

UNIVERSIDADE TECNOLÓGICA FEDERAL DO PARANÁ
DEPARTAMENTO ACADÊMICO DE MECÂNICA
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA

RODRIGO STALL SIKORA

**PROJETO PRELIMINAR DE UMA PLATAFORMA VANT DE
AQUISIÇÃO DE VÍDEO E IMAGEM**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

CURITIBA

2018

RODRIGO STALL SIKORA

**PROJETO PRELIMINAR DE UMA PLATAFORMA VANT DE
AQUISIÇÃO DE VÍDEO E IMAGEM**

Monografia do Projeto de Pesquisa apresentada à disciplina de Trabalho de Conclusão de Curso - Tcc2 do curso de Engenharia Mecânica da Universidade Tecnológica Federal do Paraná, como requisito parcial para aprovação na disciplina.

Orientador: Prof. Claudio Tavares da Silva

Co-orientador: Adriano Gonçalves Passos

CURITIBA

2018

TERMO DE APROVAÇÃO

Por meio deste termo, aprovamos a monografia do Projeto de Pesquisa "Projeto preliminar de uma plataforma VANT de aquisição de vídeo e imagem", realizado pelo aluno Rodrigo Stall Sikora, como requisito parcial para aprovação na disciplina de Trabalho de Conclusão de Curso - Tcc2, do curso de Engenharia Mecânica da Universidade Tecnológica Federal do Paraná.

Prof. Doutor, Claudio Tavares da Silva

DAMEC, UTFPR

Orientador

Prof. Mestre, Adriano Gonçalves Passos

DAMEC, UTFPR

Co-orientador

Prof. Doutora, Ana Paula Carvalho Silva Ferreira

DAMEC, UTFPR

Avaliador

Prof. Doutor, Eduardo Matos Germer

DAMEC, UTFPR

Avaliador

AGRADECIMENTOS

Na realização desse trabalho não poderia faltar o agradecimento a minha família, e também a todos os professores e amigos que me ajudaram em minha formação. Assim, agradeço a Neide, minha mãe, Celso, meu pai, Mariana, minha irmã, Gustavo, meu irmão e também ao grupo de professores do DAMEC e a equipe Acalântis, sem a qual a realização desse trabalho seria impossível.

RESUMO

STALL, Rodrigo. Projeto preliminar de uma plataforma VANT de aquisição de vídeo e imagem. 121 f. Trabalho de Conclusão de Curso. Departamento Acadêmico de Mecânica. Universidade Tecnológica Federal do Paraná. Curitiba, 2018.

Com objetivo de dimensionar uma aeronave autônoma de aquisição de vídeo e imagem esse projeto segue a metodologia de dimensionamento de aeronaves apresentada por Sadraey (2013). Um código gerado no MATLAB aplica técnicas como a Matching Plot Technique e a Lifting Line Theory para dimensionar e selecionar a asa, empenagens, superfícies de controle e motor. A massa e momentos de inércia dessa aeronave são obtidas em um modelo gerado no SolidWorks. O dimensionamento e modelagem da aeronave continuam iterativamente até que a massa utilizada no dimensionamento se iguale a massa obtida no modelo 3D. Como resultado, a aeronave proposta tem aproximadamente 2.2kg, alcance superior a 100km e tempo de voo em cruzeiro superior a 70 minutos.

Palavras-chave: VANT. Dimensionamento de aeronaves. Matching Plot. Lifting Line Theory.

ABSTRACT

STALL, Rodrigo. Projeto preliminar de uma plataforma VANT de aquisição de vídeo e imagem. 121 f. Trabalho de Conclusão de Curso. Departamento Acadêmico de Mecânica. Universidade Tecnológica Federal do Paraná. Curitiba, 2018.

This project follows a system engineering approach to aircraft design presented by Sadraey (2013) for the sizing of full autonomous video and image acquisition aircraft. A MATLAB code using techniques such as the Lifting Line Theory and the Matching Plot Technique size the wing, tail, control surfaces and engine. This components mass and moment of inertia are obtained in a SolidWorks model. This iterative process of sizing and modeling continues until the mass used to size the aircraft is equal to the mass obtained in the 3D model. As a result, the proposed aircraft has approximately 2.2kg, a range over 60 miles and flight time over 70 minutes.

Keywords: UAV. Aircraft Design. Matching Plot. Lifting Line Theory.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 Compilação de fotos de uma plantação usando o <i>software</i> Pix4Dag	19
Figura 2. Rota otimizada de aplicação de fertilizante em uma plantação.....	19
Figura 3 Aeronave tripulada realizando inspeção em uma rede de alta tensão	20
Figura 4 Quadricóptero realizando inspeção em uma turbina eólica.....	20
Figura 5 Mapeamento aéreo de uma residência	21
Figura 6 Requisito de velocidade de estol.....	25
Figura 7 Requisito de velocidade máxima.....	26
Figura 8 Requisito distância de pista.....	27
Figura 9 Requisito razão de subida	28
Figura 10 Requisito de teto de voo.....	29
Figura 11 Exemplo de diagrama correspondente para aeronave movida a hélice	29
Figura 12 Parâmetros geométricos de um aerofólio.....	30
Figura 13 Forças aerodinâmicas em torno do centro aerodinâmico.....	31
Figura 14 Estol suave e estol abrupto	32
Figura 15 Menor relação entre arrasto e sustentação	33
Figura 16 Envergadura, corda e área da asa	34
Figura 17 Asas de mesma área, mas com diferentes razões de afilamento	35
Figura 18 Aeronaves com diferentes ângulos de enflechamento.....	35
Figura 19 Ângulo de diedro	36
Figura 20 Ângulo de torção na asa	36
Figura 21 Influência da razão de aspecto na curva de coeficiente de sustentação por ângulo de ataque	37
Figura 22 Diferentes tipos de dispositivos hipersustentadores.....	38
Figura 23 Mudanças nos parâmetros aerodinâmicos causadas pelo uso de flaps ...	39
Figura 24 Divisão da asa em N elementos.....	39

Figura 25 Ângulos correspondentes a cada segmento na <i>Lifting Line Theory</i>	40
Figura 26 Exemplo de distribuição da sustentação usando a LLT	41
Figura 27 Condição de estabilidade, estabilidade neutra e instabilidade	43
Figura 28: Principais forças e momentos atuantes para a estabilidade longitudinal .	44
Figura 29 Coeficiente de momento de duas aeronaves pelo seu ângulo de ataque .	46
Figura 30 Equilíbrio direcional	47
Figura 31 Ângulo de diedro	49
Figura 32 Efeito de diedro	50
Figura 33: Vista superior da asa, destacando o aileron	52
Figura 34: Vista lateral de um aileron	52
Figura 35: Vista superior da empenagem vertical e profundor	53
Figura 36: Vista lateral da empenagem vertical e do profundor	53
Figura 37: Vista superior de uma aeronave com o leme defletido.....	53
Figura 38: Duas configurações de leme	54
Figura 39: Pouso com vento ortogonal.....	55
Figura 40 Ciclo iterativo entre ferramenta do MATLAB e modelagem 3D no SolidWorks	56
Figura 41 Representação do Matching Plot Technique.....	59
Figura 42 Representação gráfica do CL_{max} e CL_i	61
Figura 43 Relação entre perfis aerodinâmicos e seus determinados coeficientes de sustentação máxima e coeficiente de sustentação ideal	62
Figura 44 Perfil NACA 25112	63
Figura 45 Curvas de sustentação e arrasto do perfil NACA 25112 a um Reynolds de 1.000.000	63
Figura 46 Comparação do braço do momento fletor de uma meia asa qualquer e uma meia asa com distribuição de sustentação elíptica	64

Figura 47 Comparação entre as condições de estol de uma meia asa e uma meia asa com distribuição de sustentação elíptica.....	65
Figura 48 Exemplo de distribuição de sustentação encontrada usando a Lifting Line Theory na etapa de dimensionamento da asa	66
Figura 49 Exemplo de distribuição da sustentação de meia asa, em decolagem com flap, decolagem sem flap e em cruzeiro.....	67
Figura 50 Exemplo de vista superior do conjunto asa e flap	68
Figura 51 Comparação entre os perfis NACA 0009 (em vermelho) e NACA 0015 (em azul)	69
Figura 52 Exemplo da representação da vista superior do conjunto asa, flap e empenagem horizontal gerado a partir da ferramenta do MATLAB	71
Figura 53 Exemplo da representação da vista direita de uma empenagem vertical gerada pela ferramenta do MATLAB.....	73
Figura 54 Bank angle	74
Figura 55 Exemplo de uma vista superior do conjunto asa, flap e aileron gerados pela ferramenta do MATLAB.....	75
Figura 56 Forças e momentos ao redor do trem de pouso no momento da decolagem	77
Figura 57 Exemplo de uma vista superior com o profundor gerada na ferramenta do MATLAB.....	77
Figura 58 Posições típicas do centro de gravidade, centro aerodinâmico da área lateral e centro aerodinâmico da empenagem vertical.....	79
Figura 59 Exemplo da vista direita do conjunto empenagem vertical e leme obtidas pela ferramenta desenvolvida no MATLAB.....	80
Figura 60 Exemplo de um arquivo de texto gerado para exportação da geometria dos perfis aerodinâmicos para o SolidWorks.....	82
Figura 61 Modelo do motor Turnigy D2826	83
Figura 62 Exemplo de uma representação de asa gerada usando o processo de rotomoldagem.	84

Figura 63 Aeronave UAV ES Drifter Ultralight V5.....	86
Figura 64 Planejamento de uma missão da aeronave UAV ES Drifter Ultralight V5 usando o software Arduplane V3.4	87
Figura 65 Exemplo de uma imagem obtida pela aeronave UAV ES Drifter Ultralight V5	89
Figura 66 Aplicação do Matching Plot Technique	91
Figura 67 Perfil NACA 23024, escolhido para dimensionamento da asa	92
Figura 68 Vista superior da primeira iteração da asa, dimensões principais e valores de projeto	93
Figura 69 Distribuição da sustentação de meia asa obtida na primeira iteração.....	95
Figura 70 Distribuição da sustentação de meia asa obtida na segunda iteração.....	95
Figura 71 Vista superior do conjunto asa flap obtido na primeira etapa do processo iterativo.....	97
Figura 72 Distribuição da sustentação da segunda iteração do flap	97
Figura 73 Perfil NACA 0010, utilizado na empenagem horizontal e vertical	98
Figura 74 Vista superior do conjunto asa e empenagem horizontal obtido na primeira iteração	100
Figura 75 Distribuição da sustentação da primeira iteração da empenagem horizontal	101
Figura 76 Distribuição da sustentação da segunda iteração da empenagem horizontal	102
Figura 77 Vista superior do conjunto asa, flap e aileron da segunda iteração.	105
Figura 78 Vista direita do conjunto empenagem vertical e leme dimensionados da segunda etapa de do processo iterativo.....	108
Figura 79 Vista isométrica da aeronave	109
Figura 80 Vista aproximada do nariz da aeronave, mostrando em detalhe o motor, hélice, fuselagem, trem de pouso, asa, câmera e componentes eletrônicos ...	110
Figura 81 A aeronave vista de frente	110

Figura 82 Vista lateral da aeronave.....	110
Figura 83 Perfil NACA 23024	114
Figura 84 Curva CL x alfa do Perfil NACA 23024 com Reynolds 200.000	115
Figura 85 Curva CD por alfa do perfil NACA 23024 a um Reynolds de 200.000	115
Figura 86 Curva CL/CD por alfa do perfil NACA 23024 a um Reynolds de 200.000	116
Figura 87 Curva CL por CD do perfil NACA 23024 a um Reynolds de 200.000	116
Figura 88 Curva do CM por alfa do perfil NACA 23024 a um Reynolds de 200.000	117
Figura 89 Perfil NACA 0010	118
Figura 90 Curva CL por alfa do perfil NACA 0010 a um Reynolds de 200.000	119
Figura 91 Curva do CD por alfa do perfil NACA 0010 a um Reynolds de 200.000 .	119
Figura 92 Curva CL/CD por alfa do perfil NACA 0010 a um Reynolds de 200.000.	120
Figura 93 Curva CL por CD do perfil NACA 0010 a um Reynolds de 200.000	120
Figura 94 Curva do CM por alfa do perfil NACA 0010 a um Reynolds de 200.000 .	121

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 Variáveis relacionadas as propriedades de massa, arbitradas na etapa de definição dos parâmetros de entrada	58
Tabela 2 Variáveis de entrada relacionadas aos requisitos de projeto	60
Tabela 3 Variáveis de entrada relacionadas a asa	66
Tabela 4 Variáveis relacionadas ao flap, arbitradas na etapa de definição dos parâmetros de entrada	68
Tabela 5 Variáveis de entrada relacionadas a empenagem horizontal	72
Tabela 6 Variáveis de entrada relacionadas empenagem vertical	73
Tabela 7 Relação entre nível de aceitação com tempo de obtenção de bank angle	74
Tabela 8 Variáveis de entrada relacionadas ao aileron	75
Tabela 9 Valores típicos para geometria de superfícies de controle	76
Tabela 10 Variáveis de entrada relacionadas ao profundor e trem de pouso	78
Tabela 11 Variáveis de entrada relacionadas ao leme,	80
Tabela 12 Relação entre as qualidades desejadas da aeronave e como se espera atingi-las	85
Tabela 13 Componentes eletrônicos da aeronave	88
Tabela 14 Propriedades de massa de cada iteração	90
Tabela 15 Área da asa e potência máxima requerida do motor em cada iteração	91
Tabela 16 Comparação dos coeficientes de sustentação ideal e máximo entre um perfil ideal e o perfil escolhido	92
Tabela 17 Valores arbitrados das variáveis relacionadas a asa em cada iteração	93
Tabela 18 Geometria da asa obtida em cada etapa do processo de iteração	94
Tabela 19 Variáveis de entrada usadas em cada iteração do flap	96
Tabela 20 Geometria obtida do flap e cada etapa do processo iterativo	96
Tabela 21 Variáveis de entrada da empenagem horizontal em cada etapa do processo iterativo	99

Tabela 22 Geometria da empenagem horizontal resultante de cada etapa do processo iterativo	100
Tabela 23 Variáveis de entrada da empenagem vertical em cada etapa do processo iterativo	103
Tabela 24 Geometria da empenagem vertical obtida em cada etapa do processo iterativo	103
Tabela 25 Variáveis de entrada do aileron em cada etapa do processo iterativo	104
Tabela 26 Geometria do aileron obtida em cada etapa do processo iterativo	105
Tabela 27 Variáveis de entrada do profundor e trem de pouso na segunda iteração	106
Tabela 28 Geometria do profundor obtida na segunda etapa do processo iterativo	107
Tabela 29 Variáveis de entrada do leme em cada etapa do processo iterativo	107
Tabela 30 Geometria obtida do leme em cada etapa do processo iterativo	108
Tabela 31 Previsão do alcance e tempo de voo em cada etapa do processo iterativo	109

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	17
1.1	CONTEXTO DO TEMA	17
1.1.1	Perspectiva Histórica	17
1.1.2	Agricultura de precisão	18
1.1.3	Inspeção	20
1.1.4	Mapeamento	21
1.2	CARACTERIZAÇÃO DA OPORTUNIDADE	21
1.3	OBJETIVOS	22
1.3.1	Objetivos Gerais	22
1.3.2	Objetivos Específicos	22
1.4	JUSTIFICATIVA	22
1.5	METODOLOGIA	23
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	24
2.1	DESEMPENHO	24
2.1.1	Velocidade de estol	24
2.1.2	Velocidade máxima	25
2.1.3	Distância de decolagem	26
2.1.4	Razão de subida	27
2.1.5	Teto de voo	28
2.1.6	Matching Plot	29
2.2	AERODINÂMICA	30
2.2.1	Perfis aerodinâmicos e suas principais características geométricas	30
2.2.2	Principais características geométricas da asa	33
2.2.3	Propriedades de asas finitas	37
2.2.4	Dispositivos hipersustentadores	38
2.2.5	Distribuição da sustentação em asas finitas	39
2.3	ESTABILIDADE E CONTROLE	42
2.3.1	Equilíbrio e Estabilidade estática	42
2.3.2	Estabilidade Longitudinal	44
2.4	Estabilidade Direcional	47
2.4.1	Estabilidade Lateral	49
2.4.2	Estabilidade dinâmica	50
2.4.3	Superfícies de Controle	51
3	PROCEDIMENTOS METODOLÓGICOS	56
3.1	DESENVOLVIMENTO DE UMA FERRAMENTA DE MODELAGEM ITERATIVA	57
3.1.1	Definição dos parâmetros de entrada	57
3.1.2	Dimensionamento da área da asa e potência do motor	58
3.1.3	Escolha do perfil aerodinâmico da asa	60

3.1.4	Dimensionamento da asa	64
3.1.5	Dimensionamento do flap	67
3.1.6	Escolha do perfil aerodinâmico das empenagens	68
3.1.7	Dimensionamento da empenagem horizontal	69
3.1.8	Dimensionamento da empenagem vertical	72
3.1.9	Dimensionamento do aileron	73
3.1.10	Dimensionamento do profundor	76
3.1.11	Dimensionamento do leme	78
3.1.12	Cálculo do alcance e tempo de voo em cruzeiro	80
3.1.13	Check list	81
3.1.14	Exportação da geometria para o SolidWorks	81
3.2	MODELAGEM 3D	82
4	DIMENSIONAMENTO E RESULTADOS	85
4.1.1	Características desejáveis do projeto	85
4.1.2	Escolha dos componentes eletrônicos	86
4.1.3	Estimativa das propriedades de massa da aeronave	89
4.1.4	Dimensionamento da área da asa e potência do motor	90
4.1.5	Seleção do perfil aerodinâmico da asa	92
4.1.6	Projeto da asa	92
4.1.7	Projeto do flap	95
4.1.8	Projeto da empenagem horizontal	97
4.1.9	Projeto da empenagem vertical	102
4.1.10	Projeto do aileron	103
4.1.11	Projeto do profundor	105
4.1.12	Projeto do leme	107
4.1.13	Previsão do tempo de voo e alcance	108
4.1.14	Modelagem 3D	109
4.2	CONSIDERAÇÕES FINAIS DO PROJETO	111
5	CONCLUSÕES	112
6	REFERÊNCIAS	113
	ANEXO A – PERFIL NACA 23024	114
	ANEXO B – PERFIL NACA 0010	118

1 INTRODUÇÃO

1.1 CONTEXTO DO TEMA

1.1.1 Perspectiva Histórica

Durante o século XX, a humanidade presenciou um grande avanço tecnológico. Foi o século do primeiro transplante de coração, da descoberta do DNA, da criação da penicilina, do surgimento do computador e da bomba atômica. Muitos historiadores associam esse desenvolvimento tecnológico com tempos de guerra e a necessidade das nações envolvidas de estar tecnologicamente uma na frente das outras (Michael White, 2005). Essas tensões de guerra impulsionaram o desenvolvimento científico e foram o berço para as maiores criações da humanidade.

No campo da aviação não foi diferente. Guerras e conflitos moldaram o desenvolvimento da aviação moderna como a conhecemos hoje. O estudo da aviação tem raízes antigas, mas os primeiros estudos de planadores e perfis aerodinâmicos datam para o final do século XIX. Nessa época começou-se a discutir a viabilidade de uma aeronave motorizada que fosse mais pesada que o ar, e no começo do século XX, a comunidade aeronáutica já acreditava ter desenvolvido as técnicas necessárias para o desenvolvimento de tal aeronave (Nelson, 1989). Em 1903, o estadunidense pioneiro da aviação Samuel Pierpont Langley fez uma série de testes desse tipo de aeronave sem obter nenhum resultado positivo. No mesmo ano os irmãos Wright realizaram o primeiro voo de uma aeronave motorizada mais pesada que o ar, tornando-se o que muitos consideram até hoje, os pais da aviação.

Apenas uma década depois dos primeiros testes, no início da Primeira Guerra Mundial (1914), a França liderava o espaço aéreo com 140 aeronaves (Terraine, 1982). Essas aeronaves utilizadas no começo da guerra eram bem simples, em geral eram pequenas com capacidade para apenas um piloto, carregavam pouca carga, tinham os seus cockpits abertos, e não possuíam nenhum tipo de sistema de navegação embutido. Elas não eram vistas como armas de combate, e sim como instrumentos de reconhecimento. Apesar de sua simplicidade, esses voos de reconhecimento se mostraram ser tão eficientes que o uso de aeronaves na guerra se tornou indispensável desde então. Para evitar que o outro lado da guerra também

tirasse vantagem do uso dessas aeronaves, elas foram evoluindo para ter capacidade de abater outras aeronaves, o que gerou uma corrida entre os dois lados da guerra para desenvolvimento de aeronaves com maior poder balístico (Michael White, 2005).

A primeira guerra que utilizou VANTs (veículo aéreo não tripulado) amplamente foi a Guerra do Golfo em 1991, há relatos da marinha americana afirmando que a qualquer momento havia pelo menos um VANT em operação. Desde então o uso de VANTs tem se tornado cada vez mais comum, tanto no uso militar como civil, tendo seu impacto em diversas áreas. As aplicações do VANTs podem ser divididas em 5 grandes categorias:

- I. Agricultura de precisão
- II. Inspeção
- III. Mapeamento
- IV. Militar
- V. Governamental

Nesse trabalho vamos tratar apenas das aplicações de uso civil, ou seja, a agricultura de precisão, a inspeção e o mapeamento.

1.1.2 Agricultura de precisão

Todas essas categorias têm em comum a capacidade de obter informações e utiliza-las para melhorar um processo. Na agricultura de precisão é possível tirar fotos de uma plantação, e a partir de *softwares* especializados analisar essas fotos para decidir uma melhor maneira de aplicar sementes, fertilizantes, micronutrientes ou inseticidas. A Figura 1 demonstra uma compilação feita pelo *software* Pix4Dag de várias fotos de uma plantação capturadas pela aeronave senseFly.

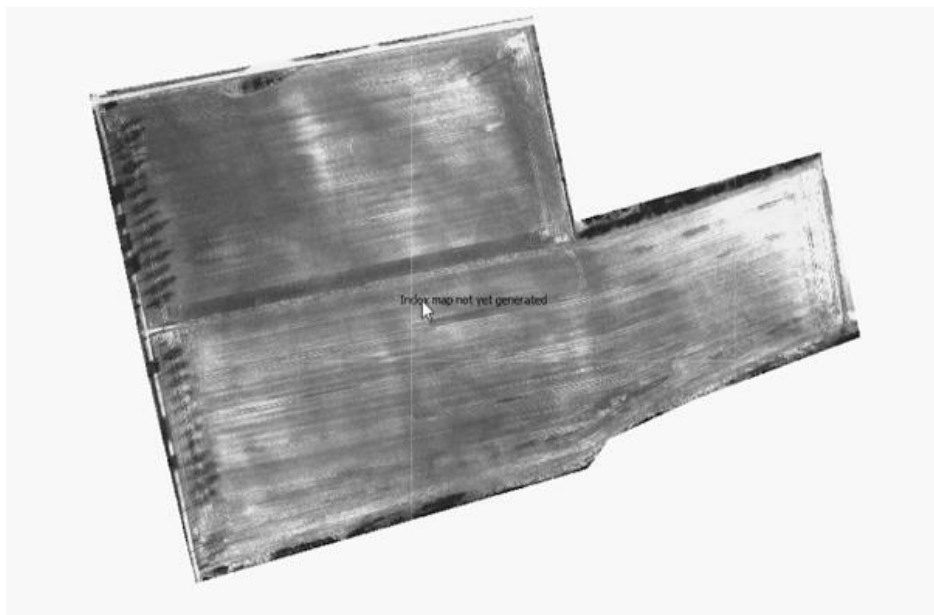


Figura 1 Compilação de fotos de uma plantação usando o *software* Pix4Dag
Fonte: senseFly

O Pix4Dag, assim como outros softwares especializados permite, a partir de um mapa gerado como esse traçar um plano otimizado da melhor maneira de se aplicar algum recurso. A Figura 2 representa a rota otimizada de um trator aplicando fertilizante, os gradientes de cor vermelha representam as regiões que devem ser aplicados a maior quantidade de fertilizante. Esse mapa pode ser então informado a um trator que pode realizar essa tarefa de maneira completamente autônoma.

