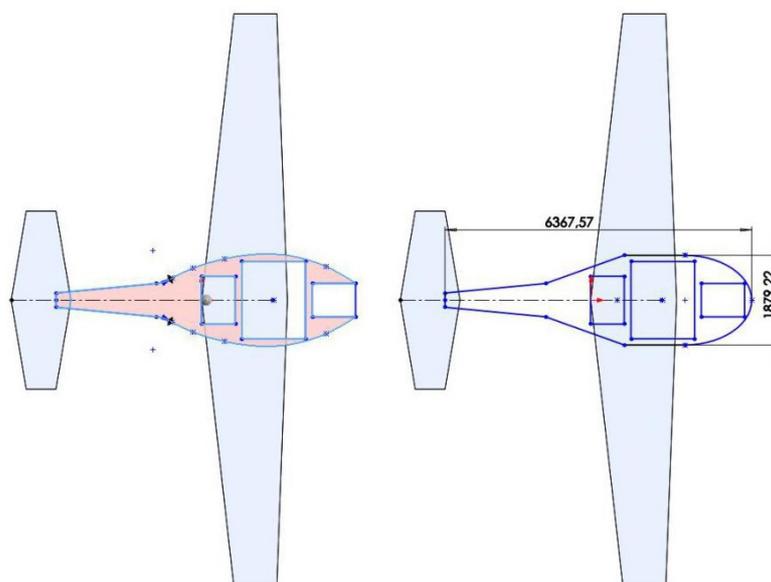


Figura 25: Esboço geométrico da fuselagem (fonte: acervo próprio)

No esboço acima, a fuselagem foi levemente alterada a fim de que pudesse ser obtida através de formas geométricas simples. A Figura 26 mostra um modelo tridimensional obtido como sólido de revolução da metade do corpo da fuselagem:

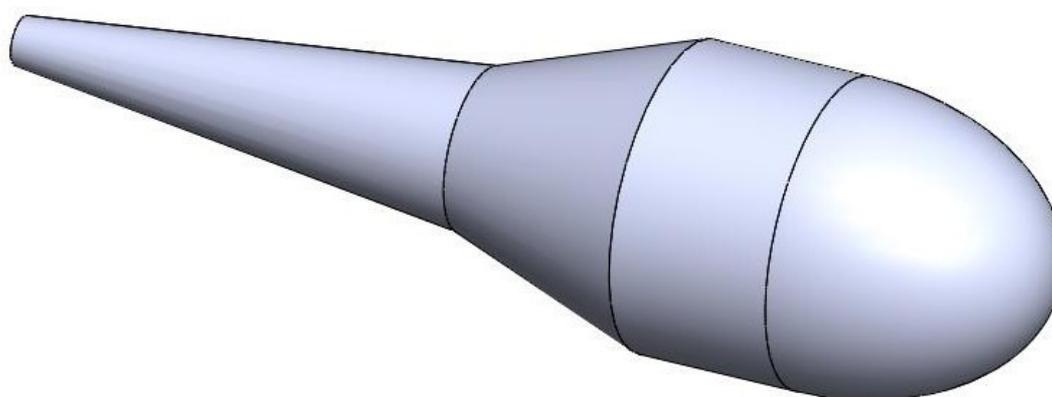


Figura 26: Esboço tridimensional da fuselagem (fonte: acervo próprio)

O esboço obtido em CAD possui uma área de superfície de 25,13 m², e uma área frontal de 2,77 m².

7. ANÁLISE DE ARRASTO

Nesta seção será estimado o arrasto total da aeronave. Será necessário separar, oportunamente, as versões terrestre e aquática, em função da diferença relevante entre os coeficientes de arrasto apresentados por cada uma. O coeficiente de arrasto total da aeronave é dado por:

$$C_D = C_{D0} + C_{Df} + C_{Di} + C_{Ddiversos}$$

Onde,

C_{D0} – coeficiente de arrasto básico (arrasto de pressão)

C_{Df} – coeficiente de arrasto de fricção

C_{Di} – coeficiente de arrasto induzido

$C_{Ddiversos}$ – coeficiente de arrasto de interferências e outros componentes

7.1 Modelo do arrasto

Será utilizada a aproximação quadrática da forma:

$$C_D = C_{Dmín} + C_{Di} = C_{Dmín} + \frac{C^2}{\pi \times AR \times e} = C_{Dmín} + \frac{C^2}{\pi \times AR} (1 + \delta) = C_{Dmín} + k C_L^2$$

Onde,

$$k = \frac{(1 + \delta)}{\pi \times AR}$$

A teoria da linha de sustentação prevê $\delta = 0,02$ para $AR = 16$ e $\lambda = 0,5$. Assim,

$$k = \frac{(1 + 0,02)}{\pi \times 9} = 0,03607$$

Logo,

$$C_D = C_{D_{\min}} + 0,03607C_L^2$$

7.2 Área molhada da aeronave completa

Um modelo simplificado para cálculo do arrasto leva em conta a área molhada total da aeronave. Para tal, é necessário estimar a área molhada dos flutuadores na versão para operação aquática.

7.2.1 Estimativa da área dos flutuadores

Gudmundsson (2014) apresenta a seguinte estimativa para as dimensões dos flutuadores:

$$L = 0,7809W^{4/9} \left(\frac{K}{nB} \right)^{1/3}$$

Onde,

L - comprimento do flutuador (em pés)

B - largura do flutuador (em pés)

n = número de flutuadores

K - constante (1,4 para dois flutuadores)

Estimando-se um valor de 45 cm para a largura B, temos:

$$L = \left[0,7809 \left(\frac{650}{0,4536} \right)^{4/9} \left(\frac{1,4}{2 \times 0,3048} \right)^{1/3} \right] \times 0,3048 = 4,69 \text{ m}$$

Um esboço para a área plana de um flutuador com essas dimensões é mostrado na Figura 27 abaixo:

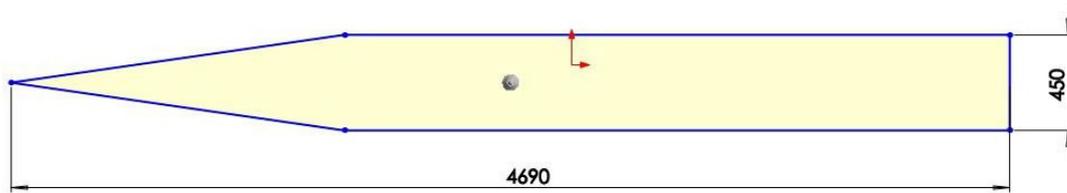


Figura 27: Esboço da área plana dos flutuadores (fonte: acervo próprio)

A área plana da figura acima é de 1,76 m². Para dois flutuadores, temos 3,52 m². Assumindo que o empuxo resultante da imersão dos flutuadores na água é deve ser igual ao peso da aeronave, temos que:

$$A \times h \times \rho_{\text{água}} = W_0 \Rightarrow h = \frac{W_0}{A \times \rho_{\text{água}}} = \frac{650}{3,52 \times 1000} = 0,18 \text{ m}$$

Assumindo ainda que apenas metade do flutuador estará imerso na água, temos que a altura total do flutuador é de 0,36 m. Com o auxílio de um software de CAD, pode-se inferir que, com as medidas acima, cada flutuador possui uma área molhada de 7 m².

7.2.2 Área molhada trem de pouso na versão terrestre

A área molhada do trem de pouso terrestre será estimada como três pneus, modelados como discos, com diâmetro e largura de 30 e 15 cm, respectivamente:

$$S_{WLG} = 3 \times \left(2 \times \frac{D^2}{4} + D \times 0,15 \right) = 0,85 \text{ m}^2$$

7.2.3 Estimativa da área das asas e empenagem

A razão entre o perímetro do perfil NACA 65₃-618 é 2,07, e este valor será utilizado como referência para o cálculo da área molhada das asas e da empenagem. Este cálculo está consolidado na Tabela 12 abaixo:

TABELA 12 - Cálculo da área molhada da asa e empenagem

Componente	Área plana	Área molhada
Asa	16,00	33,12
Empenagem horizontal	3,49	7,22
Empenagem vertical	1,73	3,58
Total	21,22	43,93

7.2.4 Área molhada total da aeronave

A área molhada total corresponde à soma das áreas molhadas calculadas até agora, quais sejam: fuselagem, asa, empenagem e trem de pouso.

Hidroavião:

$$S_w = 25,13 + 14 + 43,93 = 83 \text{ m}^2 = 893 \text{ ft}^2$$

Terrestre:

Para o cálculo da área molhada da versão terrestre não será levada em conta a área molhada do trem de pouso, porém esta será utilizada para estimativa do arrasto em separado.

$$S_w = 25,13 + 43,93 = 69 \text{ m}^2 = 743 \text{ ft}^2$$

Gudmundsson (2014) apresenta um método para estimativa rápida do C_{Dmin} a partir da área molhada da aeronave completa:

$$C_{Dmin} = \frac{f}{S_{Ref}}$$

onde S_{Ref} é dado em ft^2 e f é retirado de um gráfico específico, o qual é mostrado na Figura 28 gráfico:

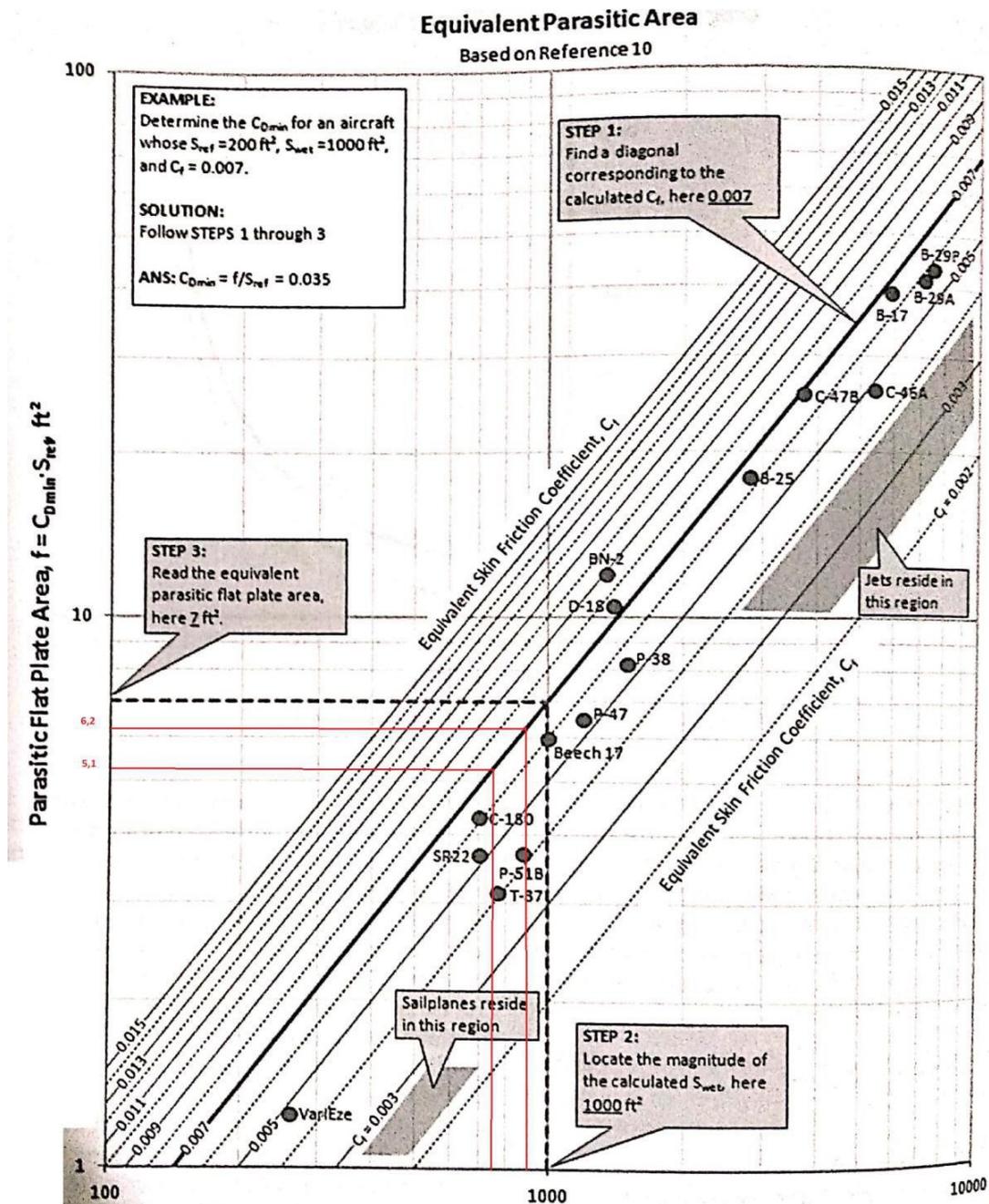


Figura 28: Estimativa de C_{Dmin} (fonte: Gudmundsson, 2014)

Os valores de f para as versões hidroavião e terrestre são 6,2 e 5,2, respectivamente. Assim, temos:

Hidroavião:

$$C_{Dmin} = \frac{f}{S_{Ref}} = \frac{6,2}{172,223} = 0,036$$

Terrestre:

$$C_{Dmin} = \frac{f}{S_{Ref}} = \frac{5,2}{172,223} = 0,0301$$

Para o trem de pouso terrestre, a Gudmundsson, 2014, dá a seguinte equação:

$$C_{Dmin} = \frac{C_{D\pi}}{S_{Ref}}$$

Onde $C_{D\pi} = 0,017$.