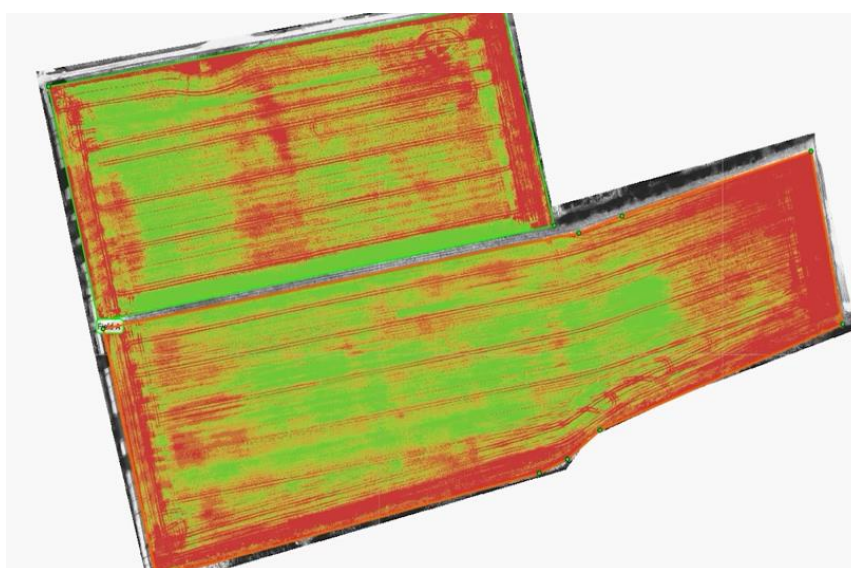


Figura 2. Rota otimizada de aplicação de fertilizante em uma plantação
Fonte: senseFly

1.1.3 Inspeção

O uso de VANTs para inspeção tem crescido bastante, principalmente em áreas de difícil acesso e/ou grande extensão, como redes de alta tensão, oleodutos, fazendas eólicas, fazendas solares, pontes, prédios e demais obras de infraestrutura. Em alguns casos o objetivo é identificar defeitos e informa-los a uma equipe de manutenção para que reparos sejam feitos. Em outros, como um vazamento de óleo, em que falhas geram perdas financeiras e ambientais grandes, esse trabalho é preventivo. A Figura 3 e Figura 4 mostram exemplos dessas aplicações.



Figura 3 Aeronave tripulada realizando inspeção em uma rede de alta tensão
Fonte: Rangel, 2009



Figura 4 Quadricóptero realizando inspeção em uma turbina eólica
Fonte: AerialVision

1.1.4 Mapeamento

Uma das aplicações mais comuns de VANTs é o mapeamento. Nesse processo, primeiramente se tira uma grande quantidade de fotos aéreas de uma região desejada e então essas imagens são tratadas e unidas, formando uma representação em 3D da região. Essa tecnologia tem se desenvolvido bastante e hoje em dia é possível encontrar *softwares* o que fazem esse tratamento de imagens de maneira bem rápida e fácil, como o DroneDeploy, Pix4D.

O mapeamento de uma área pode ter diversas aplicações. Dentre essas, o mercado imobiliário tem criado em apenas alguns minutos, representações 3D de casas, prédios, ou construções de grande porte. Essas representações em 3D podem ser usadas para apresentar essas construções a clientes de maneira muito mais detalhada que uma fotografia comum. Uma residência representada em 3D pode ser observada na Figura 5.



Figura 5 Mapeamento aéreo de uma residência
Fonte: SkyVantage

Recentemente, empreiteiras começaram a utilizar essa tecnologia para controlar o andamento de obras. Ao se realizar um mapeamento semanal, é possível verificar o andamento de uma obra e avaliar se os prazos de entrega serão satisfeitos ou não.

1.2 CARACTERIZAÇÃO DA OPORTUNIDADE

Se estudando o mercado de VANTs de aquisição de vídeo e imagem notou-se que, embora elas realizassem suas funções muito bem, elas tinham um baixo tempo

de voo e alcance. Verificou-se assim uma oportunidade de desenvolver uma aeronave capaz de realizar missões mais compridas.

1.3 OBJETIVOS

1.3.1 Objetivos Gerais

O objetivo deste trabalho é projetar uma plataforma VANT para aquisição de vídeo e imagens.

1.3.2 Objetivos Específicos

Os objetivos específicos desse trabalho são:

- a) Desenvolvimento de um projeto preliminar dos principais componentes: asa, empenagem horizontal e vertical, superfícies de controle, motor e hélice.
- b) Seguir uma metodologia de projeto aerodinâmico para o desenvolvimento de uma concepção factível.
- c) Desenvolvimento de ferramentas iterativas que facilitem o processo de dimensionamento da aeronave.
- d) Dimensionamento de uma plataforma robusta, capaz de sofrer pequenas mudanças para atender diferentes requisitos de projeto, como um novo sensor.
- e) Desenvolvimento de um projeto de VANT autônomo com tempo de voo superior a 30 minutos.

1.4 JUSTIFICATIVA

A ideia desse projeto surgiu de uma necessidade do Laboratório de Engenharia de Sistemas Computacionais (LESC) da UTFPR Curitiba. Em 2017, o laboratório já trabalhava com sistemas embarcados em quadricópteros e queria expandir sua aplicação para aeronaves de asa fixa.

No início desse trabalho se identificou uma oportunidade de dimensionar uma aeronave para inspeção de redes de alta tensão. Entretanto, com o desenvolver do projeto entendeu-se que essa não era a melhor maneira de se encerrar a oportunidade. Decidiu-se por fazer um projeto de plataforma VANT de aquisição de

vídeo e imagens, atendendo assim a preposição inicial, mas também ampliando sua aplicação.

1.5 METODOLOGIA

Esse trabalho foi dividido em algumas etapas. No capítulo 2 ele aborda a conceitos básicos para o entendimento do funcionamento de uma aeronave, como aerodinâmica, desempenho, estabilidade e controle. No capítulo 3 se discute os procedimentos que foram usados para o desenvolvimento de uma ferramenta iterativa para o dimensionamento de uma aeronave. O capítulo 4 apresenta os resultados obtidos desse dimensionamento e compara cada etapa do processo iterativo. O capítulo 6 apresenta as conclusões do trabalho. O capítulo 7 faz as devidas referências bibliográficas aos autores citados no trabalho.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

A fundamentação teórica desse trabalho é dividida em três partes principais: desempenho, aerodinâmico e estabilidade e controle.

2.1 DESEMPENHO

No estudo de desempenho de uma aeronave estamos interessados em garantir certos requisitos de projeto para a operação da aeronave. Esses requisitos são:

- a) Velocidade de estol (V_S)
- b) Velocidade máxima (V_{max})
- c) Distância de decolagem (S_{TO})
- d) Razão de subida (ROC)
- e) Teto de voo (h_c)

Para atender a esses requisitos de projeto será usada a *Matching Plot* Technique. O *Matching Plot* é uma técnica desenvolvida pela NASA e depois aprimorada por Roskam. Ela se baseia em cálculos analíticos que expressam as restrições de projeto por curvas em um gráfico de razão peso-potência ($\frac{W}{P}$) e peso por área da asa ($\frac{W}{S}$). Ao traçar as curvas de cada requisito de projeto, separam-se as regiões em que eles são satisfeitos e onde não são satisfeitos. Em seguida, identifica-se o ponto ótimo que atenda a todos esses requisitos. Uma das vantagens desse método é que uma vez determinado esse ponto que satisfaz todos os requisitos de projeto, é possível dar uma estimativa para o valor da área da asa e da potência do motor.

A seguir, são apresentados detalhadamente os gráficos e regiões aceitáveis de cada um dos requisitos de desempenho. É importante notar que só são apresentados os gráficos de aeronaves movidas a hélice, pois esse é o tipo de motor utilizado nesse projeto.

2.1.1 Velocidade de estol

Um dos requisitos de performance de uma aeronave é a menor velocidade de operação, essa velocidade é chamada de velocidade de estol. Em um voo nivelado

com a menor velocidade de operação, a sustentação é igual ao peso. Essa condição pode ser representada pela equação (1).

$$W = L = \frac{1}{2} \rho V_s^2 S C_{Lmax} \quad (1)$$

,onde ρ é a densidade do ar, V_s é a velocidade de estol, S é a área da asa, e C_{Lmax} é o coeficiente de sustentação máximo.

Rearranjando a equação (1) em função de $\left(\frac{W}{S}\right)$, obtém-se a equação (2).

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_s} = \frac{1}{2} \rho V_s^2 C_{Lmax} \quad (2)$$

Com uma velocidade de estol definida, pode-se determinar uma região no que satisfaz o requisito de velocidade mínima de operação, ou requisito de estol, essa região pode ser observada na Figura 6. A área a esquerda da reta formada pela equação (2) satisfaz o requisito de projeto de velocidade de estol.

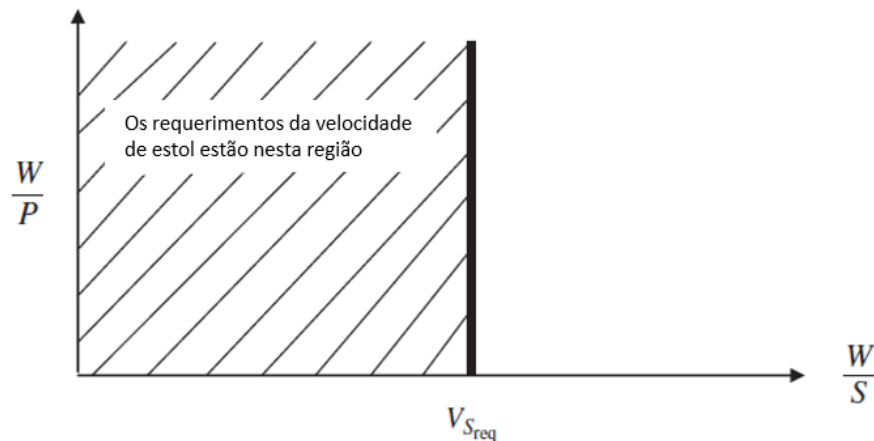


Figura 6 Requisito de velocidade de estol
Fonte: Sadraey (2013)

2.1.2 Velocidade máxima

Na condição de velocidade máxima a potência fornecida pelo motor se equivale a potência requerida para se igualar a força de arrasto. Sadraey (2013) demonstra que esse requisito de projeto pode ser representado pela equação (3),

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{V_{max}} = \frac{\eta_P}{\frac{1}{2} \frac{\rho_0 C_{D0} V_{max}^3}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2K}{\rho V_{max}} \left(\frac{W}{S}\right)} \quad (3)$$

onde η_p é a eficiência fornecida pelo motor, ρ_0 é a densidade do ar à nível do mar e ρ é a densidade do ar na altitude de voo. C_{D0} é o coeficiente de arrasto induzido para sustentação nula. e é o fator de eficiência de Oswald. AR é a razão de aspecto da asa. E K é o fator de arrasto induzido, que pode ser calculado pela equação (4)

$$K = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (4)$$

Essa condição pode ser representada no diagrama correspondente como pode ser visto na Figura 7. A área abaixo da curva formada pela equação (3) satisfaz os requisitos de velocidade máxima.

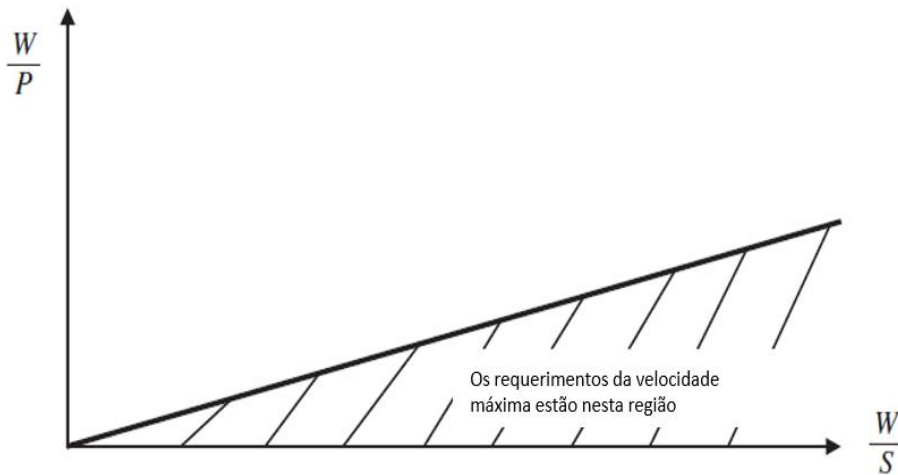


Figura 7 Requisito de velocidade máxima
Fonte: Sadraey (2013)

2.1.3 Distância de decolagem

O requisito de distância de decolagem vem da necessidade de decolar em um dado tamanho de pista, visto que nenhum aeroporto tem uma pista de tamanho ilimitada. Segundo Sadraey (2013) essa restrição pode ser representada pela equação (5).

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TO}} = \frac{1 - \exp\left(0.03\rho g S_{TO} \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)}\right)}{\mu - \left(\mu + \frac{0,06}{C_{Lmax}}\right) \left[\exp\left(0.03\rho g S_{TO} \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)}\right) \right]} \frac{\eta_p}{V_{TO}} \quad (5)$$

onde μ é o coeficiente de fricção da pista, g é a aceleração da gravidade, V_{TO} é a velocidade de decolagem, S_{TO} é a distância de decolagem, C_{Lmax} é o coeficiente de sustentação máximo e ρ é a densidade do ar na altitude da pista de decolagem.

A restrição de tamanho de pista para decolagem pode ser representada como pode ser visto na Figura 8. A área abaixo da curva formada pela equação (5) satisfaz os requisitos de tamanho de pista para decolagem.

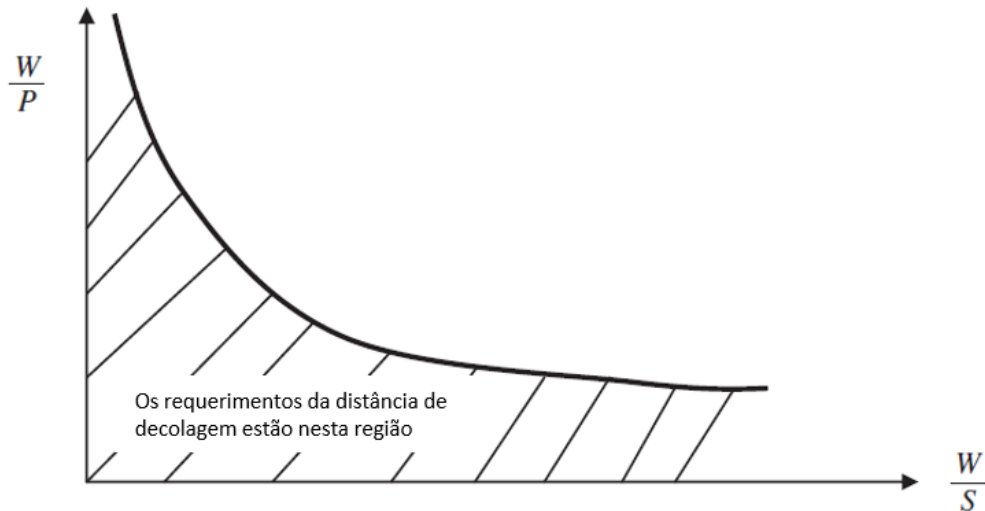


Figura 8 Requisito distância de pista
Fonte: Sadraey (2013)

2.1.4 Razão de subida

Razão de subida é definida como a componente vertical da velocidade de uma aeronave, portanto indica o quão rápido uma aeronave é capaz de ganhar altitude. A FAR Part-23 recomenda que para uma aeronave com menos de 6000lb (aproximadamente 2700kg), a aeronave deve ser capaz de realizar uma subida com velocidade vertical pelo menos 8.3% da velocidade horizontal.

Segundo Sadraey (2013), o requisito de razão de subida para uma aeronave com hélice é representado pela equação (6),

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{max} \eta_P}\right)} \quad (6)$$

onde $(L/D)_{max}$ é a razão máxima entre sustentação e arrasto. ROC é a razão de subida. η_P é a eficiência da hélice. C_{D0} é coeficiente de arrasto induzido para sustentação nula. E K é o fator de arrasto induzido.

A restrição de razão de subida pode ser representada em um diagrama como visto na Figura 9. A região que satisfaz esse requisito é a abaixo da linha gerada pela equação (6).

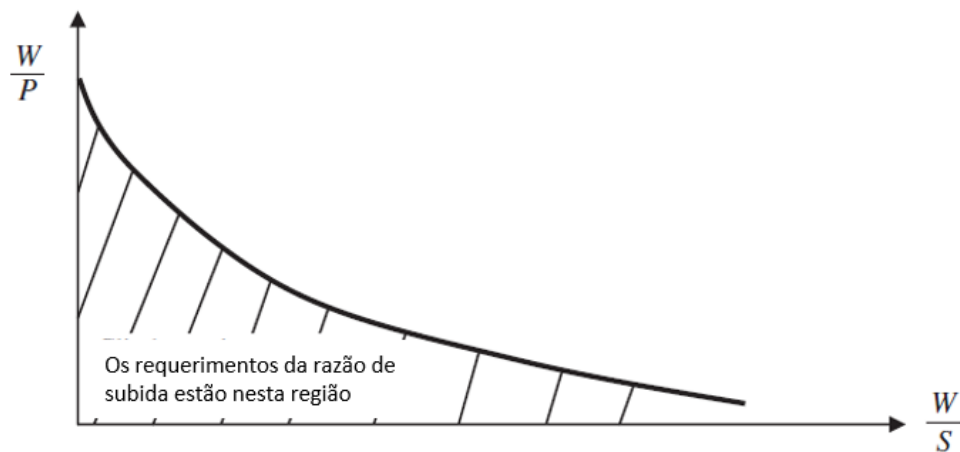


Figura 9 Requisito razão de subida
Fonte: Sadraey (2013).

2.1.5 Teto de voo

Teto de voo é a altitude máxima que uma aeronave consegue voar. Nessa altura a razão de subida é zero. Segundo Sadraey (2013), o requisito de projeto de teto de voo é representado pela equação (7),

$$\left(\frac{W}{P}\right)_c = \frac{\sigma_c}{\sqrt{\frac{2}{\rho_c \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{max}} \eta_P\right)} \quad (7)$$

onde σ_c é a densidade relativa do ar comparada a do nível do mar ($\sigma_c = \frac{\rho}{\rho_0}$).

A restrição de razão de subida pode ser representada em um diagrama como pode ser visto na Figura 10. A região que satisfaz esse requisito é a região abaixo da linha gerada pela equação (7).

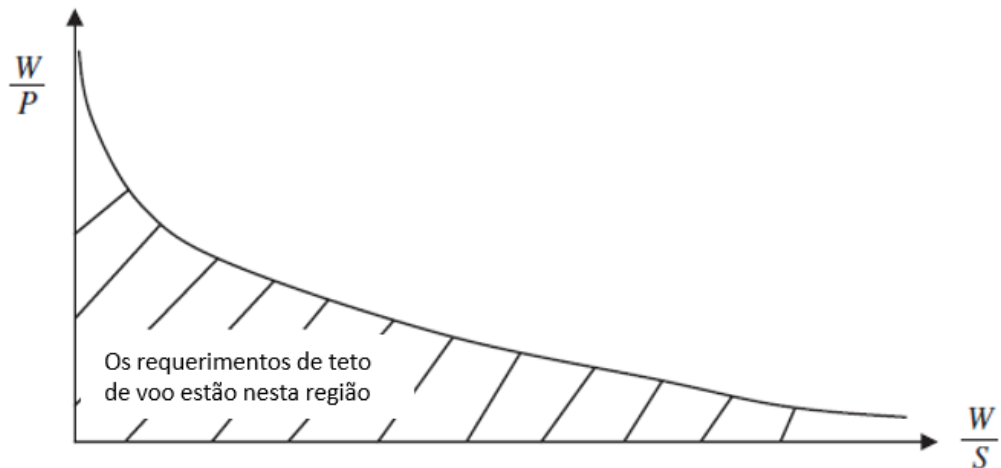


Figura 10 Requisito de teto de voo
Fonte: Sadraey (2013)

2.1.6 Matching Plot

Para obtenção do *Matching Plot* ou diagrama correspondência se plota todas essas restrições em um mesmo gráfico e se delimita qual região atende a todos os requisitos de projeto. A Figura 11 traz um exemplo desse diagrama montado com todas as restrições.

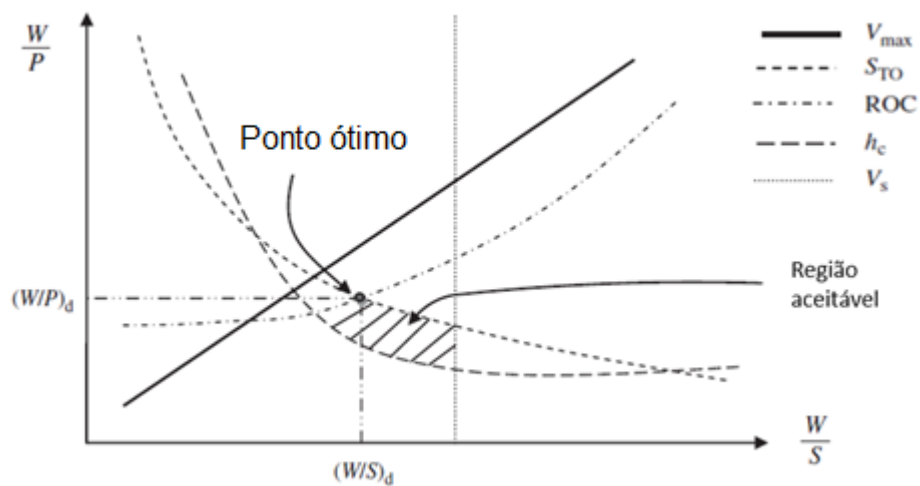


Figura 11 Exemplo de diagrama correspondente para aeronave movida a hélice
Fonte: Sadraey, 2013

Nota-se que a região que satisfaz os requisitos de projeto é grande. Para determinar a área da asa e a potência do motor é preciso escolher um ponto dentro da região aceitável. Para escolha desse ponto Sadraey (2013) sugere escolher o

ponto mais alto no gráfico possível, pois esse ponto será o que tem a menor potência de motor, o que geralmente leva a projetos de menor custo.

A partir da seleção do ponto de design, é possível determinar a área da asa e potência do motor que atendam os requisitos de projeto. A área da asa e a potência máxima requerida pelo motor podem ser calculadas pela equação (8) e (9) respectivamente.

$$S = W / \left(\frac{W}{S} \right)_{\text{Ponto ótimo}} \quad (8)$$

$$P = W / \left(\frac{W}{P} \right)_{\text{Ponto ótimo}} \quad (9)$$

2.2 AERODINÂMICA

2.2.1 Perfis aerodinâmicos e suas principais características geométricas

A Figura 12 mostra as principais características geométricas de um perfil aerodinâmico. Elas são: o bordo de ataque, o bordo de fuga, a corda e a espessura. A linha da corda liga o bordo de ataque ao bordo de fuga.

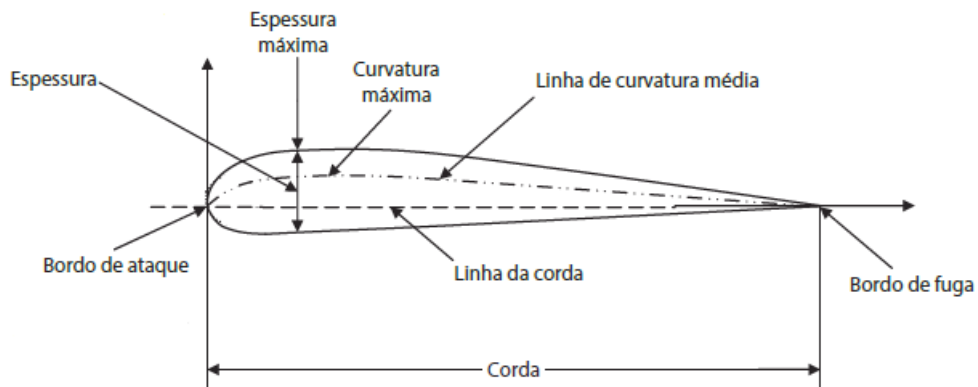


Figura 12 Parâmetros geométricos de um aerofólio
Fonte: Sadraey, 2013

Existem uma série de perfis aerodinâmicos para uma diversa gama de aplicações. Cerca de 1600 desses perfis são encontrados na base de dados da University of Illinois Urbana-Champaign (*UIUC Database*). Outra base de perfis

aerodinâmicos é a NACA, agência americana que precedeu a NASA e desenvolveu a lista de perfis aerodinâmicos mais confiável e utilizada do mundo.