Assim, o arrasto total da aeronave é:

Hidroavião:

$$C_D = 0,036 + 0,03607 \times C_L^2$$

Terrestre:

$$C_D = 0,0301 + 0,03607 \times C_L^2$$

8. ANÁLISE DE DESEMPENHO

Nesta seção serão analisados os parâmetro de desempenho da aeronave.

8.1 Envelope de Voo

Para a condição de estol, temos:

$$Cl_{\max} = \frac{2W}{\rho V_s^2 S}$$

Utilizando os dados da tabela, temos que $Cl_{\max} = 1,8$

Para tal condição e para $N_z = 2,5$, temos a velocidade de manobra como:

$$V^{*+} = \sqrt{\frac{2 W N_z}{\rho S C_{L \max}}}$$
$$V^{*+} = 30,0 \text{ m / s}$$

Para tal condição e para $N_z = -1,5$, temos a velocidade de manobra como:

$$V^{*-} = \sqrt{\frac{2 W N_z}{\rho S C_{L \max}}}$$
$$V^{*-} = 23,3 \text{ m / s}$$

Faz-se necessário inserir no envelope de voo a condição de rajadas de vento. A sub seção FAR Part 23.341 define o fator de carga oriundo de rajada como:

$$n = 1 \pm \Delta n$$

Onde,

$$\Delta n = \frac{K_g U_{de} V a}{498(w/s)}$$
$$K_g = \frac{0.88 \mu_g}{5.3 + \mu_g} = 0,5616$$

$$\mu_g = \frac{2(W/S)}{\rho C \alpha g} = 9,35$$

$$\rho = 0,2377 \text{ slug/ft}^3$$

$$C = CMA = 1,38m = 4,53 \text{ ft}$$

$$\alpha = 5.04$$

$$g = 32,174 \text{ ft/s}^2$$

$$U_{de} = 50 \text{ ft/s (FAR Part 23.341)}$$

$$\frac{W}{S} = \frac{650 \div 0,45359}{16 \times 10,7639} = 8,32 \text{ lbf/ft}^2$$

$$\Rightarrow n = 1 \pm 0,0364838 V$$

Assim, o diagrama V-n pode ser esboçado conforme mostrado na Figura 29:

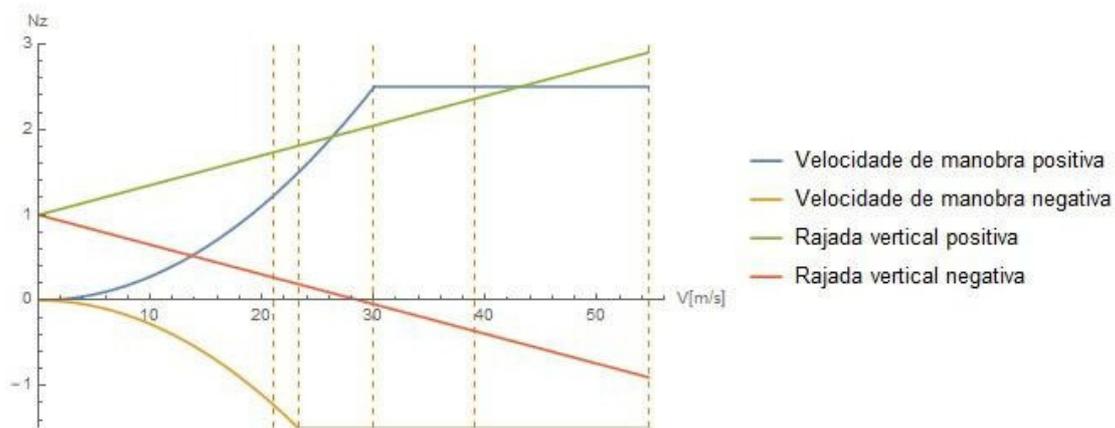


Figura 29: Diagrama V-n (fonte: acervo próprio)

Efetuada os cortes necessários, temos o envelope de voo, conforme Figura 30:

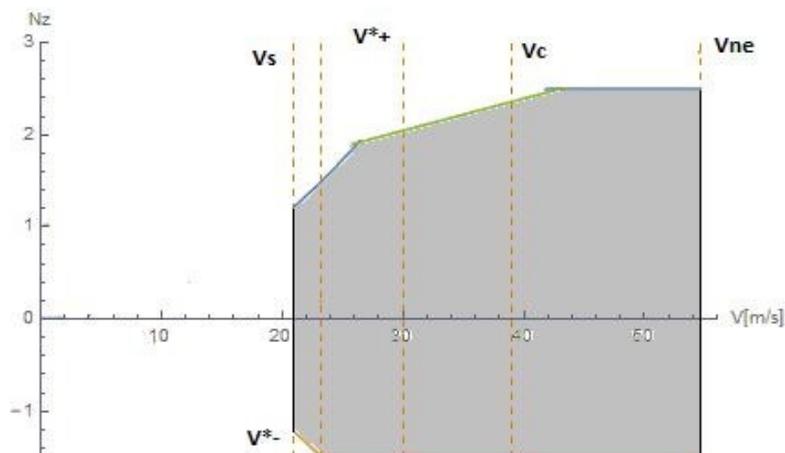


Figura 30: Envelope de voo (fonte: acervo próprio)

8.2 Voo horizontal

8.2.1 Voo em velocidade mínima

O voo em velocidade mínima ocorre na velocidade de estol. Conforme visto anteriormente, a velocidade de estol a nível do mar é calculada por:

$$V_{estol} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}} = \sqrt{\frac{2650 \times 9,80665}{1,225 \times 16 \times 1,8}} = 19 \text{ m/s} = 68,4 \text{ km/h} = 36,95 \text{ kt}$$

O coeficiente de arrasto nessa condição é:

Hidroavião:

$$C_D = 0,036 + 0,03607 \times C_L^2 = 0,036 + 0,03607 \times 1,8^2 = 0,1529$$

Terrestre:

$$C_D = 0,0301 + 0,03607 \times C_L^2 = 0,0301 + 0,03607 \times 1,8^2 = 0,1470$$

A potência requerida para esta condição é:

$$P_R = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_D$$

Hidroavião:

$$P_R = \frac{1}{2} 1,225 \times 19^3 \times 16 \times 0,1529 = 10,275 \text{ kW} = 13,78 \text{ hp}$$

Terrestre:

$$P_R = \frac{1}{2} 1,225 \times 19^3 \times 16 \times 0,1470 = 9,879 \text{ kW} = 13,25 \text{ hp}$$

8.2.2 Voo em velocidade máxima

O voo nivelado em velocidade máxima ocorre na condição de potência máxima (P_a = potência disponível). O C_L para velocidade máxima é calculado através da equação:

$$\frac{(C_{D0} + kC_L^2)^2}{C_L^3} = P_{am\acute{a}x}^2 \frac{S \rho}{W^3 \cdot 2}$$

Hidroavião:

$$\frac{(C_{D0} + kC_L^2)^2}{C_L^3} = P_{am\acute{a}x}^2 \frac{S \rho}{W^3 \cdot 2} \Rightarrow \frac{(0,036 + 0,03607C_L^2)^2}{C_L^3} = 80 \times \frac{16 \cdot 1,225}{(650 \times 9,80665)^3 \cdot 2}$$

$$\Rightarrow C_L^{Vm\acute{a}x} = 0,219503$$

Terrestre:

$$\frac{(C_{D0} + kC_L^2)^2}{C_L^3} = P_{am\acute{a}x}^2 \frac{S \rho}{W^3 \cdot 2} \Rightarrow \frac{(0,0301 + 0,03607C_L^2)^2}{C_L^3} = 80 \times \frac{16 \cdot 1,225}{(650 \times 9,80665)^3 \cdot 2}$$

$$\Rightarrow C_L^{Vm\acute{a}x} = 0,194445$$

A velocidade máxima, portanto, é calculada por:

Hidroavião:

$$V_{m\acute{a}x} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 650 \times 9,80665}{1,225 \times 16 \times 0,219503}} = 54,4 \text{ m/s} = 196 \text{ km/h} = 105,8 \text{ kt}$$

Terrestre:

$$V_{m\acute{a}x} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 650 \times 9,80665}{1,225 \times 16 \times 0,194445}} = 57,8 \text{ m/s} = 208 \text{ km/h} = 112,4 \text{ kt}$$

8.2.3 Potência requerida para voo nivelado

Agora, é possível calcular a potência requerida para as aeronaves.

$$P_R = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_D = \frac{1}{2} \rho V^3 S (C_{D0} + k C_L^2) = \frac{1}{2} \rho V^3 S \left(C_{D0} + k \left(\frac{2W}{\rho V^2 S} \right)^2 \right)$$

As Figuras 31 e 32 mostram gráficos das potência para a aeronave nas duas configurações, hidroavião e terrestre, respectivamente:

Hidroavião:

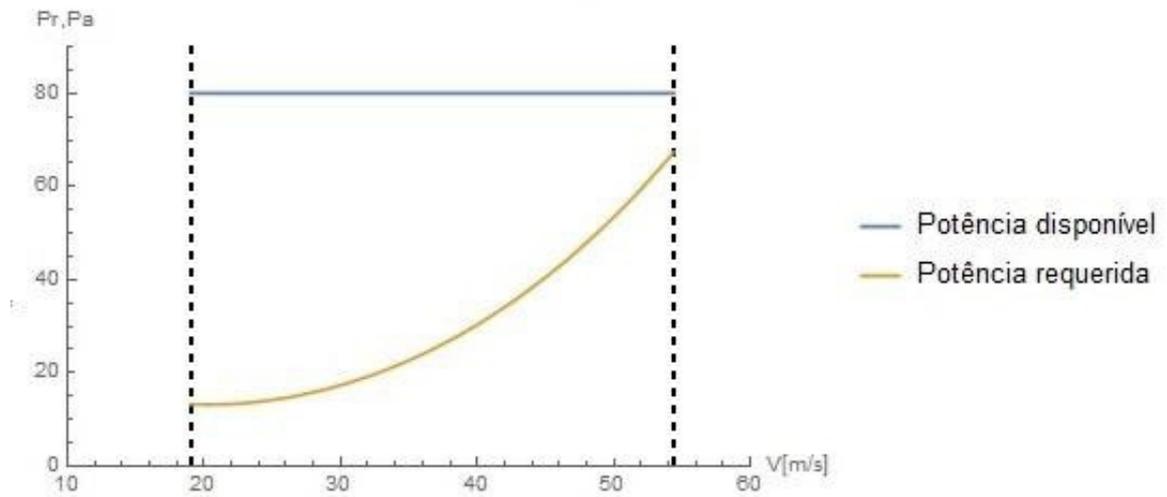


Figura 31: Potência requerida - hidroavião (fonte: acervo próprio)

Terrestre:

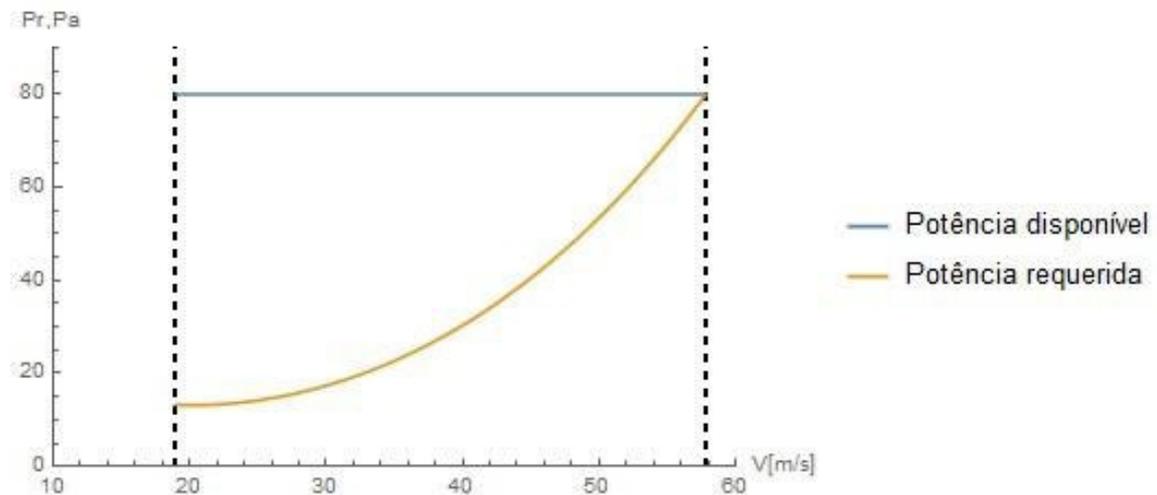


Figura 32: Potência requerida - terrestre (fonte: acervo próprio)

8.3 Alcance máximo

Para o alcance máximo, o C_L ótimo (C_{Lopt}) é dado por:

$$C_{Lopt} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}}$$

Hidroavião:

$$C_{Lopt} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} = \sqrt{\frac{0,036}{0,03607}} = 0,999$$

Terrestre:

$$C_{Lopt} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} = \sqrt{\frac{0,0301}{0,03607}} = 0,9135$$

Os coeficientes de arrasto são:

Hidroavião:

$$C_{\bar{D}} = 0,036 + 0,03607 \times C_L^2 = 0,036 + 0,03607 \times 0,999^2 = 0,072$$