2.2.1.1 Sustentação, arrasto e momento aerodinâmico

No escoamento de ar sobre um aerofólio ocorre a criação de uma força de sustentação e uma força de arrasto. A intensidade e a posição dessas forças dependem da velocidade do escoamento do ar, da geometria do perfil aerodinâmico, e do ângulo de ataque. O local da aplicação dessas forças é chamado de ponto de pressão. A posição do centro de pressão varia em relação ao escoamento, para simplificar a análise desse posicionamento é comum adotar o centro aerodinâmico do perfil como referência para a aplicação da força. Com o deslocamento dessas forças do ponto de pressão para o centro aerodinâmico deve-se atribuir um momento a esse ponto. Essas forças e momentos podem ser observadas na Figura 13. As equações (10), (11) e (12) demonstram como determinar essas forças e momentos.

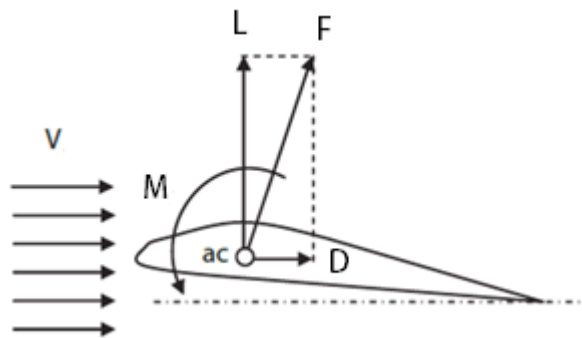


Figura 13 Forças aerodinâmicas em torno do centro aerodinâmico
Fonte: Sadraey (2013)

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (10)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (11)$$

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_m \quad (12)$$

onde V é a velocidade relativa do ar, ρ é a densidade do ar, C_L , C_D e C_m são os coeficiente de sustentação, coeficiente de arrasto e coeficiente de momento aerodinâmico respectivamente.

Para o desenvolvimento de uma aeronave, os coeficientes de sustentação, arrasto e de momento podem ser obtidos de forma experimental ou a partir da consulta de tabelas. Essas tabelas são normalmente dadas em função do número de Reynolds do escoamento, que pode ser determinado pela equação (13). Onde μ é a viscosidade dinâmica do fluido.

$$Re = \frac{\rho V \bar{c}}{\mu} \quad (13)$$

2.2.1.2 Ângulo de ataque e ângulo de estol

O ângulo de ataque (α) é definido como o ângulo formado entre a linha de corda do perfil e a direção do seu movimento relativo ao vento. A medida que o ângulo de ataque aumenta, o coeficiente de sustentação também aumenta, até chegar a um ponto máximo denominado ângulo de estol (α_s). Após esse ponto há um decréscimo no coeficiente de sustentação. Essa perda de sustentação é conhecida como estol e pode ocorrer de maneira suave ou abrupta dependendo do perfil aerodinâmico escolhido. Normalmente se recomenda a escolha de um perfil com características de estol suave pois são mais fáceis de recuperar de uma situação de estol. Entretanto, para evitar acidentes, o estol deve ser evitado sempre. Essas características da curva C_L por α podem ser observadas na Figura 14.

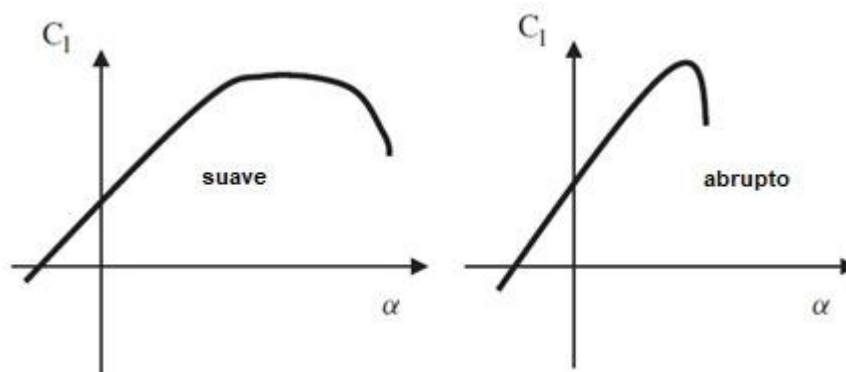


Figura 14 Estol suave e estol abrupto

Fonte: Sadrey, 2013

2.2.1.3 Ângulo de incidência (i_w)

O ângulo de incidência é o ângulo de montagem da asa na fuselagem, ou seja, o ângulo entre a linha de centro da fuselagem e a linha da corda na raiz da asa. Ele é, portanto, o ângulo utilizado na corrida de decolagem.

Miranda (2014) menciona que o ângulo de incidência ideal para a corrida de decolagem é aquele que proporciona maior eficiência aerodinâmica para a asa, ou seja, que gera maior sustentação produzindo o menor arrasto.

A vantagem de usar o ângulo com maior eficiência aerodinâmica na decolagem é que se consegue decolar com uma menor distância de pista. A condição de menor arrasto por sustentação é mostrada na Figura 15.

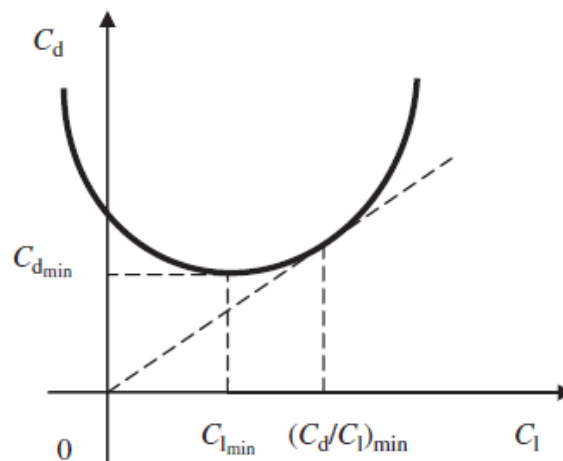


Figura 15 Menor relação entre arrasto e sustentação
Fonte: Sadraey (2013)

2.2.2 Principais características geométricas da asa

Para determinar a geometria de uma asa, deve-se primeiramente determinar todas as características geométricas da asa, elas são:

- a) Envergadura
- b) Corda média aritmética
- c) Área da asa
- d) Razão de aspecto
- e) Razão de afilamento
- f) Ângulo de enflechamento
- g) Ângulo de diedro

- h) Ângulo de torção
- i) Perfil aerodinâmico

Com apenas essas características geométricas da asa, pode-se definir totalmente a geometria de uma asa. Todos esses parâmetros influenciam em alguma forma a distribuição da sustentação na asa, e portanto, são usados como ferramenta para obter os resultados desejados.

2.2.2.1 Envergadura, corda média aritmética, área alar e razão de aspecto

Três parâmetros importantes em uma asa são sua envergadura (b), corda média aritmética (\bar{C} ou MAC), e área alar (S). A Figura 16 demonstra alguns desses parâmetros.

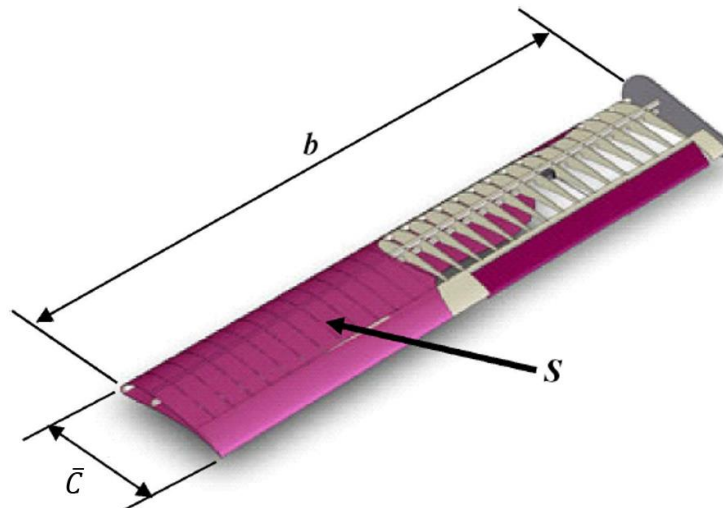


Figura 16 Envergadura, corda e área da asa
Fonte: Miranda (2014)

A relação entre corda média aritmética, área da asa e envergadura é dada pela equação (13).

$$\bar{C} = \frac{S}{b} \quad (13)$$

A razão de aspecto indica quantas vezes a envergadura é maior que a corda média aritmética, e é definida pela equação (14).

$$AR = \frac{b}{\bar{C}} \quad (14)$$

2.2.2.2 Razão de afilamento

A razão de afilamento (λ) é definida como a razão do tamanho da corda na ponta da asa (C_t) com a corda na raiz da asa (C_r), como mostra a equação (15). A Figura 17 ilustra asas com diferentes razões de afilamento.

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \quad (15)$$

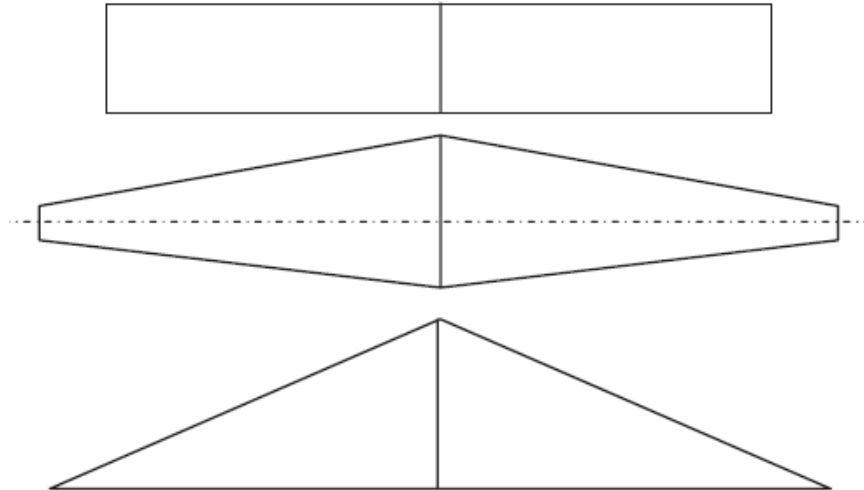


Figura 17 Asas de mesma área, mas com diferentes razões de afilamento
Fonte: Sadraey, 2013

2.2.2.3 Ângulo de enflechamento (Λ)

O ângulo de enflechamento é o ângulo formado entre o eixo y da aeronave e a reta que liga a ponta do perfil da raiz com a ponta do perfil da ponta da asa. Aeronaves com diferentes ângulos de enflechamento são observados na Figura 18.

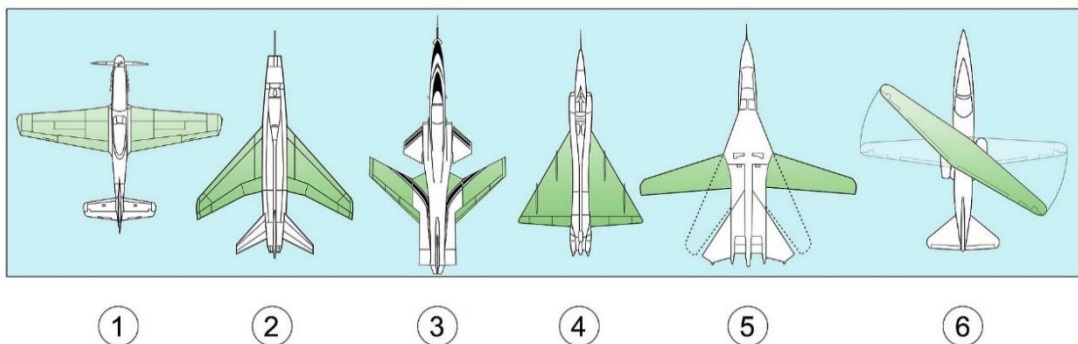


Figura 18 Aeronaves com diferentes ângulos de enflechamento
Fonte: Uomo Grigio

2.2.2.4 Ângulo de diedro (Γ)

O ângulo de diedro é o ângulo formado entre a linha da corda da asa com o plano XY. A razão principal de se aplicar um ângulo de diedro na asa é porque essa configuração aumenta a estabilidade lateral. Esse ângulo é ilustrado na Figura 19.

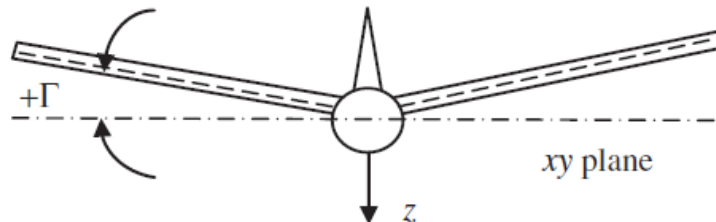


Figura 19 Ângulo de diedro
Fonte: Sadraey (2013)

2.2.2.5 Ângulo de Torção

O ângulo de torção da asa é o ângulo formado entre os perfis aerodinâmicos na ponta e na raiz da asa. Esse ângulo pode ser observado na Figura 20. Quando a ponta da asa possui um ângulo de incidência menor que na raiz da asa, existe torção geométrica negativa. Já quando o ângulo de incidência da ponta for maior que da raiz, a asa possui torção geométrica positiva.

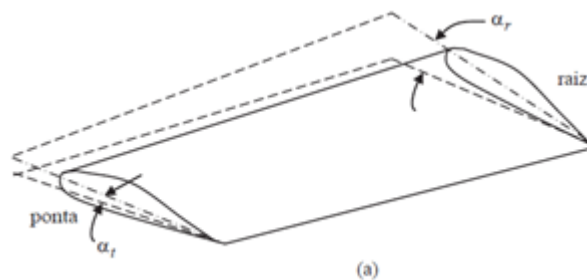


Figura 20 Ângulo de torção na asa
Fonte: Sadraey, 2013

A aplicação de um ângulo de torção pode evitar que a ponta da asa entre em estol antes da raiz, além de auxiliar na distribuição de sustentação para uma configuração ideal, de forma elíptica.

2.2.3 Propriedades de asas finitas

As propriedades de uma asa são similares as propriedades de seu perfil, mas não são as mesmas. Na análise bidimensional de um perfil, supõe-se uma asa com razão de aspecto infinita, ou seja, não são levados em conta os efeitos de raiz, nem de ponta de asa.

Em um caso real, além das forças e momentos considerados para o perfil, existem também os efeitos ocasionados por vórtices na ponta da asa. Esses vórtices mudam a velocidade e o campo de pressões do escoamento ao seu redor, efeito conhecido como *downwash*. Segundo Sadraey (2013), para se obter as propriedades da asa, deve-se fazer uma correção das propriedades do perfil, essa correção é apresentada na equação (17),

$$C_{L\alpha} (3D) = \frac{dC_L}{d\alpha} = \frac{C_{L\alpha} (2D)}{1 + \frac{C_{L\alpha} (2D)}{\pi \cdot AR}} \quad (16)$$

onde $C_{L\alpha}$ é a inclinação da curva C_L por α . A Figura 21 mostra os efeitos da razão de aspecto nessa curva.

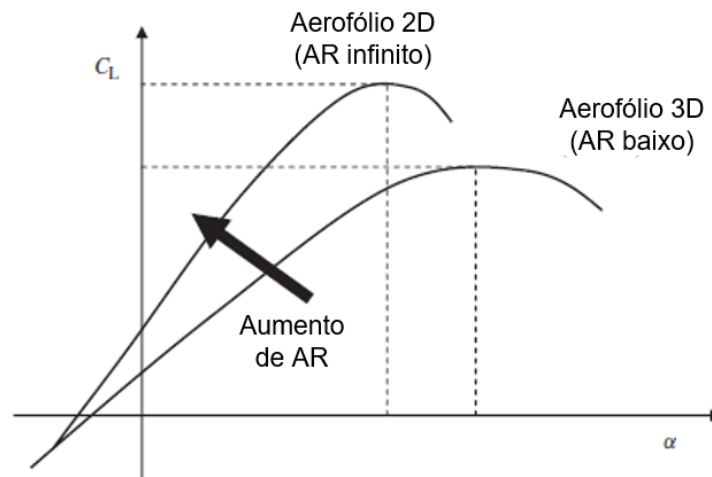


Figura 21 Influência da razão de aspecto na curva de coeficiente de sustentação por ângulo de ataque

Fonte: Sadraey, 2013

2.2.4 Dispositivos hipersustentadores

Dispositivos hipersustentadores são aparatos aerodinâmicos anexados à asa que permitem aumentar consideravelmente o coeficiente de sustentação da asa. É comum o uso desses dispositivos em operações de decolagem e de pouso, onde a velocidade aerodinâmica é muito inferior à velocidade de cruzeiro. (Sadraey, 2013)

A Figura 22 mostra diferentes tipos desses dispositivos.

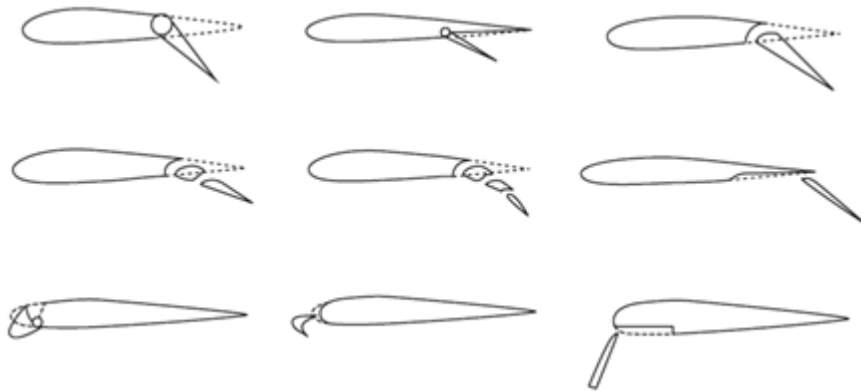


Figura 22 Diferentes tipos de dispositivos hipersustentadores
Fonte: Sadraey (2013)

A deflexão de um dispositivo de hipersustentação causa as seguintes mudanças nas características do aerofólio:

- a) O coeficiente de sustentação aumenta
- b) O coeficiente de sustentação máximo aumenta
- c) O ângulo de ataque que gera sustentação nula muda
- d) O ângulo de estol muda
- e) O momento aerodinâmico muda
- f) O coeficiente de arrasto aumenta
- g) A inclinação da curva de sustentação por ângulo de ataque aumenta

Essas mudanças podem ser observadas na Figura 23.

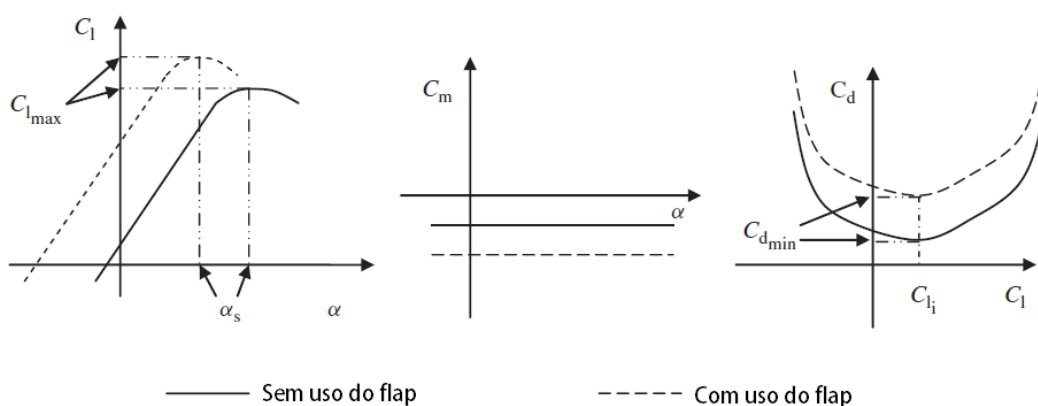


Figura 23 Mudanças nos parâmetros aerodinâmicos causadas pelo uso de flaps

Fonte: Sadraey (2013)

2.2.5 Distribuição da sustentação em asas finitas

É útil saber como é dada a distribuição da sustentação em uma asa. Essa distribuição é importante para o dimensionamento estrutural da aeronave, mas também da aerodinâmica da asa.

Existem diversas técnicas para a determinação da distribuição da sustentação em asa finitas. Uma das mais simples é o método Stender em que a distribuição da asa é assumida como elíptica. Outro método bem difundido é o *Lifting Line Theory* proposto por Ludwig Prandtl em 1918. Esse método será apresentado a seguir.

2.2.5.1 *Lifting Line Theory (LLT)*

A *Lifting Line Theory*, como descrita por Sadraey (2013), tem 5 passos:

Passo 1 – Dividir metade da asa em N segmentos. Quanto maior o número de segmentos, maior será a precisão dos resultados. Essa etapa pode ser vista na Figura 24.

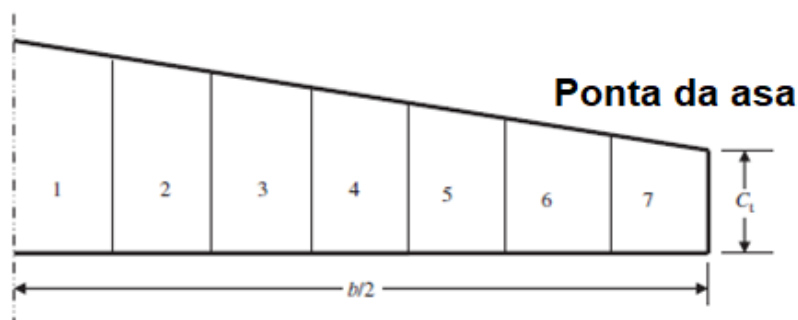


Figura 24 Divisão da asa em N elementos

Fonte: Sadraey, 2013

Passo 2 – A distribuição da sustentação é admitida como elíptica, isso é reavaliado nos próximos passos. Então, se determina um ângulo θ_N para cada um desses elementos. Essa etapa pode ser vista na Figura 25.

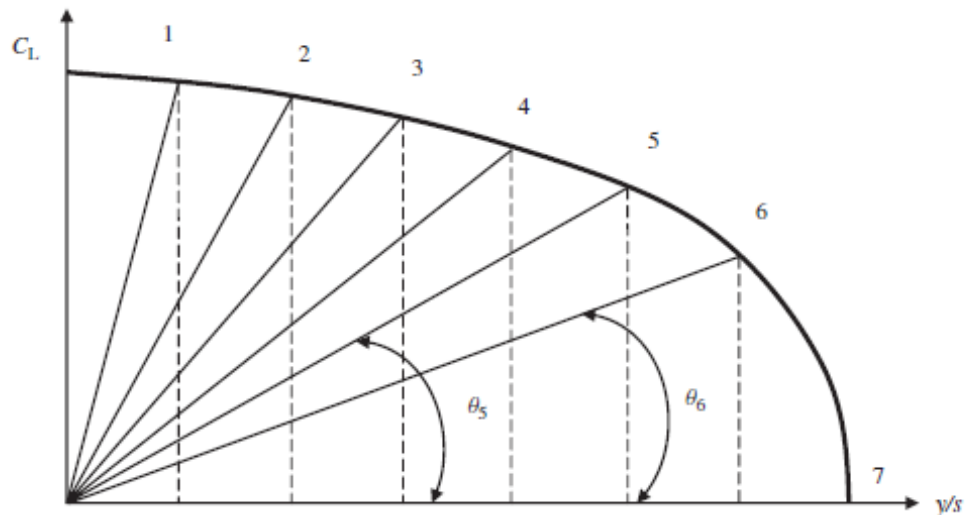


Figura 25 Ângulos correspondentes a cada segmento na *Lifting Line Theory*
Fonte: Sadraey, 2013

Passo 3 – Resolver o sistema de equações (18) e (19) para determinar A_1 até A_N .

$$\mu (\alpha_0 - \alpha) = \sum_{n=1}^N A_n \sin(n\theta) \left(1 + \frac{\mu n}{\sin(\theta)}\right) \quad (18)$$

$$\mu = \frac{\bar{C}_i \cdot Cl_\alpha}{4b} \quad (19)$$

Onde α_0 é ângulo de ataque com C_l nulo, α é o ângulo de ataque do segmento, \bar{C}_i é a corda aritmética do segmento, Cl_α é inclinação da curva Cl por α em (1/rad).

Nota-se que caso se queira calcular a distribuição da sustentação de uma asa com torção, com os flaps ou qualquer outra superfície de comando ativada é nesse passo que essas considerações devem ser levadas em conta. Para uma asa com torção, deve-se aplicar essa torção em cada segmento de forma linear no α . Para uma

deflexão de uma superfície como o flap deve-se ajustar o α_0 do segmento que sofre essa deflexão.