Terrestre:

$$C_{\bar{D}} = 0,0301 + 0,03607 \times C_L^2 = 0,0301 + 0,03607 \times 0,9135^2 = 0,0602$$

Para esses coeficientes de sustentação, as velocidades são dadas por:

Hidroavião:

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 650 \times 9,80665}{1,225 \times 16 \times 0,999}} = 25,5 \text{ m/s} = 91,86 \text{ km/h} = 49,6 \text{ kt}$$

Terrestre:

$$V = \sqrt{\frac{2 W}{\rho S C_L}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 650 \times 9,80665}{1,225 \times 16 \times 0,9135}} = 26,7 \text{ m/s} = 96 \text{ km/h} = 51,9 \text{ kt}$$

Para essas velocidades, as potências são:

Hidroavião:

$$P_R = \frac{1}{2} 1,225 \times 25,5^3 \times 16 \times 0,072 = 11,700 \text{ kW} = 15,7 \text{ hp}$$

Terrestre:

$$P_R = \frac{1}{2} 1,225 \times 26,7^3 \times 16 \times 0,0602 = 11,229 \text{ kW} = 15,06 \text{ hp}$$

O valor mínimo para o consumo específico apresentado pelo fabricante do motor é de 4,5 l/h = 3,24 kg/h (densidade do avgas = 0,72 kg/l ou 720 kg/m³). Utilizando-se esse valor e ainda uma média das potências, temos: $P_R = (11700+11229)/2 = 11464,5$ W. Assim,

$$C_p = \frac{3,24}{11464,5 \times 3600} = 7,85 \times 10^{-8} \frac{\text{kg}}{\text{Ws}}$$

O alcance específico é dado por:

$$\frac{V}{FF} = \frac{\eta}{C_p D}$$

Onde η é a eficiência da propulsão, aqui estimada como 0,75. Assim, temos que o consumo de combustível pode ser calculado por:

Hidroavião:

$$\frac{V}{FF} = \frac{0,75}{7,85 \times 10^{-8} \frac{1}{2} 1,225 \times 25,5^2 \times 16 \times 0,072} = 20822 \text{ m / kg}$$

Terrestre:

$$\frac{V}{FF} = \frac{0,75}{7,85 \times 10^{-8} \frac{1}{2} 1,225 \times 26,7^2 \times 16 \times 0,0602} = 22716 \text{ m / kg}$$

Considerando a massa de combustível de 51 kg, temos:

Hidroavião:

$$R = 20822 \times 51 = 1062 \text{ km}$$

Terrestre:

$$R = 22716 \times 51 = 1158 \text{ km}$$

8.4 Autonomia máxima

Para a autonomia máxima, o C_L ótimo (C_{Lopt}) é dado por:

$$C_{Lopt} = \frac{\sqrt{12C_{D0}k}}{2k}$$

Hidroavião:

$$C_{Lopt} = \frac{\sqrt{12 \times 0,036 \times 0,03607}}{2 \times 0,03607} = 1,73$$

Terrestre:

$$C_{Lopt} = \frac{\sqrt{12 \times 0,0301 \times 0,03607}}{2 \times 0,03607} = 1,58$$

Os coeficientes de arrasto são:

Hidroavião:

$$C_D = 0,036 + 0,03607 \times C_L^2 = 0,036 + 0,03607 \times 1,73^2 = 0,144$$

Terrestre:

$$C_D = 0,0301 + 0,03607 \times C_L^2 = 0,0301 + 0,03607 \times 1,58^2 = 0,1204$$

Para esses coeficientes de sustentação, as velocidades são dadas por:

Hidroavião:

$$V = \sqrt{\frac{2 W}{\rho S C_L}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 650 \times 9,80665}{1,225 \times 16 \times 1,73}} = 19,4 \text{ m/s} = 69,8 \text{ km/h} = 37,7 \text{ kt}$$

Terrestre:

$$V = \sqrt{\frac{2 W}{\rho S C_L}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 650 \times 9,80665}{1,225 \times 16 \times 1,58}} = 20,3 \text{ m/s} = 73 \text{ km/h} = 39,4 \text{ kt}$$

Observa-se que essas velocidades estão abaixo da V_{estol} . Entretanto, a análise seguirá a fim de se obter um valor estimado da autonomia máxima. Considerando o mesmo consumo específico do caso anterior, ou seja, 3,24 kg/h, o alcance para essa condição é:

Hidroavião:

$$\frac{V}{FF} = \frac{0,75}{7,85 \times 10^{-8} \frac{1}{2} \cdot 1,225 \times 25,5^2 \times 16 \times 0,144} = 10411 \text{ m / kg}$$

Terrestre:

$$\frac{V}{FF} = \frac{0,75}{7,85 \times 10^{-8} \frac{1}{2} \cdot 1,225 \times 26,7^2 \times 16 \times 0,1204} = 11358 \text{ m / kg}$$

Considerando a massa de combustível de 51 kg, temos:

Hidroavião:

$$R = 10411 \times 51 = 531 \text{ km}$$

Terrestre:

$$R = 11358 \times 51 = 579 \text{ km}$$

Assim, a autonomia máxima é:

Hidroavião:

$$t = \frac{R}{V} = \frac{531}{69,8} = 7,6 \text{ h}$$

Terrestre:

$$t = \frac{R}{V} = \frac{579}{73} = 7,93 \text{ h}$$

8.5 Subida e voo planado

Nesta seção serão estudadas a subida e o voo planado.

8.6 Subida

Em relação à subida, esta pode ser otimizada para a máxima razão de subida ($ROC_{\text{máx}}$) ou para o máximo ângulo de subida ($\gamma_{\text{máx}}$). Ambos os casos serão estudados aqui.

8.6.1 $ROC_{\text{máx}}$

O coeficiente de sustentação ótimo para essa condição é:

$$C_{Lopt} = \frac{\sqrt{12C_{D0}k}}{2k}$$

Hidroavião:

$$C_{Lopt} = \frac{\sqrt{12 \times 0,036 \times 0,03607}}{2 \times 0,03607} = 1,73$$

Terrestre:

$$C_{Lopt} = \frac{\sqrt{12 \times 0,0301 \times 0,03607}}{2 \times 0,03607} = 1,58$$

Os coeficientes de arrasto são:

Hidroavião:

$$C_{\bar{D}} = 0,036 + 0,03607 \times C_L^2 = 0,036 + 0,03607 \times 1,73^2 = 0,144$$

Terrestre:

$$C_{\bar{D}} = 0,0301 + 0,03607 \times C_L^2 = 0,0301 + 0,03607 \times 1,58^2 = 0,1204$$

Para esses coeficientes de sustentação, as velocidades são dadas por:

Hidroavião:

$$V = \sqrt{\frac{2 W}{\rho S C_L}} = \sqrt{\frac{2 \times 650 \times 9,80665}{1,225 \times 16 \times 1,73}} = 19,4 \text{ m/s} = 69,8 \text{ km/h} = 37,7 \text{ kt}$$

Terrestre:

$$V = \sqrt{\frac{2 W}{\rho S C_L}} = \sqrt{\frac{2 \times 650 \times 9,80665}{1,225 \times 16 \times 1,58}} = 20,3 \text{ m/s} = 73 \text{ km/h} = 39,4 \text{ kt}$$

Para essas velocidades, as potências são:

Hidroavião:

$$P_R = \frac{1}{2} 1,225 \times 19,4^3 \times 16 \times 0,144 = 10,304 \text{ kW} = 13,8 \text{ hp}$$

Terrestre:

$$P_R = \frac{1}{2} 1,225 \times 26,7^3 \times 16 \times 0,1204 = 9,870 \text{ kW} = 13,24 \text{ hp}$$

Considerando que a aeronave possui uma potência disponível $P_R = 80 \text{ hp}$, temos:

Hidroavião:

$$ROC_{\text{máx}} = \frac{P_a - P_R}{W} = \frac{(80 - 13,8) \times 745,7}{650 \times 80665} = 7,74 \text{ m/s} = 1524 \text{ ft/min}$$

Terrestre:

$$ROC_{\text{máx}} = \frac{P_a - P_R}{W} = \frac{(80 - 13,24) \times 745,7}{650 \times 80665} = 7,81 \text{ m/s} = 1537 \text{ ft/min}$$

8.6.2 Máximo ângulo de subida

O coeficiente de sustentação ótimo para essa condição é:

$$C_{Lopt} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}}$$

Hidroavião:

$$C_{Lopt} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} = \sqrt{\frac{0,036}{0,03607}} = 0,999$$

Terrestre:

$$C_{Lopt} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} = \sqrt{\frac{0,0301}{0,03607}} = 0,9135$$

Os coeficientes de arrasto são:

Hidroavião:

$$C_D = 0,036 + 0,03607 \times \zeta^2 = 0,036 + 0,03607 \times 0,999^2 = 0,072$$

Terrestre:

$$C_D = 0,0301 + 0,03607 \times \zeta^2 = 0,0301 + 0,03607 \times 0,9135^2 = 0,0602$$

Para esses coeficientes de sustentação, as velocidades são dadas por:

Hidroavião:

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 650 \times 9,80665}{1,225 \times 16 \times 0,999}} = 25,5 \text{ m/s} = 91,86 \text{ km/h} = 49,6 \text{ kt}$$

Terrestre:

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 650 \times 9,80665}{1,225 \times 16 \times 0,9135}} = 26,7 \text{ m/s} = 96 \text{ km/h} = 51,9 \text{ kt}$$

O arrasto das aeronaves para essa condição é:

Hidroavião:

$$D = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \times 25,5^2 \times 16 \times 0,072 = 458,8 \text{ N}$$

Terrestre:

$$D = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \times 26,7^2 \times 16 \times 0,0602 = 420,6 \text{ N}$$

A tração fornecida pelo motor é:

$$T = \frac{\eta_a \mathcal{P}}{V}$$

Onde $\eta = 0,75$ (eficiência da propulsão)

Hidroavião:

$$T = \frac{\eta P_a}{V} = \frac{0,75 \times 80 \times 746}{25,5} = 1754,6 \text{ N}$$

Terrestre:

$$T = \frac{\eta P_a}{V} = \frac{0,75 \times 80 \times 746}{26,7} = 1675,7 \text{ N}$$

O maior ângulo de subida para as condições acima é:

Hidroavião:

$$\text{Sen } \gamma = \frac{(T - D)}{W} = \frac{(1754,6 - 458,8)}{(650 \times 9.80665)} \Rightarrow \gamma = 11,73^\circ$$

Terrestre:

$$\text{Sen } \gamma = \frac{(T - D)}{W} = \frac{(1675,7 - 420,6)}{(650 \times 9.80665)} \Rightarrow \gamma = 11,36^\circ$$

8.6.3 Voo planado

O ângulo de planeio é dado por:

$$\text{Sen } \gamma_{\min} = -\frac{2C_{D0}}{\sqrt{\frac{C_{D0}}{k}}}$$

Assim, os ângulos de planeio para as duas configurações são calculados por:

Hidroavião:

$$\text{Sen } \gamma_{\text{mín}} = - \frac{2 \times 0,036}{\sqrt{\frac{0,036}{0,03607}}} \Rightarrow \gamma_{\text{mín}} = 4,13^\circ$$

Terrestre:

$$\text{Sen } \gamma_{\text{mín}} = - \frac{2 \times 0,0301}{\sqrt{\frac{0,0301}{0,03607}}} \Rightarrow \gamma_{\text{mín}} = 3,78^\circ$$

9. CONSIDERAÇÕES SOBRE ESTABILIDADE

Nesta seção será feita uma breve consideração sobre a estabilidade longitudinal da aeronave.

9.1 Curva C_L x α para a aeronave completa

O coeficiente de sustentação para a aeronave completa é:

$$C_{LTot} = C_{LOTot} + C_{LTot,\alpha} \alpha$$

$$C_{LOTot} = C_{LW0} + \frac{S_{HT}}{S} C_{LOHT}$$

$$C_{LTot,\alpha} = C_{LW,\alpha} + \frac{S_{HT}}{S} C_{LHT,\alpha} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)$$

C_{LOHT} é o coeficiente de sustentação da empenagem horizontal com ângulo de ataque igual a zero. Considerando-se que esta terá um perfil simétrico, $C_{LOHT} = 0$. A inclinação da curva $C_{LHT,\alpha}$ é calculada por:

$$C_{LHT,\alpha} = \frac{2\pi \times AR}{2 + \sqrt{AR^2 + 4}} = \frac{2\pi \times 4}{2 + \sqrt{4^2 + 4}} = 3,88$$

$\delta\varepsilon/\delta\alpha$ é o ângulo de downwash provocado pela asa na empenagem. Para uma asa elíptica é calculado por:

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \frac{2C_{LW,\alpha}}{\pi \times AR} = \frac{2 \times 5,04}{\pi \times 9} = 0,3565$$

Assim,

$$C_{L0} = C_{LW0} = C_{LW,\alpha} (\alpha - \alpha_0) = 5,04 \times 0,4 \left(\frac{\pi}{180} \right) = 0,035186$$

$$C_{L,\alpha} = C_{LW,\alpha} + \frac{S_{HT}}{S} C_{LHT,\alpha} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) = 5,04 + \frac{3,49}{16} 3,88(1 - 0,3565) = 5,585$$

$$C_{L_{Tot}} = C_{L_{Tot}} + C_{L_{Tot,\alpha}} \alpha = 0,035186 + 5,585 \alpha$$