Passo 4 – Determinar o coeficiente de sustentação de cada segmento pela seguinte equação (20):

$$Cl_i = \frac{4b}{\bar{C}_l} \sum A_n \sin(n\theta) \quad (20)$$

Com essa equação é possível plotar a distribuição da sustentação pela meia envergadura como exemplificado na Figura 26. Deve-se analisar se essa distribuição apresenta perfil elíptico para proporcionar uma configuração com menor arrasto induzido.

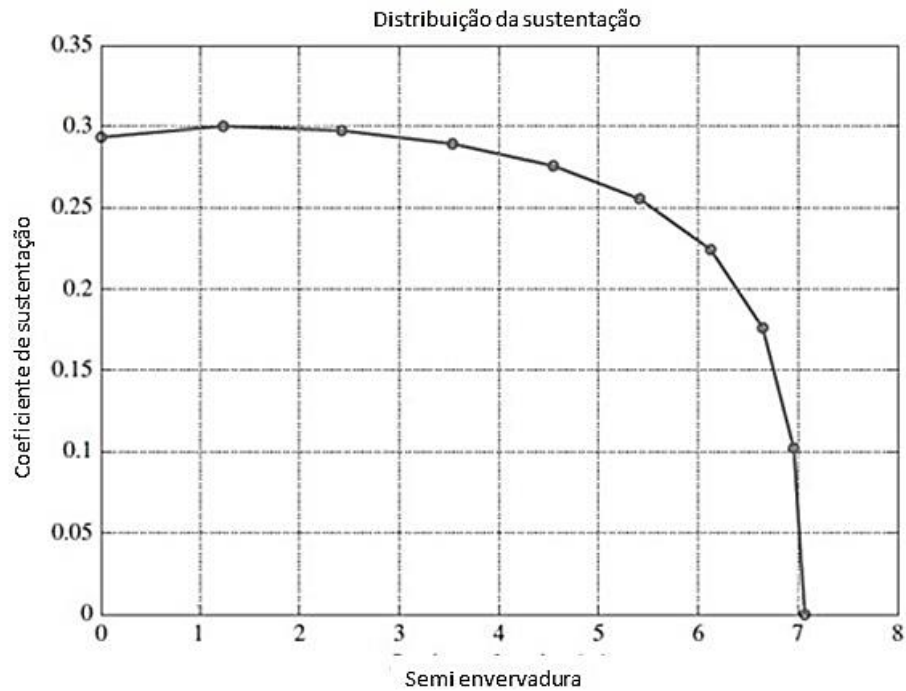


Figura 26 Exemplo de distribuição da sustentação usando a LLT
Fonte: Sadraey, 2013

Passo 5 – Determinar a sustentação total da asa usando a equação (21).

$$CL_W = \pi \cdot AR \cdot A_1 \quad (21)$$

Deve-se notar que a *Lifting Line Theory* não prevê o efeito de estol, portanto não se deve utiliza-la em regiões além do estol.

2.3 ESTABILIDADE E CONTROLE

2.3.1 Equilíbrio e Estabilidade estática

No projeto aeronáutico entende-se como estabilidade a tendência da aeronave de retornar à posição de equilíbrio após sofrer uma perturbação (Nelson, 1989). Nesse contexto perturbações são quaisquer fenômenos que tirem a aeronave de sua posição de equilíbrio, como a deflexão de uma superfície de controle ou fenômenos da atmosfera como rajadas de vento e turbulências.

É desejável que uma aeronave tenha uma tendência de voltar a sua posição de equilíbrio sem que o piloto use das superfícies de controle. Isso proporciona voo mais seguros, em que as superfícies de controle não precisem estar em constante uso. Em contraste, uma aeronave que tem tendência de se afastar da posição de equilíbrio a partir de uma perturbação deve ser controlada constantemente, não importa o quão pequeno é a perturbação que a tirou do estado de equilíbrio.

A Figura 27 representa esse mesmo conceito com esferas. Na condição A, por conta da concavidade do terreno, toda e qualquer perturbação que tire a esfera de sua posição de equilíbrio criará uma tendência da esfera em retornar a sua posição de equilíbrio, representando um estado estável. Na condição B, como o terreno é plano, não há qualquer resposta a uma perturbação, portanto, a esfera não tende a se aproximar nem a se afastar de sua posição de equilíbrio representando uma condição de estabilidade neutra. Na condição C, a concavidade do terreno faz com que todo e qualquer perturbação na posição equilíbrio crie uma tendência da esfera se afastar da posição de equilíbrio, representando uma condição de instabilidade.

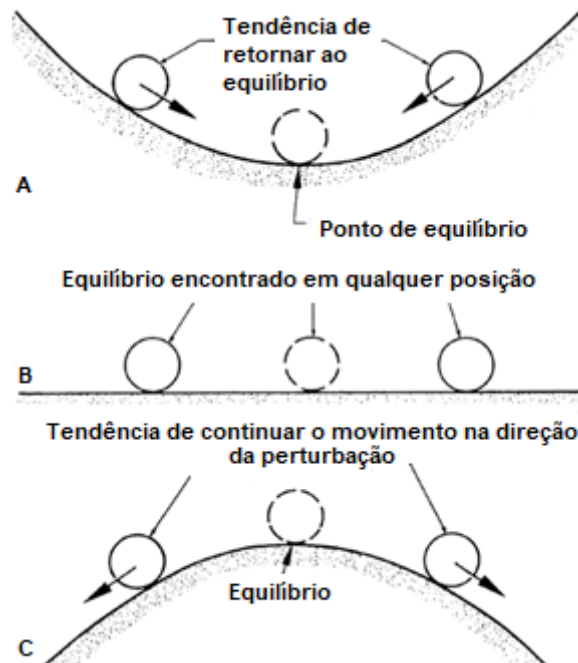


Figura 27 Condição de estabilidade, estabilidade neutra e instabilidade
Fonte: Nelson, 1989

Em uma aeronave a condição de estabilidade é obtida a partir do estabilizador horizontal e vertical, também conhecidos como cauda ou empenagem. Para atingir o equilíbrio, as empenagens devem gerar um momento ao redor do centro de gravidade que contraponha o momento gerado por forças externas a aeronave como a sustentação, a tração e o arrasto. Entretanto, gerar somente um momento que promova o equilíbrio não é suficiente. Assim como na analogia das esferas da Figura 27, é preciso, além da condição de equilíbrio, que haja uma tendência de retornar à posição de equilíbrio toda vez que ocorra uma perturbação na aeronave.

Para cada eixo de rotação da aeronave há um componente responsável pela estabilidade desse eixo. A seguir serão introduzidos os conceitos de estabilidade em cada um dos eixos do avião. Esses conceitos são:

- a) Estabilidade longitudinal,
- b) Estabilidade direcional,
- c) Estabilidade lateral.

O estudo desses conhecimentos de estabilidade forma a base para o método de dimensionamento das empenagens e das superfícies de controle.

2.3.2 Estabilidade Longitudinal

O estudo da estabilidade longitudinal é o estudo da estabilidade no eixo x da aeronave. Para um objeto estar em condição de equilíbrio é necessário que o somatório das forças e dos momentos ao redor de seu centro de gravidade sejam igual a zero. As equações (22), (23) e (24) demonstram essa condição. A Figura 28 representa as principais forças e momentos que contribuem para o equilíbrio ao redor do eixo x da aeronave.

$$\sum F_z = L_{wf} + L_h - W = 0 \quad (22)$$

$$\sum F_x = T - D = 0 \quad (23)$$

$$\sum M_{CG} = M_{owf} + M_{L_{wf}} + M_{L_h} = 0 \quad (247)$$

onde L_{wf} , L_h e W são a sustentação do conjunto asa-fuselagem, a sustentação da empenagem horizontal e o peso da aeronave respectivamente. T e D são a tração do motor e o arrasto da aeronave, respectivamente. M_{owf} , $M_{L_{wf}}$ e M_{L_h} são o momento aerodinâmico do conjunto asa-fuselagem, o momento causado pela força de sustentação do conjunto asa-fuselagem e o momento causado pela força de sustentação da empenagem, respectivamente.

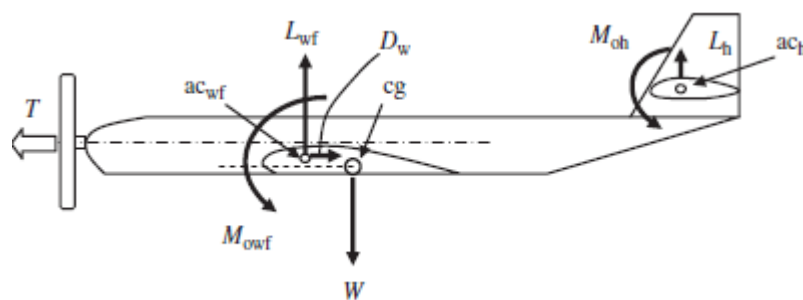


Figura 28: Principais forças e momentos atuantes para a estabilidade longitudinal

Fonte: Sadrey, 2013

Se continuarmos a desenvolver e simplificar a equação (25) temos:

$$C_{mo_wf} + C_L(h - h_0) - \bar{V}_H C_{L_h} = 0 \quad (25)$$

onde C_{Lh} é o coeficiente de sustentação da empenagem horizontal, C_L é o coeficiente de sustentação da aeronave, C_{mo_wf} é o coeficiente de momento aerodinâmico do conjunto asa-fuselagem, h_0 é a distância do centro aerodinâmico da asa até o bordo de ataque dado em porcentagem do tamanho da corda média aritmética. h é a distância do centro de gravidade até o bordo de ataque da asa, dado em porcentagem do tamanho da corda média aritmética. \bar{V}_H é o volume de cauda da empenagem horizontal definido pela equação (26).

$$\bar{V}_H = \frac{l_h S_h}{\bar{C} S} \quad (26)$$

Onde \bar{C} é a corda média aritmética da asa, l_h é a distância do centro de gravidade até o centro aerodinâmico da empenagem vertical, S é a área da asa e S_h é a área da empenagem horizontal.

A equação (26) é o volume de cauda de uma empenagem horizontal. Com ela é possível determinar qual o valor do produto do volume de cauda e coeficiente de sustentação da empenagem na condição de equilíbrio. Essa informação é fundamental no dimensionamento da empenagem horizontal.

Outro parâmetro a ser considerado no dimensionamento da empenagem horizontal é a estabilidade longitudinal. Para exemplificar a estabilidade longitudinal a Figura 29 compara o coeficiente de momento pelo ângulo de ataque de duas aeronaves distintas. Nota-se que ambas as aeronaves entram em equilíbrio de mesmo ângulo de ataque 'B', conhecido como ângulo de trimagem. No caso de uma rajada de vento longitudinal que tira a aeronave da posição de equilíbrio, aumentando seu ângulo de ataque, a aeronave 1 teria um comportamento diferente da aeronave 2. No caso da aeronave 1, com o aumento do ângulo de ataque, surgiria um momento negativo, que tenderia a fazer a aeronave voltasse a sua posição do equilíbrio. Portanto esse seria um momento restaurador. Para a aeronave 2, com o aumento do ângulo de ataque surgiria um momento positivo que tenderia a fazer com que a aeronave se afastasse cada vez mais de sua posição de equilíbrio.

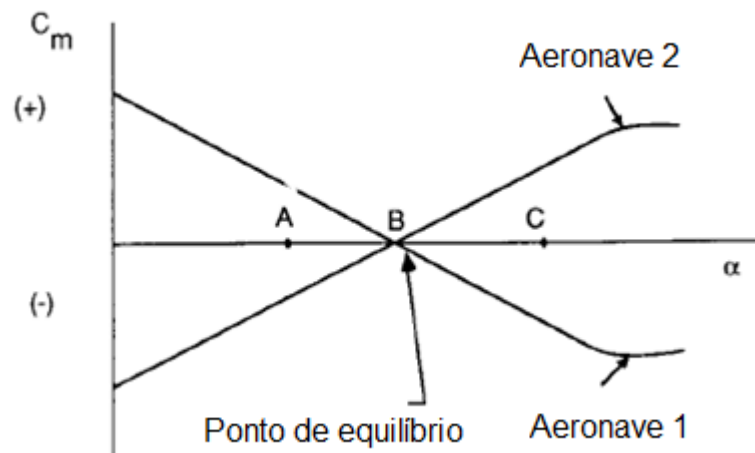


Figura 29 Coeficiente de momento de duas aeronaves pelo seu ângulo de ataque
Fonte: Nelson, 1989

Um distúrbio que fizesse diminuir o ângulo de ataque, ou seja, ir da posição inicial 'B' para 'A', causaria na aeronave 1 um momento positivo, que faria a aeronave tender a voltar a sua posição inicial. Já na aeronave 2, essa resposta seria um momento negativo, que afastaria a aeronave da sua posição de equilíbrio.

Pode-se dizer que para que haja um momento restaurador é necessário que com o aumento do ângulo de ataque haja a diminuição do coeficiente de momento, ou seja, que a curva da Figura 29 tenha uma inclinação negativa. De onde vem o critério para estabilidade longitudinal, equação (27).

$$\frac{dC_m}{d\alpha} < 0 \quad (27)$$

Segundo Sadraey (2013), a inclinação dessa curva pode ser obtida derivando a equação (25) pelo ângulo de ataque. Nessa derivação deve-se levar duas coisas em conta: a) a velocidade do vento na empenagem é menor que na asa, e b) a asa desloca o escoamento que passa por ela. Esse ângulo de deslocamento é chamado de ângulo de *downwash* (ε). Assim tem-se a equação (28),

$$\frac{dC_m}{d\alpha} = C_{m\alpha} = C_{L\alpha_{wf}}(h - h_0) - C_{L\alpha_h} \eta_h \frac{S_h}{S} \left(\frac{l}{\bar{c}} - h \right) \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (28)$$

onde $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ é a derivada do ângulo de *downwash* (ε) pelo ângulo de ataque (α) e η_h é o fator de correção usado corrigir as diferenças de velocidade.

Portanto, a análise dessas equações possibilita avaliar o equilíbrio e a estabilidade longitudinal da aeronave.

2.4 Estabilidade Direcional

No estudo da estabilidade direcional estamos preocupados com a estabilidade no eixo z da aeronave (Nelson, 1989). Assim como na estabilidade longitudinal, é desejável que uma aeronave retorne à posição de equilíbrio depois de perturbada. A Figura 30 apresenta a resposta da aeronave ao sofrer uma inclinação de β graus no eixo z.

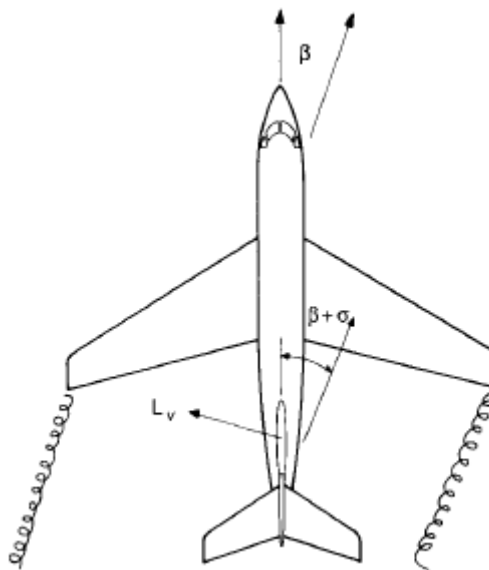


Figura 30 Equilíbrio direcional
Fonte: Nelson, 1989

Quando a aeronave sofre essa perturbação, a empenagem vertical que estava alinhada com o escoamento, agora está com um ângulo de ataque negativo, de módulo $(\beta + \sigma)$. Isto é, o ângulo que a aeronave rotaciona mais o ângulo de *sidewash* que a asa desloca o escoamento.

Essa inclinação da empenagem vertical gera uma força que, por estar atrás do centro de gravidade, cria um momento que faz com que a aeronave tenda a retornar a sua posição inicial, ou seja, cria um momento restaurador que tende a estabilizar a aeronave. E é por isso que só se vê empenagens verticais atrás do centro de gravidade do avião e nunca na frente.

Esse momento restaurador é calculado pelo produto da distância de seu ponto de aplicação e a força. Segundo Nelson (1989), tem-se a equação (298),

$$N_v = l_v Y_v = l_v \frac{1}{2} \rho V^2 S_v C_{L\alpha v} (\beta + \sigma) \quad (298)$$

onde N_v é o momento restaurador, l_v é a distância de aplicação da força a partir do centro de gravidade, Y_v é a força da empenagem vertical, $C_{L\alpha v}$ é a inclinação da curva de C_L por α da empenagem vertical, β e σ são os ângulo de inclinação da aeronave e o ângulo de *sidewash* respectivamente. S_v é a área da empenagem vertical.

Uma outra forma de representar esse momento é pelo seu coeficiente de momento, definido pela equação (30),

$$C_n = \frac{N_v}{\frac{1}{2} \rho V^2 S b} = V_v \eta_v C_{L\alpha v} (\beta + \sigma) \quad (30)$$

onde, V_v é volume de calda da empenagem vertical, η_v é a razão de pressão dinâmica da empenagem vertical pela pressão dinâmica da asa.

De acordo com Nelson (1989), uma aeronave terá estabilidade estática direcional se ao sofrer uma rotação no eixo z, ela tenha como resposta um momento restaurador que tenda fazer a aeronave voltar a sua posição de equilíbrio. Essa condição pode ser representada pela equação (31).

$$C_{n\beta} > 0 \quad (31)$$

Esse coeficiente é calculado somando-se as contribuições para a estabilidade direcional de todos os elementos da aeronave. Segundo Nelson (1989) a maior contribuição para desse coeficiente é da empenagem vertical. Outra contribuição menor é do conjunto asa-fuselagem.

A contribuição da empenagem vertical para a estabilidade direcional é obtida derivando a equação (30) em relação a β , resultando na equação (32),

$$C_{n\beta v} = V_v \eta_v C_{L\alpha v} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \quad (32)$$

onde $\frac{d\sigma}{d\beta}$ é a derivada do ângulo de *sidewash* pelo ângulo de ataque.

A contribuição para a estabilidade direcional do conjunto asa-fuselagem é calculada pela equação (33).

$$C_{n\beta wf} = -k_n k_{RL} \frac{S_{fs} l_f}{S_w b} \quad (33)$$

onde k_n é um fator empírico da interferência do conjunto asa-fuselagem na estabilidade direcional, k_{RL} é um fator de correção empírico em função do número de Reynolds na fuselagem, S_{fs} é a área projetada da fuselagem e l_f é o comprimento da fuselagem.

Como a resposta da aeronave a estabilidade direcional é a soma da resposta de todos os elementos da aeronave, temos pela equação (34).

$$C_{n\beta} = C_{n\beta v} + C_{n\beta wf} \quad (34)$$

Com isso tem-se as ferramentas necessárias para determinar a estabilidade direcional da aeronave, o parâmetro importante para o dimensionamento da empenagem vertical.

2.4.1 Estabilidade Lateral

O estudo da estabilidade lateral abrange a estabilidade estática no eixo y da aeronave (Nelson, 1989). Uma aeronave é lateralmente estável quando após sofrer uma perturbação que a gire lateralmente, ou seja, que uma das metades da asa fique mais alta que a outra, essa aeronave tenda a voltar a sua posição de equilíbrio. Essa tendência de voltar a posição inicial na estabilidade lateral é chamada de efeito de diedro. A Figura 31 demonstra o ângulo de diedro (Γ).

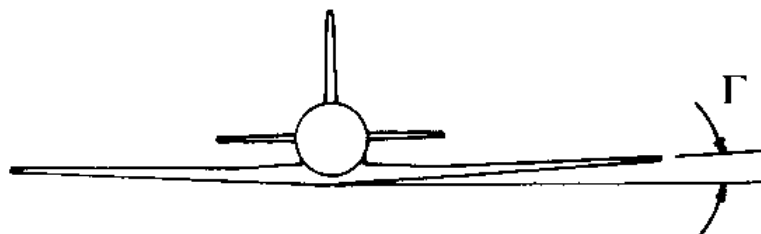


Figura 31 Ângulo de diedro
Fonte: Nelson (1989)

No efeito de diedro, quando a aeronave sofre uma perturbação e uma das metades da asa fica mais alta do que a outra, a secção de cada uma dessas metades da asa vai se comportar de uma maneira diferente. A secção da asa mais baixa tem uma velocidade vertical e um ângulo de ataque diferente da secção mais alta. Essas diferenças na velocidade vertical e de ângulo de ataque causam uma diferença de sustentação que quando somadas se anulam. Entretanto, os momentos gerados por essas forças se complementam. O momento gerado por essa diferença de sustentação faz com que a aeronave tenda a volta a sua posição de equilíbrio.

A Figura 32 representa o efeito de diedro. Nessa figura, Φ é o ângulo de rotação ao redor do eixo y da aeronave, U é a velocidade da aeronave, V_n é a velocidade vertical dessa secção, V_R é a velocidade resultante, $\Delta\alpha$ é a variação no ângulo de ataque e ΔL é a variação na força de sustentação.

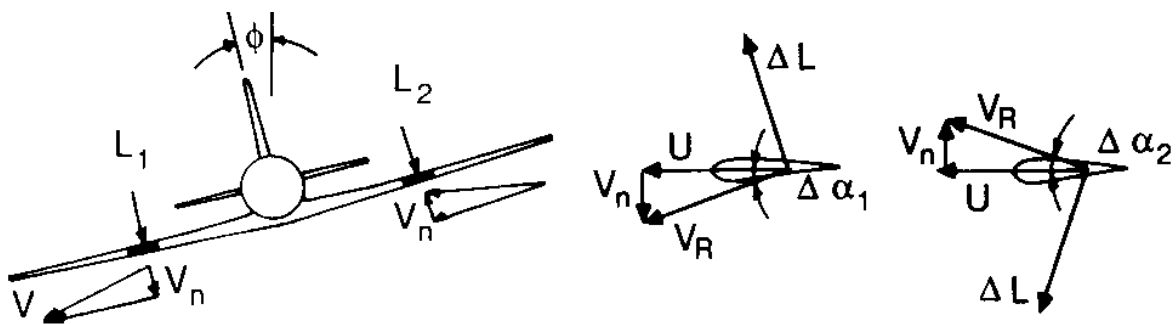


Figura 32 Efeito de diedro
Fonte: Nelson (1989)

2.4.2 Estabilidade dinâmica

Na estabilidade estática o objeto de estudo são as respostas da aeronave a perturbações, sejam essas perturbações atmosféricas ou criadas pelo próprio piloto. No estudo da estabilidade dinâmica o objeto de estudo é a resposta da aeronave em relação ao tempo, pois nada adianta a aeronave ter uma tendência a retornar a sua posição de equilíbrio se ela demorar muito tempo para isso ou se essa tendência para voltar ao equilíbrio gere um momento tão grande que a aeronave não somente atinja o equilíbrio mas passa dele e gere uma perturbação.

Para garantir o conforto do piloto e dos passageiros, a integridade estrutural do avião, e a missão da aeronave, a amplitude de uma perturbação causada pela atmosfera ou por uma ação do piloto deve diminuir com o tempo. Uma redução da amplitude da perturbação com o tempo indica que há uma resistência ao movimento, e, portanto, que essa energia está sendo dissipada. No projeto aeronáutico esse amortecimento é causado por forças e momentos originados nas superfícies de sustentação da aeronave que surgem em resposta a essa perturbação.

2.4.3 Superfícies de Controle

Define-se controle como o processo de mudança de uma condição de equilíbrio para outra. Segundo Sadraey (2013), os dois pré-requisitos principais para um voo seguro são a estabilidade e a controlabilidade. Uma aeronave estável sempre tenderá a retornar a sua posição de equilíbrio e manter um voo nivelado e direcionado. Entretanto, para cumprir outras metas da missão, como realizar uma manobra, fazer uma curva ou até mesmo ajustar a direção de voo é preciso gerar uma perturbação que permita tal movimento. Na aviação, uma maneira de gerar essas perturbações é pela deflexão de uma superfície de controle.

Um correto dimensionamento das superfícies de controle aumenta a segurança e o conforto do voo. Além disso, a principal maneira que pilotos avaliam uma aeronave é pelo quão fácil ela é controlada. Na comparação entre duas aeronaves, uma delas pode não ter um desempenho tão bom, mas se for facilmente controlada, ela será mais bem aceita entre os pilotos (Nelson, 1989). Um dos objetivos no dimensionamento das superfícies de controle é facilitar o trabalho do piloto, isso evita desgaste físico e conseqüentemente acidentes.

As superfícies de controle convencionais são divididas em dois grupos: as superfícies de controle primárias - aileron, leme e profundor, controlam a direção que a aeronave – e as superfícies de controle secundárias (flaps, *spoilers* e *tabs*) – que reforçam as superfícies de controle primárias.