Para efeito comparativo, a Figura 33 abaixo segue um gráfico apresentando as curvas de C_L x α para a asa pura e a aeronave completa (asa + empenagem):

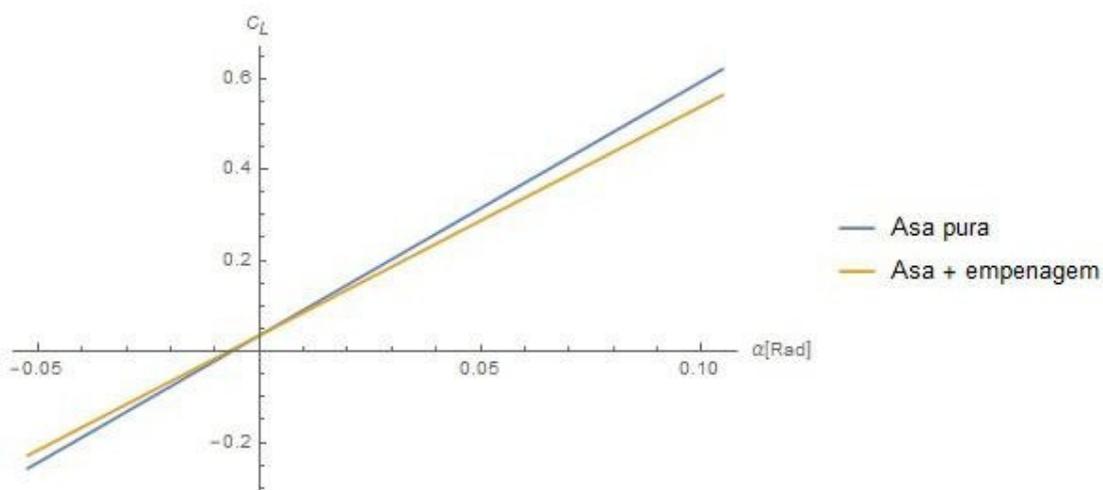


Figura 33: Gráficos de C_L x α (fonte: acervo próprio)

9.2 Estabilidade longitudinal simplificada

A estabilidade longitudinal requer que, uma vez perturbado para fora de seu trim (ângulo entre o eixo longitudinal da fuselagem e o horizonte) original, o somatório de momentos e forças atuantes na aeronave faça com que a aeronave volte à posição de trim inicial, usualmente igual zero.

Considerando que um momento positivo tende a elevar o nariz da aeronave, ou seja, aumentar o ângulo de ataque α , a estabilidade requer que um incremento em α produza um momento negativo e, de forma análoga, que um decremento em α produza um momento positivo. Matematicamente falando, temos que uma variação

analisando a equação acima e a figura 34, verifica-se que o único caso em que há risco de $\delta C_m / \delta \alpha$ possuir valor positivo é no caso do CG estar após o centro de pressão da asa, pois isso tornaria positivo o primeiro termo da equação. Será considerado que o centro de pressão está localizado na CMA/4.

Caso em que o CG a 35% da CMA:

$$\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} = -\frac{((0,25-0,35) \times 1,38)}{1,38} 5,04 - 0,7 \times 3,88(1-0,3565) = -1,24$$

Assim, a aeronave é estável.

Para o caso em que o CG está localizado a 15% da CMA, temos:

$$\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} = -\frac{((0,25-0,15) \times 1,38)}{1,38} 5,04 - 0,7 \times 3,88(1-0,3565) = -2,25$$

A distância do ponto neutro ao CG, l_{np} , é calculada por:

$$\frac{l_{np}}{CMA} = \frac{\left(\frac{l_w}{CMA} C_{LW,\alpha} + \frac{S_{HT} l_{HT}}{S \times CMA} C_{LHT,\alpha} \right) \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right)}{C_{L,\alpha}}$$

Substituindo os valores para o primeiro e o segundo caso, respectivamente caso, temos:

$$\frac{l_{np}}{CMA} = 0,2476 \text{ (caso 1)}$$

$$\frac{l_{np}}{CMA} = 0,3784 \text{ (caso 2)}$$

Para obter-se a curva para $C_m \times \alpha$, pode-se utilizar a equação:

$$\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} = -\frac{l_{np}}{CMA} C_{LW,\alpha} \Rightarrow C_m = -\frac{l_{np}}{CMA} C_{LW,\alpha} \times \alpha + C$$

Onde C é o α para a condição de cruzeiro, que pode ser calculado por:

$$C_{LTot} = C_{LOTot} + C_{LTot,\alpha} \alpha = 0,035186 + 5,585 \alpha = 0,55 \Rightarrow \alpha = 0,0912 = 5,28^\circ$$

As curvas para os dois casos são mostradas na Figura 35 abaixo:

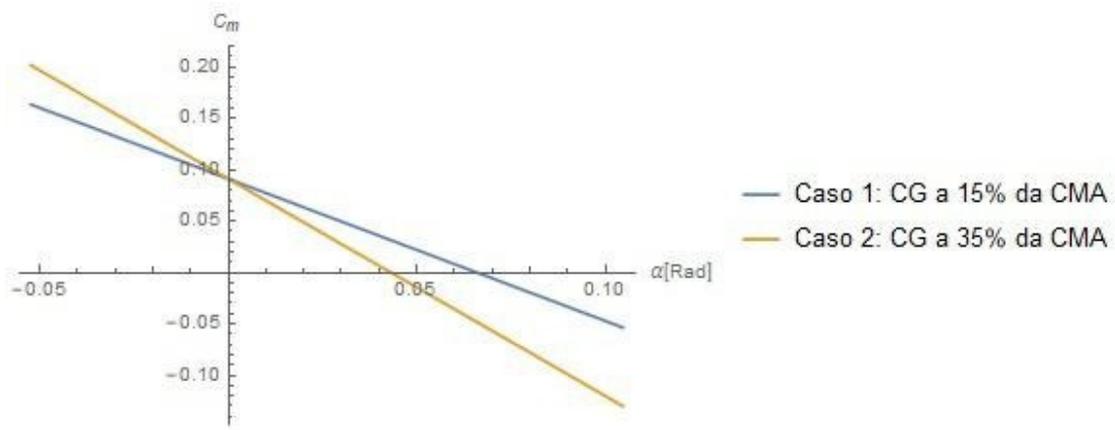


Figura 35: Coeficiente de momento em função de α (fonte: acervo próprio)

10. CONSIDERAÇÕES FINAIS

Este trabalho teve por objetivo aplicar métodos tradicionais para elaborar o projeto preliminar de uma aeronave leve, cujas características geométricas principais estão consolidadas na Tabela 13 abaixo.