O Aileron realiza o controle lateral da aeronave. Ele faz parte da estrutura da asa e tem duas partes, cada uma localizada próxima às extremidades direita e esquerda da asa. As Figura 33 e 34 mostram o posicionamento e geometria típicos de um

aileron. Para o controle lateral, é usual a deflexão dos dois ailerons, porém, em sentidos contrários. Isso garante que as forças de sustentação geradas por eles se anulem, mas que os momentos se somem, proporcionando o rolamento a aeronave.

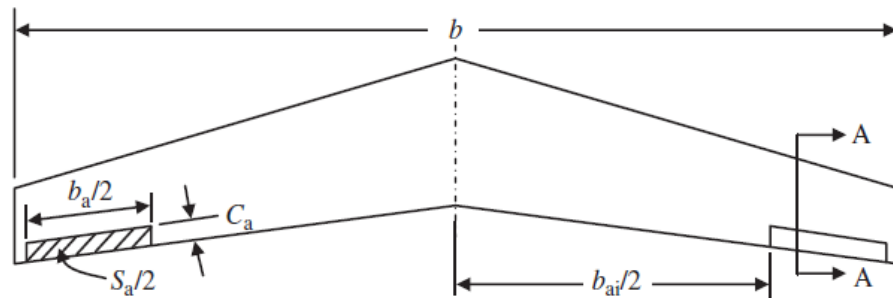


Figura 33: Vista superior da asa, destacando o aileron
Fonte: Sadraey, 2013

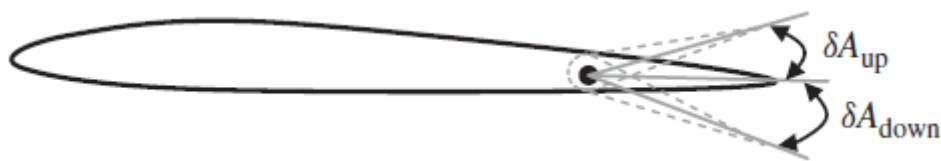


Figura 34: Vista lateral de um aileron
Fonte: Sadraey, 2013

O desempenho de um aileron é medido em quão bom ele é em gerar o momento desejado para o controle da aeronave. Esse momento é função do tamanho do aileron, de sua deflexão, e da distância do aileron até o centro da aeronave.

O profundor é responsável pelo controle longitudinal. Este controle é realizado com um acréscimo ou decréscimo de uma força de sustentação na empenagem horizontal, que pode ser atingido defletindo uma parte ou a totalidade da empenagem horizontal. Como a empenagem horizontal é localizada atrás do centro de gravidade, um acréscimo ou decréscimo na força de sustentação dessa superfície gera um momento que faz com que a aeronave faça o movimento de arfagem, provendo assim o controle longitudinal da aeronave. As Figura 35 e 36 demonstram a geometria e posicionamento de um profundor.

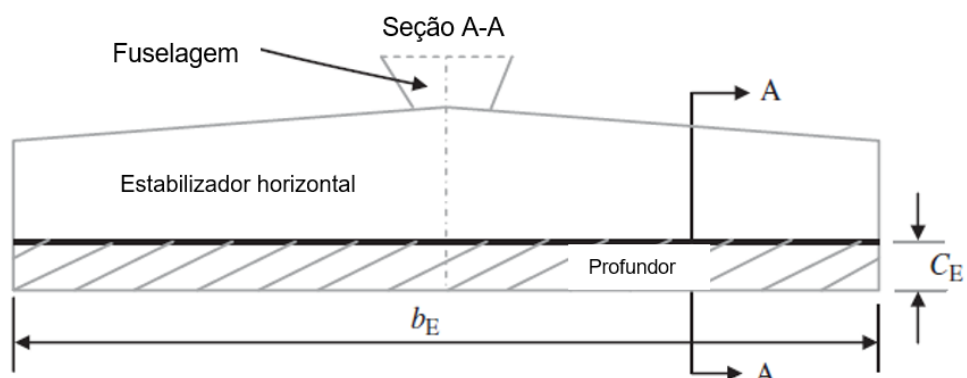


Figura 35: Vista superior da empenagem vertical e profundor

Fonte: Sadraey, 2013

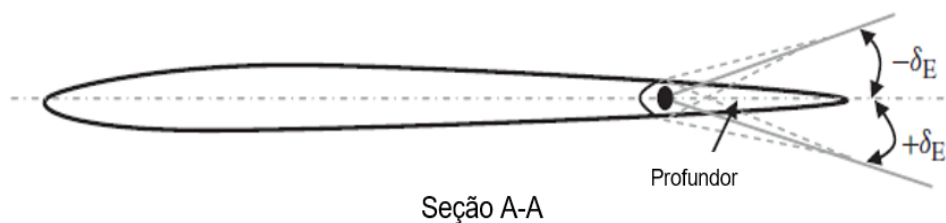


Figura 36: Vista lateral da empenagem vertical e do profundor

Fonte: Sadraey, 2013

O Leme é responsável pelo controle direcional da aeronave. Ele é uma superfície móvel na parte traseira da empenagem vertical. A Figura 37 mostra a vista superior de uma aeronave com leme defletido e a Figura 38 mostra duas configurações de leme, uma com corda variável e outra com corda fixa.

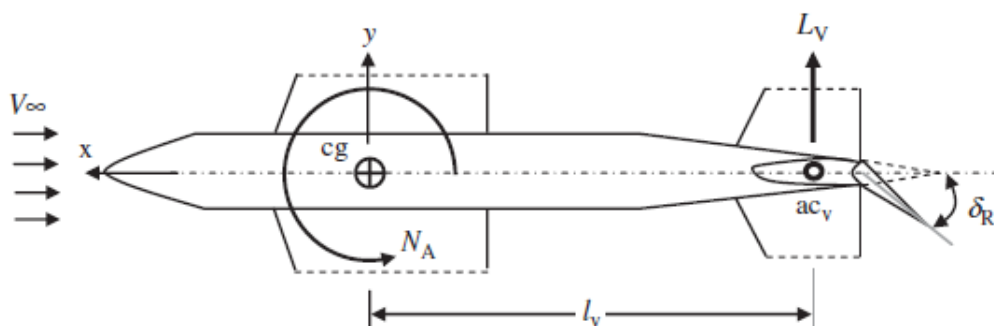


Figura 37: Vista superior de uma aeronave com o leme defletido

Fonte: Sadraey, 2013

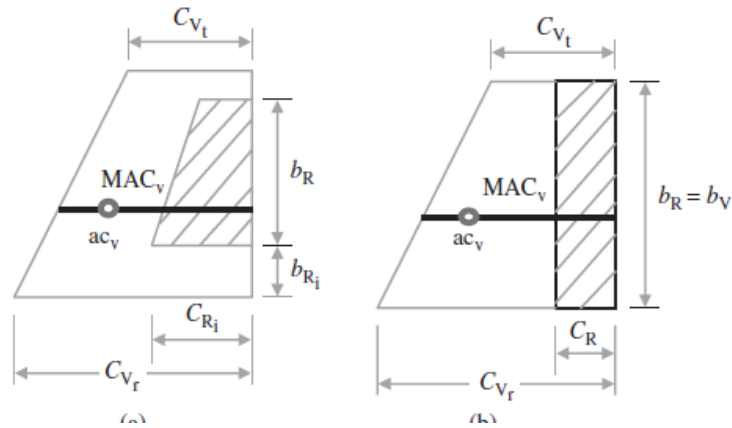


Figura 38: Duas configurações de leme

Fonte: Sadraey, 2013

Quando o leme é defletido, há uma mudança na sustentação gerada pela empenagem vertical. Como essa força está distante do centro de gravidade, ela gera um momento que tende a fazer o movimento de guinada.

Uma das condições críticas no dimensionamento do leme é quando existe a assimetria de tração gerada pelos motores. Isso ocorre em aeronaves com múltiplos motores onde ocorre a falha em um ou mais deles. Nesses casos é o leme que deve conter a tendência da aeronave em girar por conta da assimetria dos motores.

Outra condição crítica no dimensionamento do leme é no pouso com vento lateral. Num pouso é de extrema importância que a aeronave fique alinhada com a pista. Entretanto, essa condição não é tão facilmente obtida quando se tem um vento lateral à pista. A Figura 39 mostra como deve ser realizado o pouso quando há vento lateral. Nessa condição, deve-se obter o equilíbrio de momentos ao redor do centro de gravidade com o leme parcialmente ou totalmente defletido.

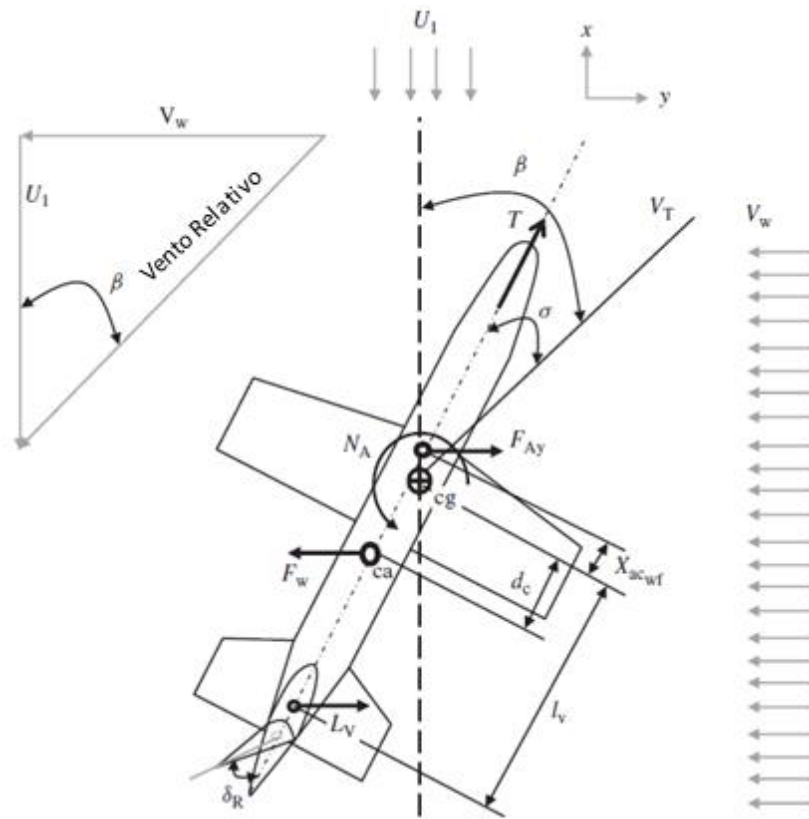


Figura 39: Pouso com vento ortogonal
 Fonte: Sadraey, 2013

3 PROCEDIMENTOS METODOLÓGICOS

O dimensionamento de uma aeronave é complexo e envolve várias áreas do conhecimento. Todos os componentes de uma aeronave interagem entre si de uma maneira ou outra, mesmo se for apenas modificando a posição do centro de gravidade da aeronave. É possível assim, com os mesmos componentes, se obter diferentes resultados apenas se alterando a posição desses componentes um em relação ao outro. Por conta dessa complexidade, a modelagem de uma aeronave muitas vezes requer um método iterativo, em que erros e estimativas possam ser corrigidos a cada nova iteração. Para possibilitar um método de dimensionamento iterativo, criou-se uma ferramenta de dimensionamento no *MATLAB*, capaz de selecionar o motor e dimensionar a asa, as empenagens e as superfícies de controle.

Outra ferramenta utilizada para facilitar esse processo foi o *SolidWorks*. A escolha desse software foi devido a sua capacidade de gerar uma representação 3D da aeronave, mas também por sua capacidade de fornecer as propriedades de massa de qualquer objeto desenhado. Assim, foi possível completar o ciclo iterativo, como pode ser visto na Figura 40 onde o *MATLAB* fornece a geometria dos elementos ao *SolidWorks*, e esse por sua vez, fornece as propriedades de massa a ferramenta do *MATLAB*.

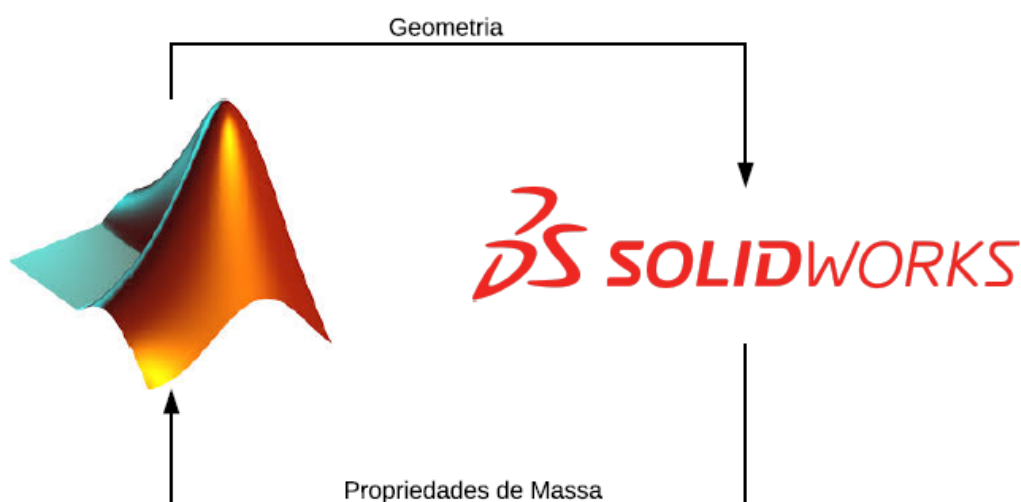


Figura 40 Ciclo iterativo entre ferramenta do *MATLAB* e modelagem 3D no *SolidWorks*

Fonte: mathworks.com e solidworks.com

3.1 DESENVOLVIMENTO DE UMA FERRAMENTA DE MODELAGEM ITERATIVA

A ferramenta de dimensionamento desenvolvida no *MATLAB* executa 14 funções, as quais são listadas a seguir.

1. Definição dos parâmetros de entrada
2. Dimensionamento da área da asa e potência do motor
3. Escolha do perfil aerodinâmico da asa
4. Dimensionamento da asa
5. Dimensionamento do flap
6. Escolha do perfil aerodinâmico das empenagens
7. Dimensionamento da empenagem horizontal
8. Dimensionamento da empenagem vertical
9. Dimensionamento do aileron
10. Dimensionamento do profundor
11. Dimensionamento do leme
12. Cálculo do alcance e tempo de voo em cruzeiro
13. *Check list*
14. Exportação da geometria para o *SolidWorks*

Cada uma dessas etapas será comentada a seguir.

3.1.1 Definição dos parâmetros de entrada

Uma das etapas mais difíceis e importantes do dimensionamento de uma aeronave é a definição dos parâmetros de entrada. Essa tarefa é peculiarmente difícil na primeira iteração, em que os valores das variáveis devem ser arbitrados pela primeira vez. Para se chegar a esses valores iniciais pode-se basear na literatura, em projetos similares, nos requisitos do projeto e na experiência do usuário. A partir da primeira iteração, esse processo se torna mais fácil, pois pode-se utilizar os resultados da iteração passada como base para facilitar a nova iteração.

Para simplificar o projeto, procurou-se a medida do possível utilizar o menor número possível de variáveis. Entretanto, devido à complexidade desse dimensionamento surgiram um grande número de variáveis. A Tabela 1 representa as variáveis relacionadas as propriedades de massa, que devem ser arbitradas nessa etapa. As outras variáveis determinadas como parâmetros de entrada serão apresentadas nas seções a seguir, à medida que forem sendo utilizadas no dimensionamento.

Tabela 1 Variáveis relacionadas as propriedades de massa, arbitradas na etapa de definição dos parâmetros de entrada

Variável	Sigla	Unidade	Comentários
Peso	W	N	-
Momento de Inércia ao redor do eixo X	I_{xx}	N.m ²	-
Momento de Inércia ao redor do eixo Y	I_{yy}	N.m ²	-
Momento de Inércia ao redor do eixo Z	I_{zz}	N.m ²	-

É importante notar que embora essas variáveis sejam determinadas pelo usuário, o resultado do dimensionamento pode ser usado como um *feedback* da qualidade desses chutes iniciais, possibilitando uma melhor estimativa na próxima iteração, ou seja, avaliando o resultado das iterações é possível calibrar o valor da sua estimativa inicial. Sendo assim não é preciso realizar um desenho no SolidWorks toda vez que ocorrer uma iteração no MATLAB, pode-se utilizar os próprios dados gerados no MATLAB de forma iterativa.

3.1.2 Dimensionamento da área da asa e potência do motor

Para o dimensionamento da área da asa e a potência do motor se aplicou a *Matching Plot Technique*, que foi discutida no capítulo 2. Para programar essa técnica no MATLAB se utilizou como base o código desenvolvido por Nikolajs Glīzde. A Figura 41 representa as condições do *Matching Plot Technique* feita por Nikolajs Glīzde.

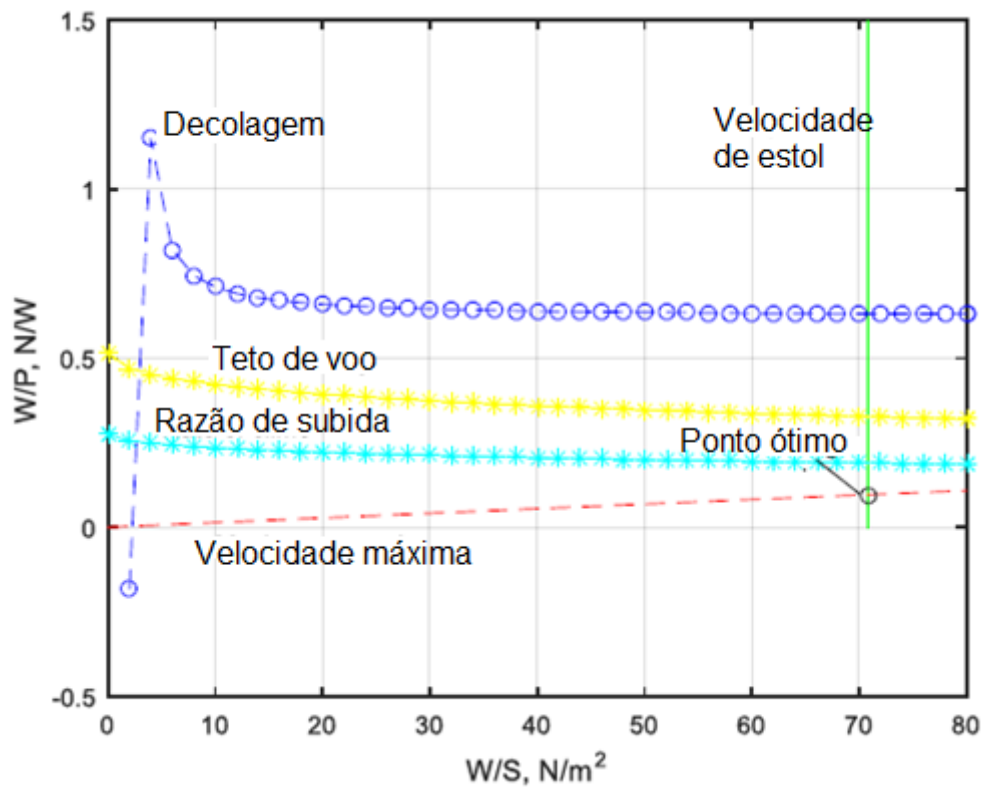


Figura 41 Representação do Matching Plot Technique

Fonte: Nikolajs Glīzde (2017)

Nessa etapa o programa usa as variáveis de entrada relacionadas aos requisitos de projeto. Essas variáveis podem ser vistas na Tabela 2. Nota-se que variando essas variáveis é possível variar as curvas do *Matching Plot Technique*, e assim, mudar o ponto de *design*, influenciando assim na geometria da aeronave.

Tabela 2 Variáveis de entrada relacionadas aos requisitos de projeto

Variável	Sigla	Unidade	Comentários
Velocidade de estol	V_S	m/s	-
Velocidade de cruzeiro	V_c	m/s	-
Velocidade máxima	V_{max}	m/s	$V_{max} = 1.2 V_c$
Velocidade de decolagem	V_{TO}	m/s	$V_{TO} = 1.2 V_S$
Distância de decolagem	S_{TO}	M	-
Razão de subida	ROC	m/s	$ROC = 0.083 * V_{max}$
Altitude de voo de cruzeiro	h_c	m	-
Teto absoluto	h_{ac}	m	-
Densidade ao nível do mar	ρ_0	Kg/m ³	-
Densidade na altitude de cruzeiro	ρ	Kg/m ³	-
Densidade no teto de voo	ρ_{TETO}	Kg/m ³	-

3.1.3 Escolha do perfil aerodinâmico da asa

A escolha do perfil aerodinâmico da asa adequado é muito importante para um bom dimensionamento de uma aeronave. O método escolhido para escolha do perfil foi o apresentado por Sadraey (2013). O primeiro passo desse método é determinar o CL_{max} e o CL_i , isso é, o coeficiente de sustentação máximo requerido por uma aeronave e o coeficiente de sustentação ideal respectivamente, esses coeficientes são representados na Figura 42.

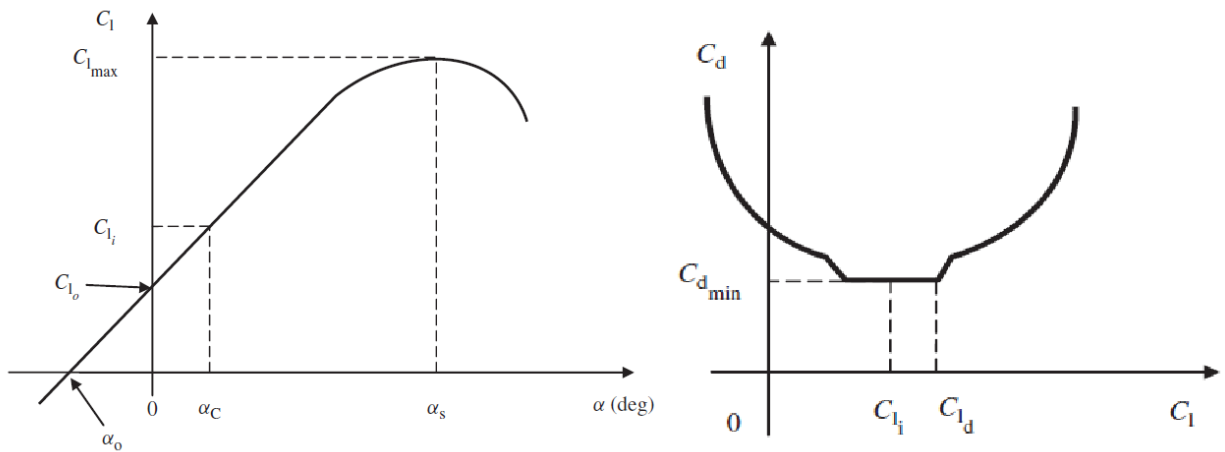


Figura 42 Representação gráfica do CL_{max} e CL_i
Fonte: Sadraey (2013).

Idealmente se deseja que o coeficiente de sustentação no cruzeiro seja igual ao coeficiente de sustentação que fornece o menor arrasto possível, isso é o coeficiente de sustentação ideal CL_i . De acordo com Sadraey (2013), esse coeficiente de sustentação ideal pode ser calculado pela equação (35).

$$CL_i = CL_C = \frac{2 W}{\rho V_c^2 S_w} \quad (35)$$

De acordo com Sadraey (2013), CL_{max} pode ser calculado pela usar a equação (36):

$$CL_{max} = \frac{2 W}{\rho V_S^2 S_w} \quad (36)$$

Com o valor do CL_{max} requerido deve-se fazer a escolha do uso ou não de uma superfície de alta sustentação, como um flap. Se for o caso deve-se ajustar o valor do CL_{max} para considerar essa superfície de alta sustentação, como pode ser visto na equação (37):

$$CL_{max} = \frac{2 W}{\rho V_S^2 S_w} - \Delta CL_{FLAP} \quad (37)$$

Com os valores determinados, é possível selecionar um perfil aerodinâmico para a asa através da Figura 43, que relaciona perfis com seus respectivos CL_{max} e CL_i .

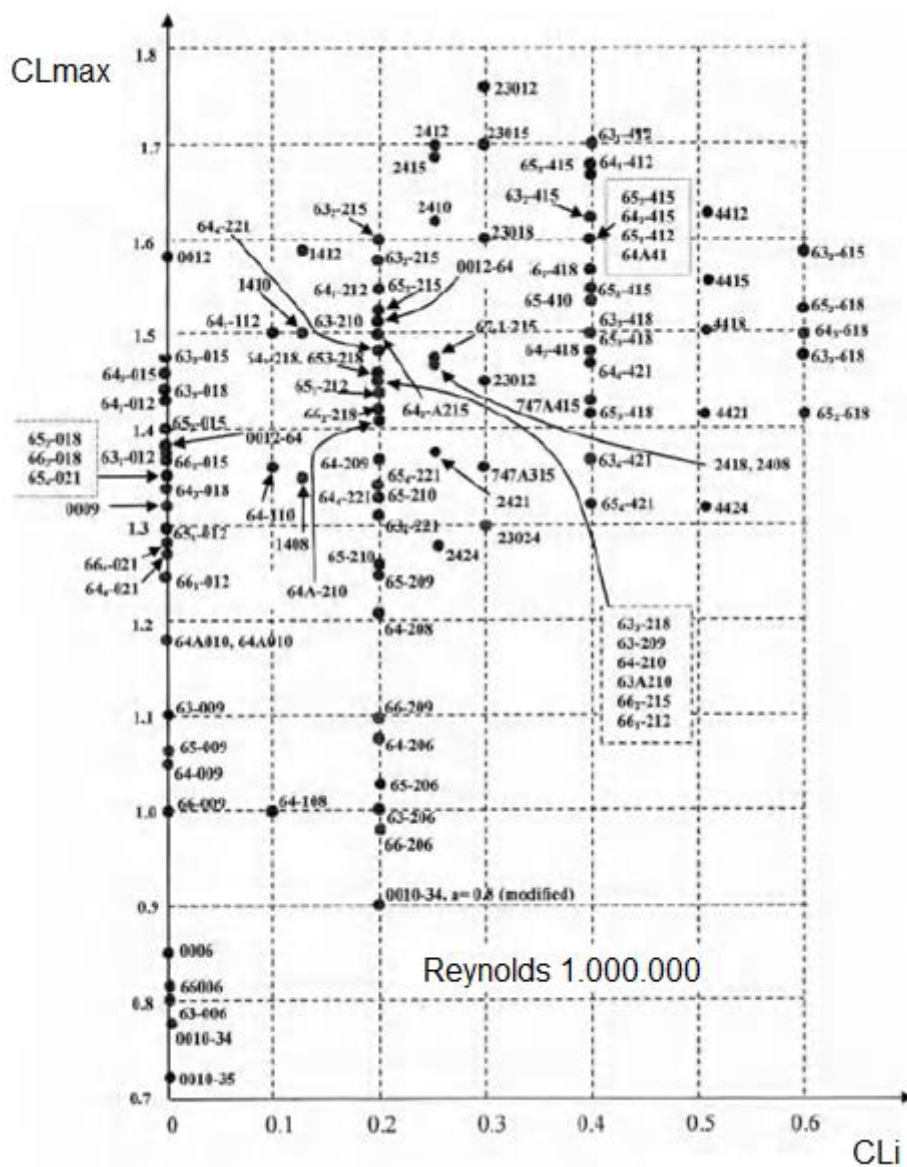


Figura 43 Relação entre perfis aerodinâmicos e seus determinados coeficientes de sustentação máxima e coeficiente de sustentação ideal

Fonte: Sadraey (2013)

Com o perfil selecionado deve-se então importa-lo de alguma biblioteca de perfis. No desenvolvimento desse trabalho foi utilizado a biblioteca do site airfoiltools.com,

que possui uma ferramenta de busca de perfis e permite o usuário fazer download das características dos perfis, que podem ser exportadas diretamente pelo MATLAB. A Figura 44 e a Figura 45 representam exemplos de como essas curvas são encontradas no site de busca. Uma vez encontradas, essas curvas são então importadas para a ferramenta do MATLAB que identifica os pontos importantes das curvas que serão usados no dimensionamento.

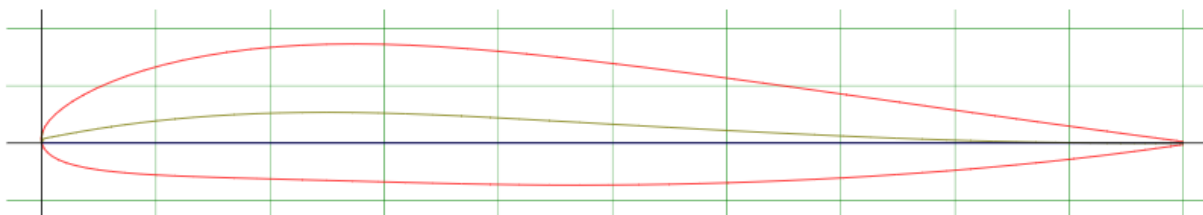


Figura 44 Perfil NACA 25112

Fonte: <http://airfoiltools.com>

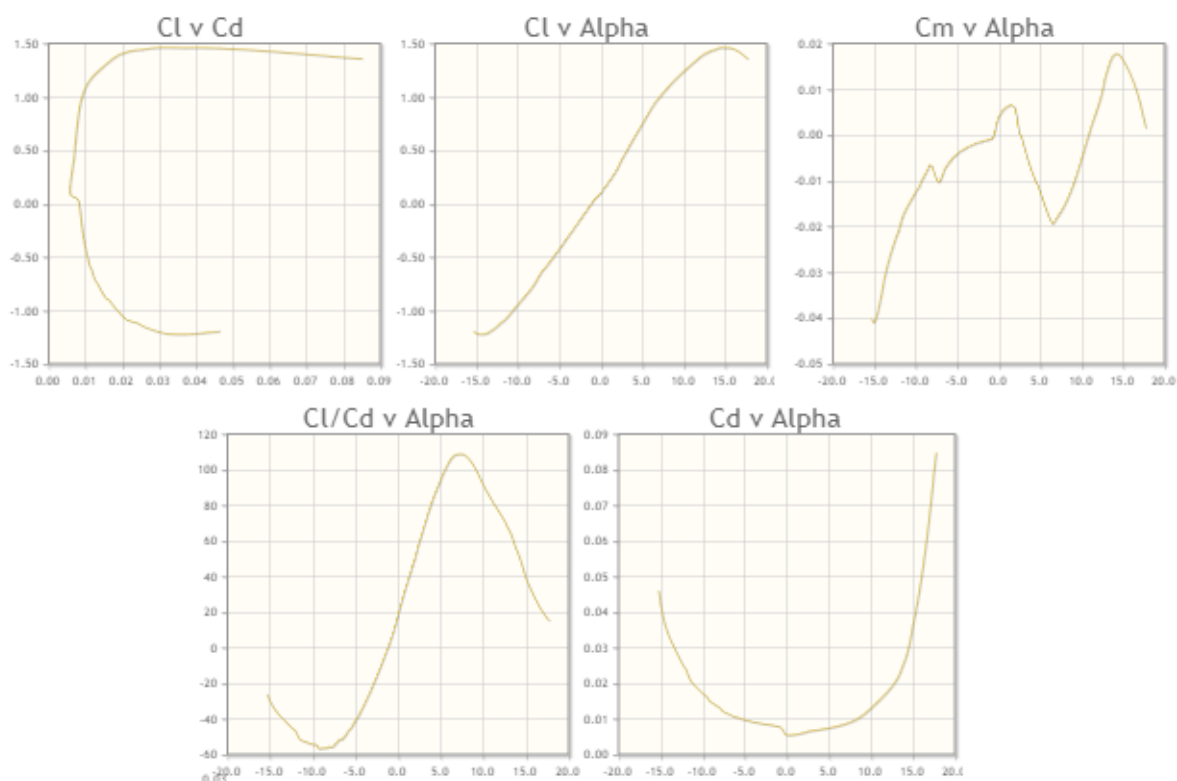


Figura 45 Curvas de sustentação e arrasto do perfil NACA 25112 a um Reynolds de 1.000.000

Fonte: <http://airfoiltools.com>

3.1.4 Dimensionamento da asa

Com o perfil aerodinâmico da asa já selecionado, a próxima etapa do dimensionamento é a definição da geometria da asa. O objetivo é dimensionar uma asa que em uma dada velocidade de cruzeiro, consiga efetivamente, realizar um voo em cruzeiro.

Essa parte do código do MATLAB exerce essencialmente duas funções. Primeiramente ele avalia os parâmetros de entrada da asa, e a partir deles gera toda a geometria da asa e calcula qual deve ser o ângulo de incidência da asa para atingir voo em cruzeiro. Esse ângulo de incidência é importante pois a partir dele é possível determinar qual deve ser o ângulo que a asa deve ser montada na fuselagem.

A segunda função dessa parte do código é utilizar a Lifting Line Theory para avaliar como está a distribuição da sustentação pela envergadura da asa. Uma distribuição de sustentação elíptica gera um menor braço de momento fletor na longarina da asa, o que permite a estrutura da asa ser mais leve, o que é uma característica desejável. Esse braço do momento fletor pode ser visto na Figura 46.

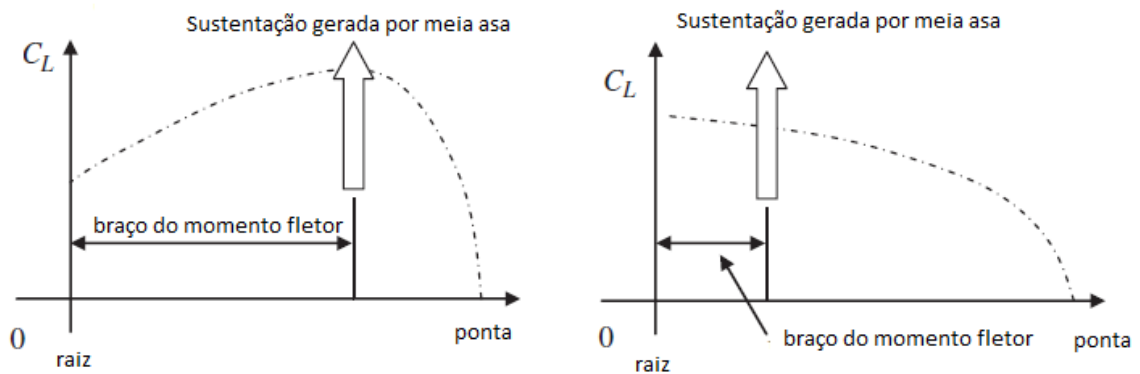


Figura 46 Comparação do braço do momento fletor de uma meia asa qualquer e uma meia asa com distribuição de sustentação elíptica

Fonte: Traduzido de Sadraey (2013)

Uma sustentação elíptica também evita que as pontas da asa entrem em estol antes que a região mais central da asa. Essa é uma condição de voo mais segura, pois se a região da ponta da asa entrar em estol antes que a região central, se perde

o controle dos ailerons, tornando-se muito mais difícil conseguir o controle da aeronave de volta. Essa condição pode ser vista na Figura 47.

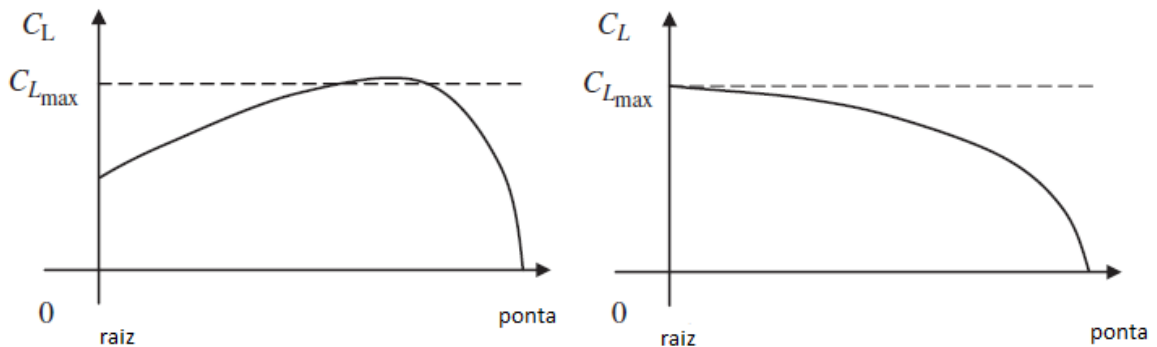


Figura 47 Comparação entre as condições de estol de uma meia asa e uma meia asa com distribuição de sustentação elíptica

Fonte: Traduzido de Sadraey (2013)

Além disso, de acordo com Sadraey (2013), uma distribuição de sustentação elíptica garante um menor coeficiente de arrasto induzido, o que é desejável no voo de cruzeiro.

Portanto é desejável se obter uma distribuição de sustentação elíptica na asa em cruzeiro. Nessa etapa do dimensionamento, a ferramenta do *MATLAB* traça a distribuição encontrada usando a Lifting Line Theory e também uma distribuição curva elíptica. Cabe então ao usuário modificar os parâmetros de entrada para fazer com que a distribuição da sustentação seja a mais próxima possível de uma curva elíptica. A Figura 48 apresenta o resultado de uma das iterações feitas pela ferramenta no *MATLAB*, nota-se que nessa iteração a distribuição de sustentação não é elíptica e, portanto, a asa não é adequada.

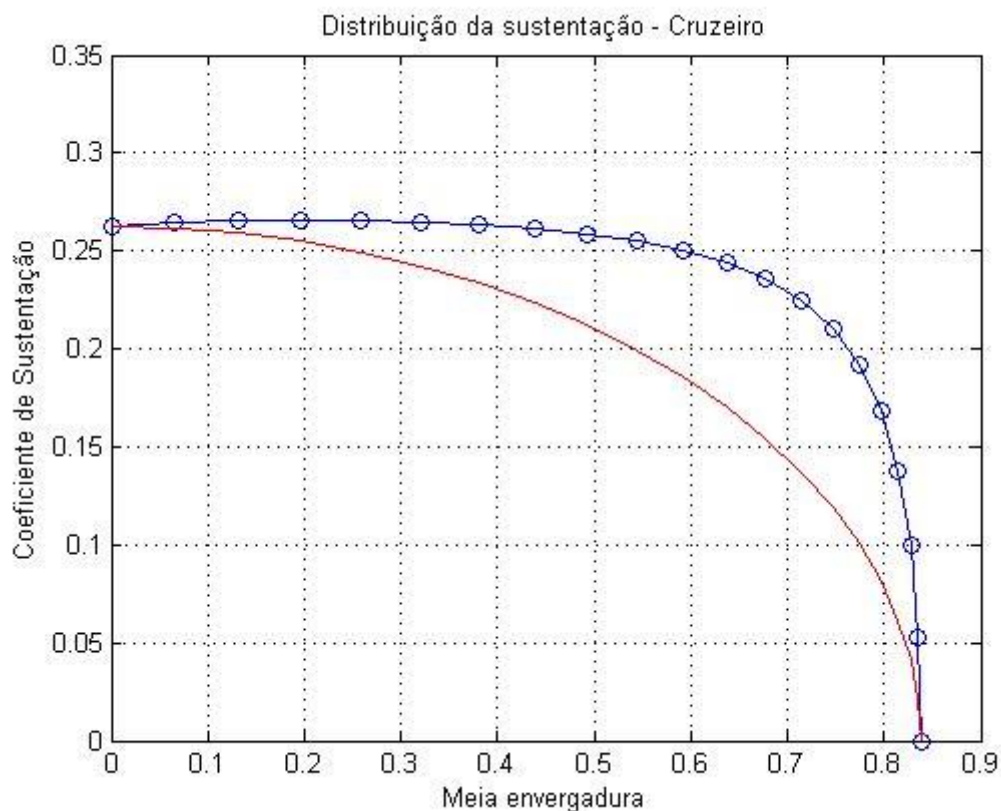


Figura 48 Exemplo de distribuição de sustentação encontrada usando a Lifting Line Theory na etapa de dimensionamento da asa
Fonte: autoria própria ¹

A Tabela 3 mostra as variáveis de entrada relacionadas a asa que devem ser definidas pelo usuário no início desse dimensionamento. Nota-se que é a variação dessas variáveis que tem a maior influência na distribuição de sustentação da asa.

Tabela 3 Variáveis de entrada relacionadas a asa

Variável	Sigla	Unidade	Comentários
Afilamento da asa	λ_w	[-]	-
Ângulo de diedro da asa	Γ_w	Graus	-
Ângulo de enflexamento	Λ_w	Graus	-
Razão de aspecto da asa	AR_w	[-]	-
Ângulo de torção da asa	τ_w	Graus	-

¹ Todas as imagens que não constarem fonte são de autoria própria do autor.

3.1.5 Dimensionamento do flap

Nessa etapa de dimensionamento do flap, analisamos a geometria do flap sugerido pelo usuário e utilizamos a Lifting Line Theory como dois objetivos. O primeiro é determinar qual ângulo de deflexão é necessário defletir o flap na decolagem. A deflexão do flap na decolagem deve ser menor que o valor definido como deflexão máxima. O segundo objetivo é determinar se o acionamento do flap em condições de decolagem ultrapassa a condição de estol. Sabemos que a deflexão de uma superfície de controle aumenta o coeficiente de sustentação de estol da aeronave, entretanto como a teoria utilizada para descobrir a distribuição da sustentação não prevê o estol, se delimita que o coeficiente de sustentação máximo obtido com a deflexão do flap seja menor que o coeficiente sustentação máximo, assim não se corre o risco de entrar em estol.

O resultado da aplicação da Lifting Line Theory em um flap pode ser observado na Figura 49, que mostra os resultados de uma iteração preliminar, comparando a distribuição da sustentação na asa nas condições de cruzeiro, decolagem, e decolagem com flap.

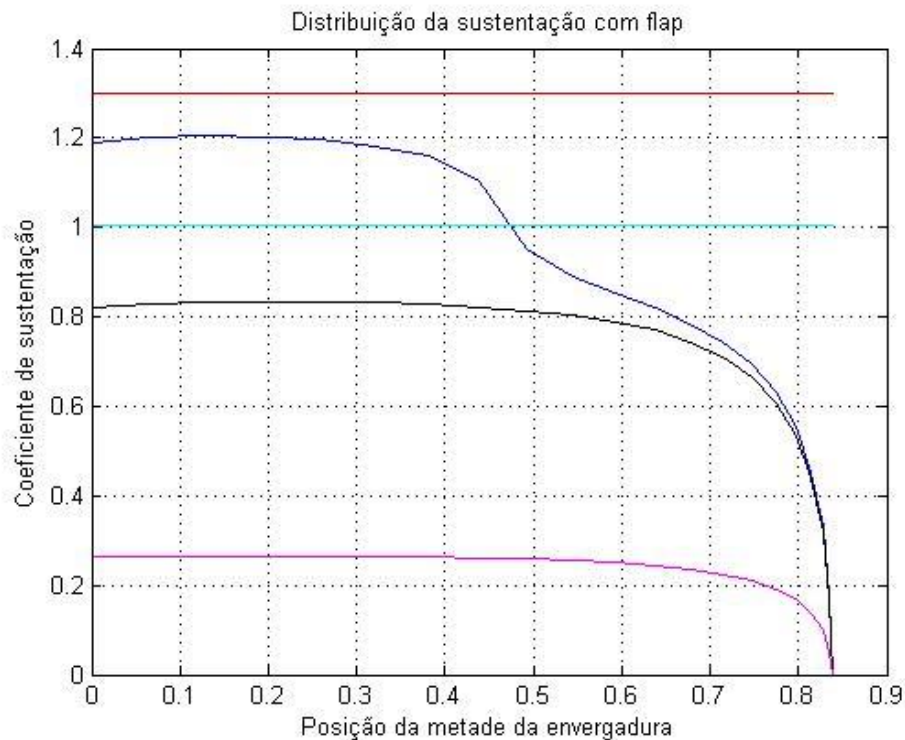


Figura 49 Exemplo de distribuição da sustentação de meia asa, em decolagem com flap, decolagem sem flap e em cruzeiro

Outro parâmetro no dimensionamento do flap que deve ser levado em conta é que a asa deve abrigar tanto o flap como o aileron. Por isso deve-se haver espaço suficiente na asa para as duas superfícies de controle. Para facilitar esse processo de escolha feito pelo usuário, a ferramenta do MATLAB gera a vista superior da asa com o flap, o que torna o dimensionamento mais intuitivo, como pode ser vista na Figura 50.

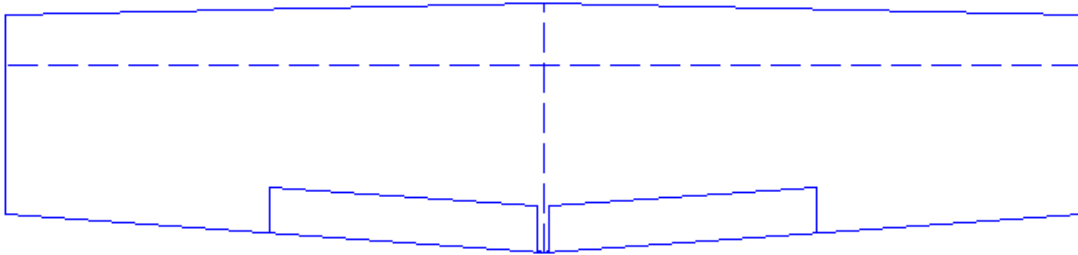


Figura 50 Exemplo de vista superior do conjunto asa e flap

A Tabela 4 mostra a lista de variáveis que devem ser arbitradas antes do dimensionamento do flap.

Tabela 4 Variáveis relacionadas ao flap, arbitradas na etapa de definição dos parâmetros de entrada

Variável	Sigla	Unidade	Comentários
Relação entre a corda do flap e a corda da asa	$\frac{C_F}{C_W}$	[-]	-
Relação entre a envergadura do flap e da asa	$\frac{b_F}{b_W}$	[-]	-
Deflexão máxima do flap	d_{max_flap}	Grau	-

3.1.6 Escolha do perfil aerodinâmico das empenagens

Nessa etapa é feita a escolha do perfil aerodinâmico das empenagens. Como critério de escolha, decidiu-se usar um perfil simétrico, pois isso simplifica as equações de equilíbrio e facilita o dimensionamento das empenagens e superfícies de controle. Outro parâmetro de escolha foi a espessura do perfil. Segundo Sadraey (2013), com o aumento da espessura do perfil há uma tendência de também aumentar o

coeficiente de arrasto. Decidiu-se então pela escolha de um perfil com pequena espessura que tivesse menor coeficiente de arrasto.

Segundo Sadraey (2013) os perfis NACA de quatro dígitos são bons candidatos para perfis de empenagem. Os perfis NACA simétricos de quatro dígitos tem seu código iniciando com dois zeros, seguido de mais dois números, que indicam a espessura em porcentagem da corda. Portanto estamos procurando por perfis NACA do tipo NACA 00XX.

Nessa avaliação foram considerados desde o perfil NACA 0009 até o NACA 0015, pois abaixo de 9% de espessura os perfis ficam muito finos o que pode prejudicar na construção. Já acima de 15% eles ficam muito espessos, o que prejudica no arrasto. A Figura 51 apresenta o perfil NACA 0009 e o NACA 0015 para comparação.

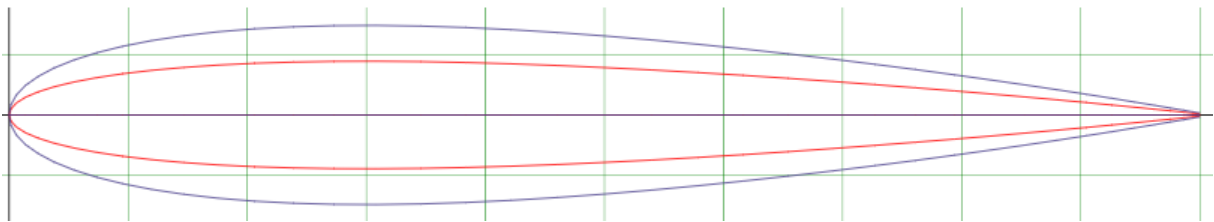


Figura 51 Comparação entre os perfis NACA 0009 (em vermelho) e NACA 0015 (em azul)

Fonte: <http://airfoiltools.com>

Assim que o perfil é escolhido, ele pode ser encontrado no airfoiltools.com, onde é possível importa-lo para a ferramenta do *MATLAB* assim como foi feito com o perfil da asa.

3.1.7 Dimensionamento da empenagem horizontal

A próxima etapa do dimensionamento é o dimensionamento da empenagem horizontal. A empenagem horizontal é responsável pela estabilidade longitudinal da aeronave, e também deve abrigar o profundor.