TABELA 13 - Parâmetros geométricos e de desempenho da aeronave

Configuração Final			
Referência	Parâmetro	Unidade	Valor
Desempenho	Vc	m/s	39
	Vestol	m/s	21
	Vne	m/s	55
	Vmax (hidroavião)	m/s	54,4
	Vmax (terrestre)	m/s	57,8
	Alcance (hidroavião)	km	1062
	Alcance (terrestre)	km	1158
	Autonomia (hidroavião)	h	7,6
	Autonomia (terrestre)	h	7,93
	ROC (hidroavião)	ft/min	1524
	ROC (terrestre)	ft/min	1537
	$\gamma_{\text{máx}}$ (hidrovião)	°	11,73
	$\gamma_{\text{máx}}$ (terrestre)	°	11,36
	$\gamma_{\text{mín}}$ (hidrovião)	°	4,13
$\gamma_{\text{mín}}$ (terrestre)	°	3,78	
Asa	AR	-	9
	λ	-	0,5
	b	m	12
	C _{root}	m	1,78
	C _{tip}	m	0,89
	S	m ²	16
	c _{ma}	m	1,38
Comprimento da cauda	f _{fuselagem}	m	4,43
Emp. Horizontal	AR _{HT}	-	4
	λ_{HT}	-	0,5
	V _{HT}	-	0,7
	S _{HT}	m ²	5,52
	b _{HT}	m	4,7
	C _{rootHT}	m	1,57
	C _{tipHT}	m	0,783
	c _{maHT}	m	1,22

Emp. Vertical	AR_{VT}	-	1,4
	λ_{VT}	-	0,65
	V_{VT}	-	0,04
	S_{VT}	m ²	2,74
	b_{VT}	m	1,96
	C_{rootVT}	m	1,69
	C_{tipVT}	m	1,1
	cma_{VT}	m	1,42

Dada a limitação do escopo vislumbrado para o presente texto, alguns aspectos do projeto de uma aeronave foram omitidos, enquanto outros foram tratados de forma superficial.

Em relação ao motor, ao término do trabalho ficou claro que poderia ter sido utilizado um motor menos potente.

Em relação ao dimensionamento da asa, uma é interessante que seja feito um estudo de torção na asa de forma que o início do estol se dê em um local mais conveniente, atrasando o estol na região dos ailerons. Ainda, o modelo utilizado para a distribuição de sustentação é demasiado simples. Uma sugestão de aprimoramento para este texto é a utilização da teoria da linha de sustentação para obtenção de uma distribuição mais realista.

Em relação ao arrasto da aeronave, foi adotado um modelo simples. O cálculo do arrasto de maneira mais detalhada leva em consideração o arrasto produzido por cada componente da aeronave. Sugere-se a implementação de um modelo mais completo que vise estimar o arrasto com mais precisão, levando em conta a transição da camada limite do regime laminar para o turbulento, caso necessário, bem como estimando a componente do arrasto relativa à fricção para cada parte da aeronave exposta ao escoamento.

Em relação ao desempenho, foram omitidos os cálculos relativos ao pouso e à decolagem. É interessante que, em complemento a este trabalho, tais características de desempenho sejam tratadas.

Em relação à estabilidade, apenas a longitudinal foi tratada. Para uma análise mais completa, é necessário expandir esse estudo para abranger outras características da aeronave.

Por fim, os métodos aplicados, dentro do limite de escopo proposto, tiveram resultado satisfatório, resultando num aeronave com características dentro da realidade.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ALTHAUS, D. **NASA CR-2315, Motorless Flight Research.** In: James L, editor. **Nash-Webber;** 1972

ABBOT, I.H.; VON DOENCHOFF, A, E. **Theory of Wing Sections,** Dover edition; 1958

ANDERSON, J. D. **Fundamentals of Aerodynamics,** 3rd ed. McGrall-Hill; 1991

ANDERSON, J. D. **Introduction to Flight** 4th ed. McGrall-Hill; 2000

GUDMUNDSSON, S. **General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures.** 1st ed. Elsevier; 2014

Catálogo: Engine Type Rotax 912/ 80 hp ULS/A/F Rotax Aircraft Engines, 2016.

HEMBOLD, H. B. **Der unverwundene Ellipsenflügel als tragende Flach.**

Jahrbuch 1942 der Deutschen Luftfahrtforschung, 3rd ed. R. Oldenbourg (Munich), pp. I 111 - I 113

MARCELO, P. **Sistemas de Motores a Pistão: Matetes de Potência, de Hélice e de Mistura, Alimentação e Injeção de Combustível, Ignição, Partida, Lubrificação e Refrigeração, Sobrealimentação e Motores a Pistão.** Material didático, Pós-Graduação em Engenharia Aeronáutica - UNITAU, 2018

PHILLIPS, W. F. **Mechanics of Flight** 2nd ed. Wiley India Pvt. Ltd; 2010

RAYMER, D. **Aircraft Design: A Conceptual Approach.** 4th ed. AIAA Education Series; 2006

ROHAN, F.; J. F; HASAN, M.; PATIL, S., CASEY, D. P.; CLANCY T. **Energy Storage: Battery Materials and Architectures at the Nanoscale,** ICT - Energy - Concepts Towards Zero - Power Information and Communication Technology, Dr. Giorgos Fagas, 2014

www.precolumbianweapons.com/electrical-system-aircraft/electrical-system-aircraft-lively-march-24-2010-e-flight-electric-sport-aircraft-esa-sonex-aircraft/, acessado em junho de 2019

Abstract of Postgraduate project presented to Universidade de Taubaté/UNITAU as a part of fulfillment of the requirements for the degree of Aeronautic Engineer Specialist.

CONCPETUAL PROJETCT OF A LIGHT AIRCRAFT EASILY CONVERTED BETWEEN ELECTRIC AND INTERNAL COMBUSTION PROPULSION, WITH ADAPTABLE LANDING GEAR FOR GROUND AND WATER OPERATION.

Advisor: Bruno Rangel Pacheco

Course: Postgraduation in Aeronautic Engineering

This work presents the conceptual design for light aircraft, whose propulsion, initially by an internal combustion engine, can be easily converted for electric propulsion. The increasing application of electric propulsion in small aircraft over the last few years is a well-known fact, and possesses several advantages over internal combustion, among which the possibility of supply through renewable sources of energy, a highly discussed subject in present days due to the concern of the international community with the significant increase in the emission of gaseous pollutants and the resulting problems, such as the greenhouse effect/global warming and worsening air quality. Those versed in the subject believe that with the increase in energy density of the batteries, electric propulsion will occupy prominence in the near future of aviation. This work proposes the design of a light, biplace aircraft with interchangeable propulsion and landing gear so that it can take off from land and sea.

Keywords: Light aircraft, Aeronautic Engineering, Electric Propulsion, Aircraft Design.