O primeiro passo nesse dimensionamento é determinar o tamanho do braço da empenagem, isso é, a distância entre o centro aerodinâmico da asa e o centro aerodinâmico da empenagem horizontal. De acordo com Sadraey (2013), a distância de centros aerodinâmicos que minimiza o arrasto pode ser calculada pela equação (38),

$$l_{opt} = K_c \sqrt{\frac{4 C S_W V_H}{\pi D_f}} \quad (38)$$

onde K_c é um fator de correção, C é a corda média aritmética da asa, D_f é o diâmetro da fuselagem, V_H é o volume de cauda da empenagem horizontal e S_W é a área da asa.

A partir dessa distância possível calcular a área da empenagem horizontal pela equação 39. Todas as outras características geométricas da empenagem podem ser determinadas a partir das variáveis de entrada também.

$$S_h = \frac{V_H C S_W}{l_{opt}} \quad (39)$$

Em seguida, com a geometria definida, queremos descobrir qual é o ângulo de incidência que a empenagem deve ter para estabilizar a aeronave em condições de cruzeiro. A ideia é descobrir a força necessária para estabilizar a aeronave em cruzeiro e selecionar um ângulo de incidência que proporcione essa força. De acordo com Sadraey (2013), esse coeficiente de sustentação pode ser obtido pela equação (40). Onde C_{mo_wf} é o coeficiente de momento gerado pelo conjunto asa-fuselagem, h é a posição do centro de gravidade da aeronave em porcentagem da corda da asa, h_0 é a posição do centro aerodinâmica da asa em porcentagem da corda, n_h é a eficiência da empenagem horizontal, e V_H é o volume de cauda da empenagem horizontal.

$$CL_h = \frac{C_{mo_wf} + CL_c (h - h_0)}{n_h V_H} \quad (40)$$

Com o coeficiente de sustentação da empenagem horizontal determinado, se aplica a Lifting Line Theory para descobrir o ângulo de incidência correspondente a esse coeficiente de sustentação requerido.

Por fim, se determina se a aeronave é longitudinalmente estável ou não. Isso pode ser feito avaliando se a derivada estática longitudinal da aeronave $C_{m\alpha}$, é menor que zero, essa condição foi discutida no capítulo 2. De acordo com Sadraey (2013) essa derivada pode ser calculada pela equação (41):

$$C_{m\alpha} = CL_{\alpha_w} (h - h_0) - CL_{\alpha_h} n_h \frac{S_h}{S_w} \left(\frac{l}{c} - h \right) \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (41)$$

onde CL_{α_w} é a derivada da curva CL por alfa da asa. CL_{α_h} é a derivada da curva CL por alfa da empenagem. E $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ é a derivada do ângulo de *downwash* pelo ângulo de ataque, que pode ser calculado pela equação (42),

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{2 CL_{\alpha_w}}{\pi AR_w} \quad (42)$$

Caso a derivada fique com resultado maior que zero, deve-se redimensionar a aeronave para torna-la estável. A Figura 52 mostra um exemplo de vista superior da empenagem que pode ser obtido utilizando a ferramenta.

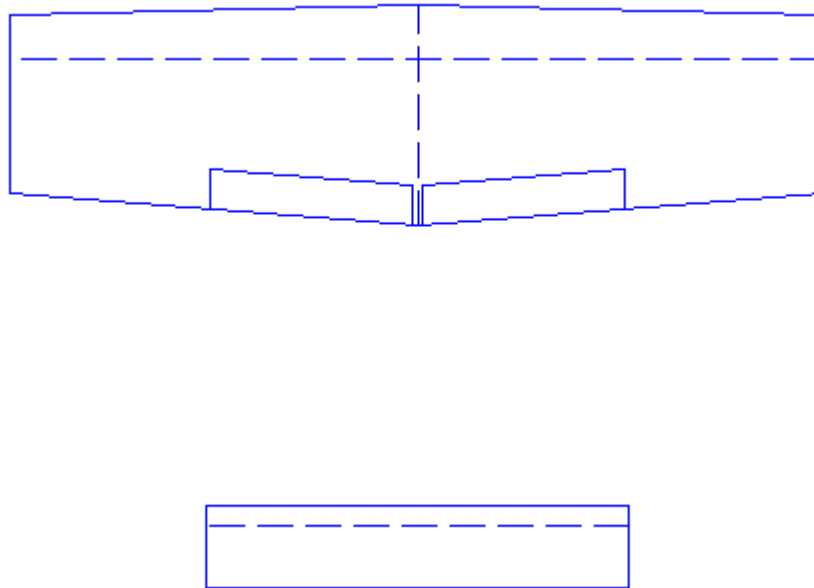


Figura 52 Exemplo da representação da vista superior do conjunto asa, flap e empenagem horizontal gerado a partir da ferramenta do MATLAB

A Tabela 5 representa as variáveis que devem ser arbitradas para essa etapa de dimensionamento da empenagem horizontal.

Tabela 5 Variáveis de entrada relacionadas a empenagem horizontal

Variável	Sigla	Unidade	Comentários
Volume de cauda da empenagem horizontal	V_H	[-]	-
Posição do centro de gravidade da aeronave em porcentagem da corda da asa	h	[-]	-
Posição do centro aerodinâmica da asa em porcentagem da corda	h_0	[-]	-
Razão de aspecto da empenagem horizontal	AR_H	[-]	-
Afilamento da empenagem horizontal	λ_H	[-]	-
Ângulo de diedro da empenagem horizontal	Γ_H	graus	-
Ângulo de enflexamento da empenagem horizontal	Λ_H	graus	-
Ângulo de torção da empenagem horizontal	τ_H	graus	-
Diâmetro da fuselagem	D_f	m	-

3.1.8 Dimensionamento da empenagem vertical

No dimensionamento da empenagem vertical se entendeu como o parâmetro mais importante do dimensionamento é que a empenagem fosse grande o suficiente para abrigar o leme. Nessa etapa optou-se por apenas arbitrar valores para geometria da empenagem vertical e depois na etapa do dimensionamento do leme, se verifica se a empenagem vertical é grande o suficiente para abrigar o leme, e se corrige a geometria de acordo, caso necessário.

Outro aspecto que foi observado é que geralmente esse tipo de solução produz empenagens verticais muito altas. Uma solução para isso é dimensionar duas empenagens verticais, cada uma com metade da área em vez de apenas uma. A Figura 53 representa a vista direita de um par de empenagens vertical dimensionada por esse método.

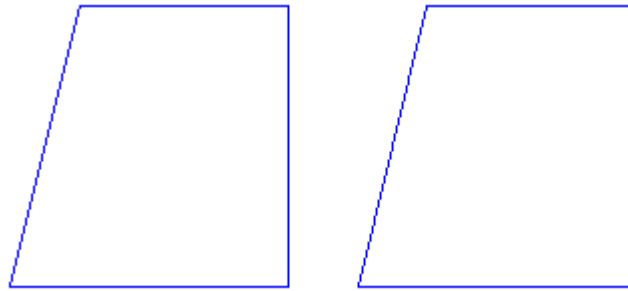


Figura 53 Exemplo da representação da vista direita de uma empenagem vertical gerada pela ferramenta do MATLAB

A Tabela 6 representa as variáveis que devem ser arbitradas para essa etapa de dimensionamento da empenagem vertical.

Tabela 6 Variáveis de entrada relacionadas empenagem vertical

Variável	Sigla	Unidade	Comentários
Volume de cauda da empenagem vertical	V_V	[-]	-
Razão de aspecto da empenagem vertical	AR_V	[-]	-
Afilamento da empenagem vertical	λ_V	[-]	-

3.1.9 Dimensionamento do aileron

Para a etapa de dimensionamento do aileron, Sadraey (2013) recomenda o uso das normas de controle e manobrabilidade da MIL-STD. Baseados nessas normas é possível determinar qual o tempo necessário (t_1) para atingir um *bank angle* (Φ).

Um *bank angle* é uma mudança na posição da aeronave, medida em graus, no sentido lateral da aeronave, como pode ser visto na Figura 54. Portanto a norma MIL-STD especifica qual o tempo em que uma manobra deve ser feita.

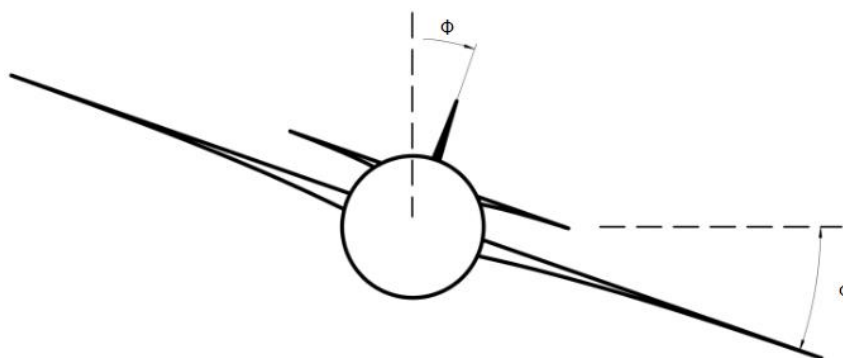


Figura 54 Bank angle

Fonte: adaptado de robitmagazine.com

Para aeronaves pequenas como a desse projeto, a norma MIL-STD indica que para se obter um nível de aceitação de aileron máximo, a deflexão total dos ailerons seja capaz de proporcionar um *bank angle* de 30 graus em 1.3 segundos. A relação entre tempo de manobra e nível de aceitação pode ser observada na Tabela 7.

Tabela 7 Relação entre nível de aceitação com tempo de obtenção de bank angle

Nível de aceitação	Tempo para atingir bank angle de 30 graus
1	1.3s
2	1.8s
3	2.6s

Traduzido de SADRAEY, 2013

A partir de uma geometria de aileron sugerida pelo usuário é possível calcular quanto tempo após o acionamento a aeronave leva para atingir esse bank angle. Assim, é possível avaliar se a geometria do aileron, atende ou não aos requisitos de projeto. Uma geometria de aileron avaliada preliminarmente pela ferramenta do MATLAB pode ser observada na Figura 55.



Figura 55 Exemplo de uma vista superior do conjunto asa, flap e aileron gerados pela ferramenta do MATLAB

A Tabela 8 representa as variáveis que devem ser arbitradas para essa etapa de dimensionamento do aileron.

Tabela 8 Variáveis de entrada relacionadas ao aileron

Variável	Sigla	Unidade	Comentários
Tempo estipulado para atingir o <i>bank angle</i>	t_1	s	-
Bank angle	Φ	graus	-
Deflexão máxima do aileron	d_A	graus	-
Posição do início do aileron na envergadura da asa	$b_{inicial_A}$	[-]	Valor em porcentagem do valor da envergadura da asa
Posição do final do aileron na envergadura da asa	b_{final_A}	[-]	Valor em porcentagem do valor da envergadura da asa
Razão corda do aileron / Corda da asa	$\frac{C_A}{MAC_W}$	[-]	-

A Tabela 9 serve como referência para alguns valores que devem ser arbitrados relacionados a geometria do profundor, aileron e leme.

Tabela 9 Valores típicos para geometria de superfícies de controle

Superfície de controle	Profundor	Aileron	Leme
Área da superfície de controle / área total	$\frac{S_E}{S_h} = 0.15 - 0.4$	$\frac{S_A}{S} = 0.03 - 0.12$	$\frac{S_R}{S_V} = 0.15 - 0.35$
Envergadura da superfície de controle / envergadura total	$\frac{b_E}{b_h} = 0.8 - 1$	$\frac{b_A}{b} = 0.2 - 0.4$	$\frac{S_E}{S_h} = 0.7 - 1$
Corda da superfície de controle / corda média aritmética	$\frac{C_E}{C_h} = 0.2 - 0.4$	$\frac{C_A}{C} = 0.15 - 0.3$	$\frac{C_R}{C_V} = 0.15 - 0.4$
Deflexão máxima negativa	- 25 graus (para cima)	25 graus (para cima)	- 30 graus (direita)
Deflexão máxima positiva	+ 20 graus	20 graus (para baixo)	+ 30 graus (esquerda)

(Traduzido de SADRAEY 2013)

3.1.10 Dimensionamento do profundor

O parâmetro utilizado para dimensionar o profundor foi o tempo de decolagem ($time_{T0}$). Sadraey (2013) sugere que para aeronaves de controle remoto esse tempo seja entre 1 a 2 segundos.

Na corrida de decolagem, ao atingir a velocidade de decolagem, se aciona o profundor, que tem como função fazer a aeronave rotacionar em torno do trem de pouso. Essa rotação aumenta o ângulo de ataque da asa, que por sua vez aumenta a sustentação da asa, fazendo a aeronave decolar.

Sabendo o tempo de rotação, os momentos de inércia da aeronave, e as forças aplicadas na decolagem, é possível fazer um balanço de momentos ao redor do eixo do trem de pouso e determinar qual o momento o acionamento do profundor deve gerar. Tendo esse momento é possível então calcular a geometria desse profundor. A Figura 56 traz uma representação dessas forças e momentos do balanço de momento.

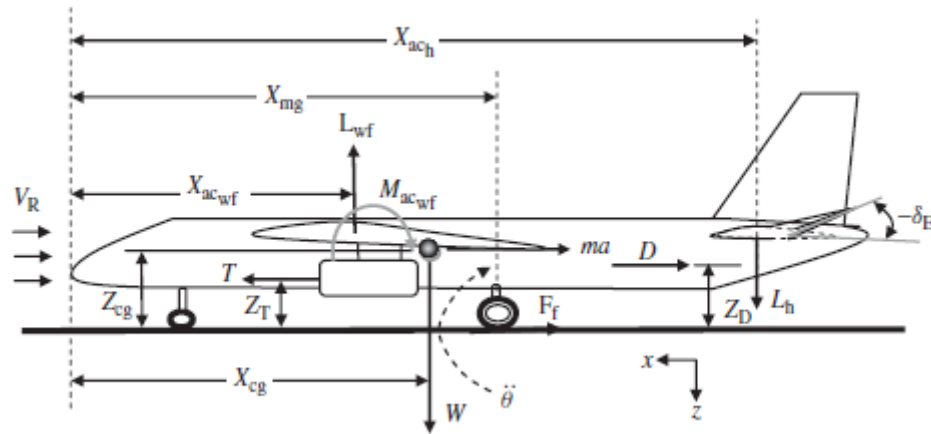


Figura 56 Forças e momentos ao redor do trem de pouso no momento da decolagem
Fonte: Sadraey (2013)

Uma vez determinado esse momento de acionamento do profundor, pode-se determinar a força que o profundor exerce para fazer esse momento. Por fim, com essa força determinada pode-se determinar as características geométricas do profundor para atender essa força. Uma geometria de profundor gerada por esse método pode ser observada na Figura 57.

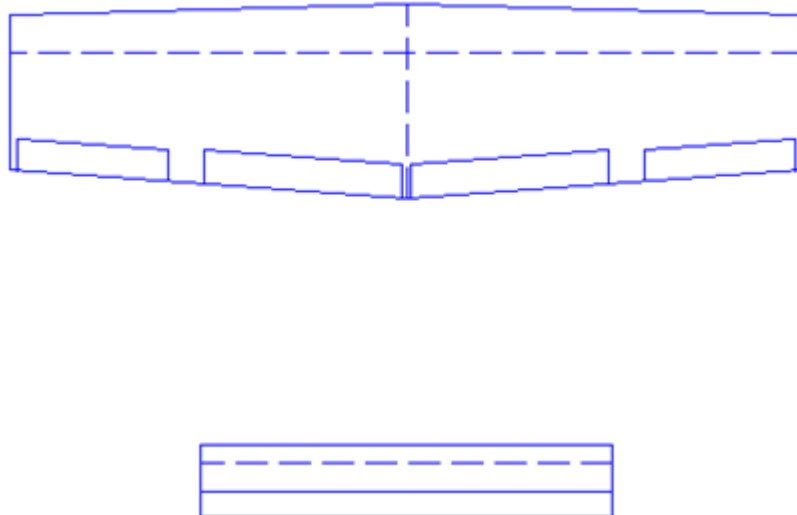


Figura 57 Exemplo de uma vista superior com o profundor gerada na ferramenta do MATLAB.

A Tabela 10 apresenta as variáveis que devem ser arbitradas para essa etapa de dimensionamento do profundor. Essa etapa também requer algumas variáveis que dependem do posicionamento do eixo do trem de pouso.

Tabela 10 Variáveis de entrada relacionadas ao profundor e trem de pouso

Variável	Sigla	Unidade	Comentários
Tempo de rotação na decolagem	$time_{TO}$	s	-
Razão envergadura do profundor / Envergadura da empenagem vertical	$\frac{b_E}{b_V}$	[-]	-
Deflexão máxima do profundor	d_E	graus	-
Distância do eixo de trem de pouso ao CG no eixo X	X_{CG}	m	-
Distância do eixo de trem de pouso ao CG no eixo Z	Z_{CG}	m	-
Distância do eixo de trem de pouso e o centro aerodinâmico da asa no eixo X	X_{acwf}	m	-
Distância do eixo de trem de pouso e o centro aerodinâmico da empenagem horizontal no eixo X	X_{ach}	m	-
Distância do eixo do trem de pouso ao centro de arrasto no eixo Z	Z_d	m	-
Distância do eixo do trem de pouso e ao ponto de aplicação da força de tração do motor no eixo Z	Z_t	m	-

3.1.11 Dimensionamento do leme

Um dimensionamento correto do leme é essencial para um bom pouso, pois é comum que durante o pouso haja vento ortogonal a pista. Esse vento ortogonal causa uma força de arrasto na face lateral da fuselagem, que quando aplicada fora do centro de gravidade, tende a fazer a aeronave rotacionar. Se esse momento causado pelo vento ortogonal não for corrigido a aeronave não consegue pousar alinhada com a pista. Para corrigir isso e alinhar a aeronave com a pista, se deflete o leme. A força exercida pelo leme deve fazer com que o somatório das forças e dos momentos ao redor do centro de gravidade fiquem nulos, permitindo que a aeronave pouse alinhada com a pista.

O primeiro passo para o dimensionamento do leme é então descobrir o momento causado pelo vento ortogonal a pista. Para isso, primeiro deve-se descobrir qual é a área lateral da aeronave, e também onde é o centro dessa área. A Figura 58 mostra

a posição típica do centro de gravidade, do centro de área lateral e do centro aerodinâmico da empenagem vertical, pontos importantes para esse dimensionamento.

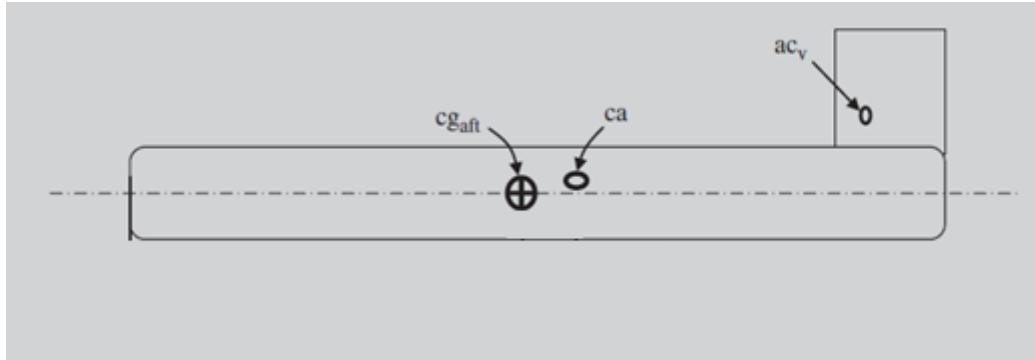


Figura 58 Posições típicas do centro de gravidade, centro aerodinâmico da área lateral e centro aerodinâmico da empenagem vertical.

Uma vez determinado a área lateral e a posição do centro da área lateral, pode-se calcular a força de arrasto gerada pelo vento ortogonal, pela equação (43). Onde CD_y é o coeficiente de arrasto da fuselagem no sentido ortogonal, e V_W é a velocidade do vento transversal a pista.

$$F_W = \frac{1}{2} \rho V_W^2 S_s CD_y \quad (43)$$

Com essa força calculada, o próximo passo é fazer um balanço de forças e momentos para determinar qual deve ser o momento gerado pelo leme para alinhar a aeronave com a pista. Uma vez determinado esse momento, se calcula qual deflexão o leme deve fazer para atingir esse momento. Se a deflexão encontrada for menor que a deflexão máxima, o leme atende os requisitos de projeto. Se não, os parâmetros de entrada devem ser alterados até que se encontre uma configuração que atende os requisitos de projeto.

A Figura 59 mostra a configuração de um leme dimensionado a partir desse método.

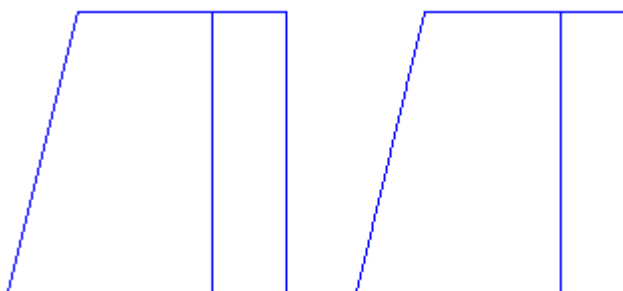


Figura 59 Exemplo da vista direita do conjunto empennagem vertical e leme obtidas pela ferramenta desenvolvida no MATLAB.

A Tabela 11 mostra as variáveis que devem ser arbitradas para essa etapa de dimensionamento do leme.

Tabela 11 Variáveis de entrada relacionadas ao leme,

Variável	Sigla	Unidade	Comentários
Velocidade de vento transversal máxima no pouso	V_W	m/s	-
Razão envergadura leme / Envergadura empennagem vertical	$\frac{b_r}{b_v}$	[-]	-
Razão corda do leme / Corda da empennagem vertical	$\frac{C_r}{C_v}$	[-]	-
Deflexão máxima do leme	$d_{r\ max}$	grau	-

3.1.12 Cálculo do alcance e tempo de voo em cruzeiro

Para calcular o alcance e o tempo de voo em cruzeiro primeiramente se observa as baterias usadas no voo. Uma bateria de aeromodelo convencional tem sua carga indicada em miliampere hora (mAh). Somando-se a carga de todas as baterias temos a carga total do sistema, como pode ser visto na equação (44).

$$Carga_{sistema} = \sum Carga_{baterias} \quad (44)$$

Nessa etapa supomos que apenas o motor que consome a carga da bateria. Como queremos calcular o tempo de voo em cruzeiro, devemos descobrir a potência utilizada pelo motor em voo de cruzeiro. Já conhecemos a potência máxima requerida do motor, que foi resultado da *Matching Plot Technique*, entretanto em voo de cruzeiro

a potência utilizada não é a máxima. Podemos calcular a potência requerida em cruzeiro a partir da equação (45).

$$P_{cruzeiro} = P_{max} \left(\frac{V_c}{V_{max}} \right)^3 \quad (45)$$

Com a potência requerida para voo de cruzeiro é possível calcular a corrente pela equação (46). Onde V é a tensão do motor.

$$I = \frac{P_{cruzeiro}}{V} \quad (46)$$

Com a corrente calculada podemos determinar o tempo de voo em horas usando a equação (47):

$$t = \frac{Carga_{sistema}}{I} \quad (47)$$

Com o tempo de voo, podemos determinar o alcance da aeronave em quilômetros pela equação (48):

$$Alcance = V_c t \frac{1000}{3600} \quad (48)$$

3.1.13 Check list

Em todo processo iterativo é importante se ter alguma função avaliadora para saber se todos os requisitos de projeto foram alcançados. Nesse projeto, o dimensionamento foi avaliado por meio de uma *check list* de requisitos, de modo que depois de cada iteração a geometria é revisada para ver se atendeu a todos os requisitos de projeto.

3.1.14 Exportação da geometria para o SolidWorks

Para se modelar uma aeronave em um software de desenho 3D, é usual exportar todos os perfis aerodinâmicos para esse *software*. No *SolidWorks* é possível importar curvas com pontos em 3 dimensões (x, y, z) a partir de um arquivo (.txt). Para ser possível importar a geometria de maneira fácil foi criado uma rotina no *MATLAB* que calcula as coordenadas do perfil e as escreve em um documento

de texto. A Figura 60 mostra um desses arquivos de texto que foram criados para exportar a geometria dos perfis para o *SolidWorks*.

Fichier	Edition	Format	Affichage ?
181.656284	0.000000	0.000000	
172.638866	3.131754	0.000000	
163.606915	5.658593	0.000000	
145.535748	10.330793	0.000000	
127.453682	14.510704	0.000000	
109.360716	18.180161	0.000000	
91.255034	21.235620	0.000000	
73.127554	23.484524	0.000000	
54.978274	24.607160	0.000000	
45.890010	24.587178	0.000000	
36.790847	24.045842	0.000000	
27.250259	22.757899	0.000000	
17.117472	20.071203	0.000000	
11.991131	17.882245	0.000000	
6.999217	14.844952	0.000000	
2.417845	10.470668	0.000000	
0.503188	7.297133	0.000000	
0.000000	0.000000	0.000000	
4.038219	-6.000107	0.000000	
6.664969	-8.051006	0.000000	
11.166412	-10.648691	0.000000	
15.257311	-12.461621	0.000000	
19.213785	-13.891256	0.000000	
27.246626	-16.080214	0.000000	
35.871666	-17.626109	0.000000	
44.938131	-18.570722	0.000000	
54.015496	-18.990348	0.000000	
72.197473	-18.670633	0.000000	
90.403066	-17.224649	0.000000	
108.626825	-14.972111	0.000000	
126.865115	-12.105575	0.000000	
145.114306	-8.724951	0.000000	
163.374395	-4.855672	0.000000	
172.508073	-2.732111	0.000000	
181.656284	0.000000	0.000000	

Figura 60 Exemplo de um arquivo de texto gerado para exportação da geometria dos perfis aerodinâmicos para o *SolidWorks*

3.2 MODELAGEM 3D

A etapa de modelagem 3D da aeronave tem dois objetivos. O primeiro é criar uma representação visual do que já foi dimensionado, o que ajuda no

dimensionamento das próximas iterações. O segundo objetivo é obter as propriedades de massa da aeronave como peso e momento de inércia.

Um erro muito comum na etapa de modelamento 3D é não se preocupar com o peso dos componentes da aeronave. Como o objetivo dessa modelagem é obter as propriedades de massa de maneira confiável, tomou-se cuidado de desenhar a aeronave da maneira mais correta possível.

No desenvolvimento desse trabalho utilizou-se o site *Grabcad* para se obter os componentes comerciais utilizados nessa aeronave. A Figura 61 representa um modelo de motor encontrado no site. Embora esse motor não seja exatamente igual ao selecionado, ele é muito parecido e foi usado na montagem.

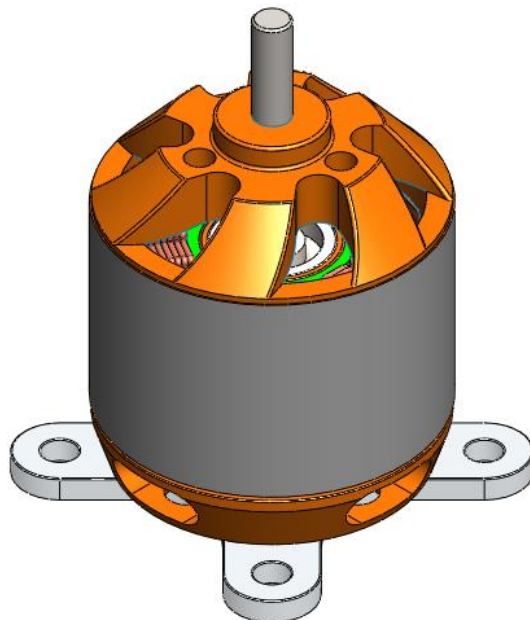


Figura 61 Modelo do motor Turnigy D2826
Fonte: criado pelo usuário G'llaume RBL do GrabCad

Alguns dos componentes encontrados vieram do site com a massa zerada ou simplesmente erradas. Por isso teve-se o cuidado de editar as propriedades de massa de cada um deles individualmente.

A propriedade de massa de um elemento também está muitas vezes relacionada com a maneira com que ele é fabricado. Um dos elementos mais pesados da aeronave são as baterias, entretanto não é o objetivo desse trabalho modificar as baterias para

redução de peso. Um elemento relativamente pesado que pode ser modificado é a asa. Idealmente se deseja que a asa seja leve e resistente. Uma maneira de se obter isso é fabricando a asa em madeira balsa com fibra de carbono, como é usualmente feito nas competições de Aerodesign. Entretanto um problema muito comum nesse tipo de fabricação é sua fragilidade. Muitas vezes a asa acaba quebrando no transporte ou com o tempo, não se tornando um processo de fabricação muito confiável.

A fabricação da asa em plástico parece uma opção atraente, tanto em relação a peso, resistência e durabilidade. O processo de rotomoldagem permite a fabricação de peças de plástico ocas de geometria complexa. Nesse processo, se injeta uma massa de plástico quente dentro de um molde que é então rotacionado ao redor de seu próprio eixo. A massa de plástico dentro do molde vai para as bordas devido a rotação da sua rotação, criando assim uma peça oca. A espessura da parede da peça depende da massa plástica injetada no molde. A Figura 62 é a representação de uma asa fabricada pelo processo de rotomoldagem.

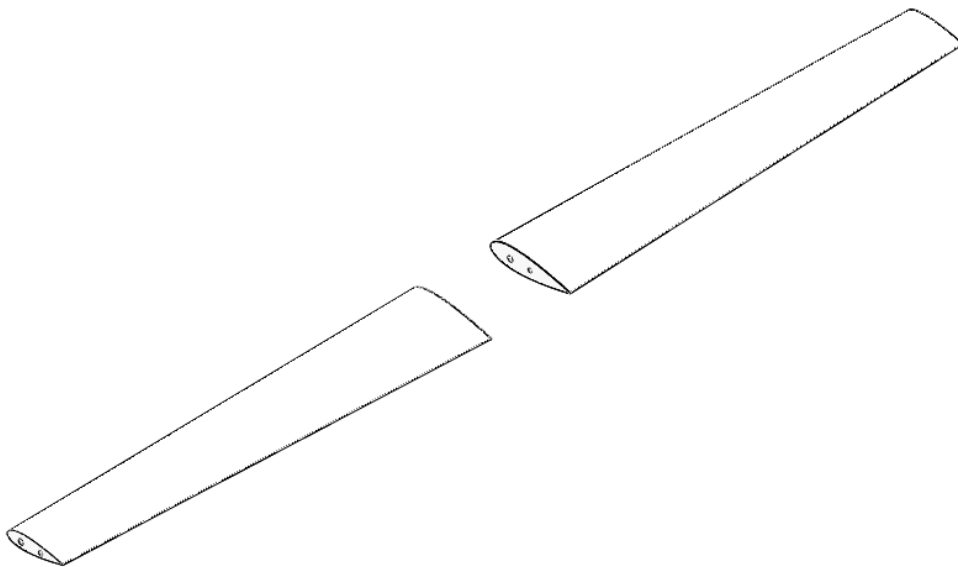


Figura 62 Exemplo de uma representação de asa gerada usando o processo de rotomoldagem.

4 DIMENSIONAMENTO E RESULTADOS

4.1.1 Características desejáveis do projeto

Antes do início do dimensionamento, se fez um levantamento das qualidades desejáveis que a aeronave deveria ter. A Tabela 12 relaciona essas qualidades com a maneira com que se planeja atingidas. Esse tipo de análise tem importância porque a partir dela é possível justificar a escolha de alguns componentes e atributos da aeronave.

Tabela 12 Relação entre as qualidades desejadas da aeronave e como se espera atingi-las

Qualidade	Descrição	Como atingir?
Controlabilidade	O voo deve ser controlado	Superfícies de controle, rádio controlador, servo mecanismo.
Aquisição de vídeo	Aquisição de vídeo comuns e infravermelha	Câmera comum, câmera infravermelha, antena de transmissão de vídeo
Automação do voo	O voo deve ser fácil e autônomo	Piloto automático, sistema de navegação por GPS
Leveza	A aeronave deve ser leve	Eliminação de peças desnecessárias, as peças devem ser leves e quando possível ocas
Tempo de voo	A aeronave deve ter um tempo de voo superior a 30 minutos	Maior número de baterias
Alcance	O alcance da aeronave deve ser superior a 50km	Maior número de baterias
Durabilidade	A aeronave deve ser capaz de resistir a pequenos impactos e ao transporte	Fabricação dos elementos em plástico

4.1.2 Escolha dos componentes eletrônicos

Para escolha dos componentes eletrônicos do projeto se utilizou como base os componentes eletrônicos de uma aeronave similar, a UAV ES Drifter Ultralight V5, que pode ser observado na Figura 63. Essa aeronave tem 0.96 metros de envergadura e massa de aproximadamente 850 gramas e teve seu voo mais comprido registrado de 24 quilômetros. Se escolheu essa aeronave como base para os componentes eletrônicos porque ela consegue voar autonomamente, atendendo aos requisitos de automatização de voo desejados.



Figura 63 Aeronave UAV ES Drifter Ultralight V5

Fonte: Supermotoxl

Um aspecto desejável dessa aeronave é que é possível programar a missão da aeronave e acompanhar a aquisição das imagens em tempo real, sendo possível assumir o controle da aeronave a qualquer momento, se necessário. A Figura 64 traz um exemplo de missão que pode ser programada nessa aeronave.

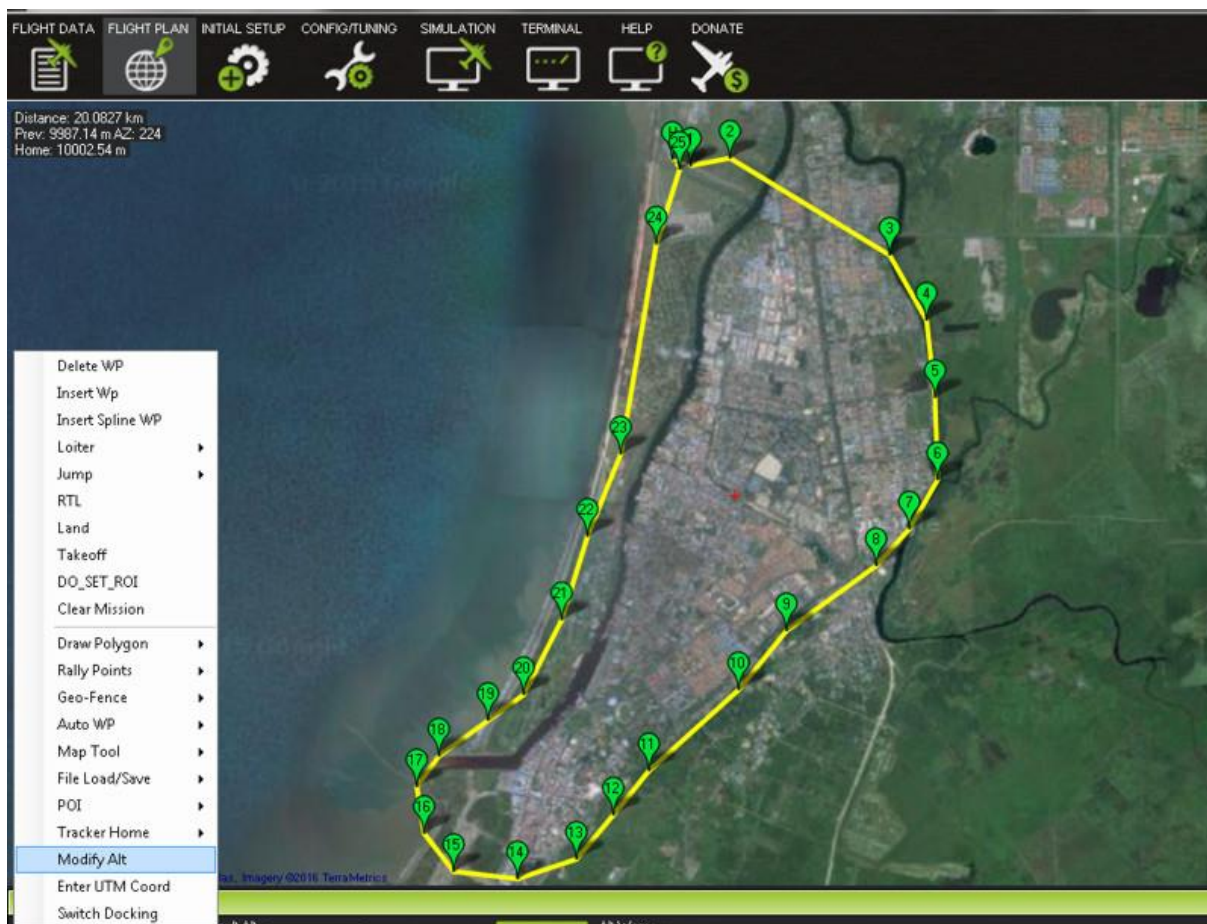


Figura 64 Planejamento de uma missão da aeronave UAV ES Drifter Ultralight V5 usando o software Arduplane V3.4

Fonte: Supermotoxl

A Tabela 13 lista os componentes eletrônicos embarcados escolhidos para esse projeto. Na escolha dos componentes tentou-se ao máximo fazer escolhas fieis ao projeto do UAV ES Drifter Ultralight V5, com algumas exceções. O motor escolhido foi dimensionado para atender os requisitos de o projeto dessa aeronave. Além disso, dobrou-se o número de baterias para aumentar o tempo de voo. Escolheu-se também uma antena de rádio com alcance de 40 quilômetros em vez de uma de 13, como no projeto original.

Tabela 13 Componentes eletrônicos da aeronave

Componente	Nome comercial	Quantidade	Massa/unidade
Motor	Turnigy 2830 Brushless Motor 1000kv, 200 W	1	85 gramas
Hélice	TGS Precision Desporto Propeller 8x4	1	35 gramas
Bateria	ZIPPY Compact 5000mAh 3S 25C Lipo Pack	2	420 gramas
Controlador de velocidade de rotação do motor (ESC)	Turnigy Plush Speed Controller	1	75 gramas
Servos	Blue Arrow High Speed Micro Servo 20T	6	13 gramas
Sistema de voo e telemetria	Arduplane V3.4 + FrSky Telemetry	1	50 gramas
Transmissão de vídeo	Skyzone TS58400	2	18 gramas
Câmera de vídeo	RunCam HD	1	41 gramas
Câmera de vídeo infravermelho	Mini CMOS FPV camera 520TVL	1	12 gramas
Rádio a bordo	RFD 900 + Modem (40km range)	1	15 gramas
Massa total:			1.267kg

A Figura 65 mostra um exemplo de imagem que pode ser obtida por essa aeronave.



Figura 65 Exemplo de uma imagem obtida pela aeronave UAV ES Drifter Ultralight V5
Fonte: Supermotoxl

Mais informações sobre a 'UAV ES Drifter Ultralight V5' podem ser encontradas no site <https://www.supermotoxl.com/fpvuav-models-builds-and-flight-reviews/585-uav-es-drifter-ultralight-3-v5-960mm>.

4.1.3 Estimativa das propriedades de massa da aeronave

Com uma massa de componentes eletrônicos de um pouco mais de 1.2kg ou um peso de aproximadamente 12N, adotou-se 20N como peso total da aeronave na primeira iteração. Essa estimativa foi apenas um chute inicial e foi corrigida na iteração 2, quando as propriedades de massa do avião foram determinadas no *SolidWorks*.

Nesse método de dimensionamento, os momentos de inércia da aeronave são utilizados apenas para fazer o dimensionamento das superfícies de controle, que são uma das últimas etapas do dimensionamento. Assim, para se obter os valores do momento de inércia para a primeira iteração, pode-se dimensionar o restante da aeronave, obter o momento de inércia a partir de um modelo gerado no *SolidWorks* e então dimensionar as superfícies de controle.

A Tabela 14 apresenta os valores das propriedades de massa utilizados em cada iteração do processo iterativo.

Tabela 14 Propriedades de massa de cada iteração

Propriedade de massa	Iteração 1	Iteração 2
W	20 N	21.47 N
I_{xx}	0.2121 kg.m ²	0.2121 kg.m ²
I_{yy}	0.1943 kg.m ²	0.1943 kg.m ²
I_{zz}	0.0272 kg.m ²	0.0272 kg.m ²

4.1.4 Dimensionamento da área da asa e potência do motor

Com o peso da aeronave estimado, aplicou-se a Matching Plot Technique para descobrir a área da asa e a potência requerida do motor. Para essa etapa adotou-se os seguintes requisitos de projeto:

- a. Velocidade de estol: 10m/s
- b. Velocidade máxima: 30m/s
- c. Distância de decolagem: 20m
- d. Razão de subida: 2.5m/s
- e. Teto de voo: 3000m

A Figura 66 apresenta a aplicação dessa técnica que foi discutida no capítulo 2. Como nenhum requisito de projeto mudou entre a iteração 1 e 2 o mesmo gráfico foi obtido nas duas iterações.

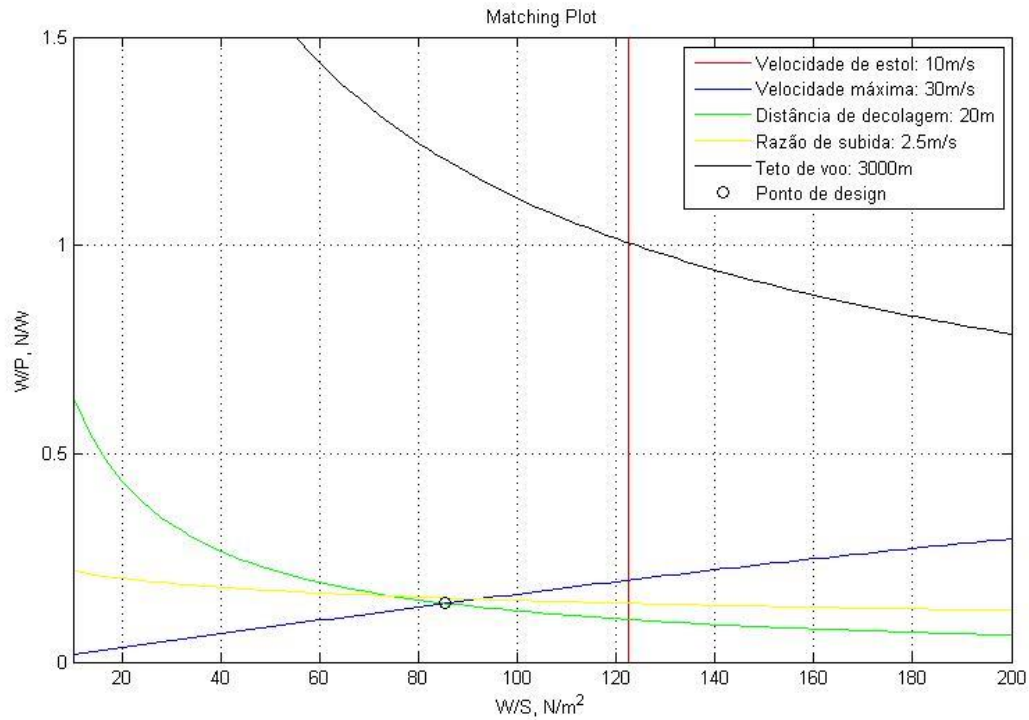


Figura 66 Aplicação do Matching Plot Technique

Do ponto de design podemos obter a área da asa e a potência máxima requerida do motor. Os valores obtidos para iteração 1 e 2 estão apresentadas na Tabela 15.

Tabela 15 Área da asa e potência máxima requerida do motor em cada iteração

Ponto de Design	Iteração 1	Iteração 2
$\frac{W}{S} = 85.42$	$S_W = 0.2341m^2$	$S_W = 0.2514m^2$
$\frac{W}{P} = 0.1409$	$P = 141.95 W$	$P = 152.41 W$

Assim, temos a área da asa e a potência máxima requerida do motor. Agora já é possível verificar se o motor escolhido para a missão atende os requisitos de projeto. Nesse caso, o motor escolhido tem uma potência máxima de 200W, que é maior que a potência máxima requerida obtida, portanto ele atende os requisitos da missão.

4.1.5 Seleção do perfil aerodinâmico da asa

Seguindo a metodologia de seleção de perfil da asa apresentada por Sadraey (2013), se determinou os coeficientes de sustentação ideal e o coeficiente de sustentação máximo usando as equações (35) e (37). Em seguida se utilizou a Figura 43 para selecionar um perfil que mais se aproximasse dos valores desejados. A Tabela 16 apresenta o perfil escolhido, e também os valores dos coeficientes de sustentação ideais e máximos de cada iteração e do perfil escolhido.

Tabela 16 Comparação dos coeficientes de sustentação ideal e máximo entre um perfil ideal e o perfil escolhido

Perfil ideal (iteração 1 e 2)	$CL_i = 0.2662$	$CL_{max} = 1.1312$
NACA 23024	$CL_i = 0.3$	$CL_{max} = 1.3$

A Figura 67 representa o formato do perfil NACA 23024, escolhido para ser usado como perfil aerodinâmico da asa. As curvas de sustentação e arrasto desse perfil estão no ANEXO A.

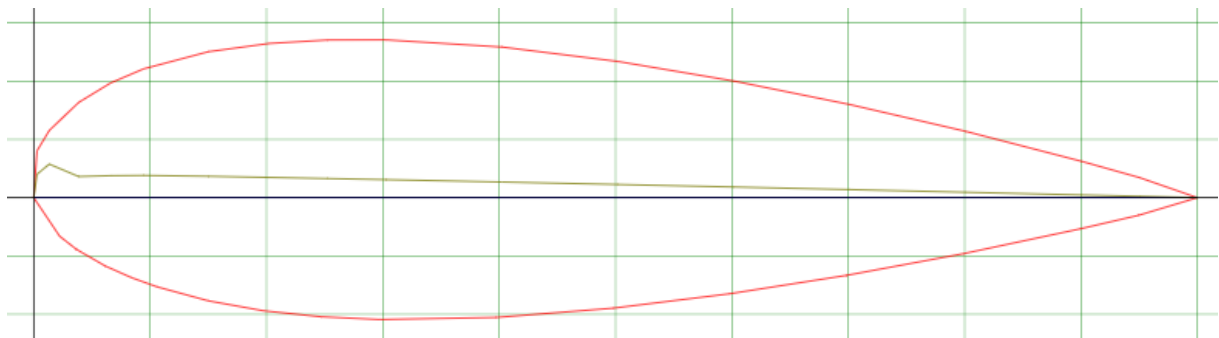


Figura 67 Perfil NACA 23024, escolhido para dimensionamento da asa

Fonte: airfoiltools.com

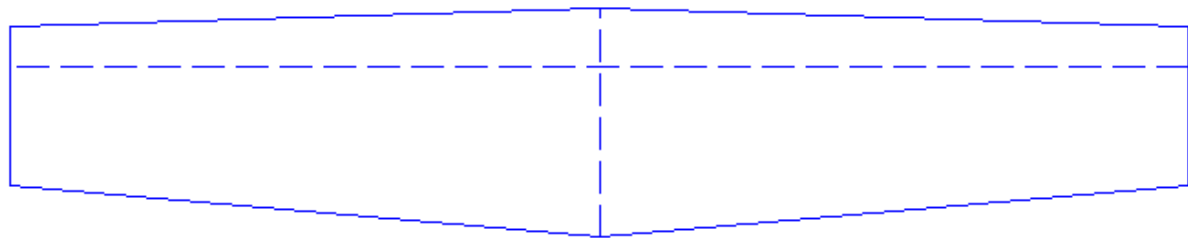
4.1.6 Projeto da asa

As variáveis geométricas da asa arbitradas em cada iteração do processo iterativo podem ser observadas na Tabela 17.

Tabela 17 Valores arbitrados das variáveis relacionadas a asa em cada iteração

Variável	Sigla	Unidade	Valor adotado	
			Iteração 1	Iteração 2
Afilamento da asa	λ_w	[-]	0.7	0.55
Ângulo de diedro da asa	Γ_w	Graus	0	0
Ângulo de enflexamento	Λ_w	Graus	0	0
Razão de aspecto da asa	AR_w	[-]	12	12
Ângulo de torção da asa	τ_w	Graus	-1.5	-2.8

A Figura 68 representa a vista superior da asa obtida na primeira iteração do dimensionamento da asa.



Perfil 23024

$S_w =$	0.23414	m ²	$C_{Li} =$	0.2662	-	$W =$	20	N
$b =$	1.6762	m	dCl/da	0.089118	deg ⁻¹	$V_c =$	25	m/s
$AR =$	12	-	$a_s =$	9.75	deg	$V_s =$	10	m/s
$\lambda =$	0.7	-	$a_0 =$	-1.25	deg	$V_{max} =$	30	m/s
$i_w =$	1.8819	deg	$p =$	1.201	kg/m ³	$V_{to} =$	12	m/s
$a_{twist} =$	-1.5	deg				$h_{ac} =$	3000	m
$C_{root} =$	0.16264	m				$Potência =$	141.9531	W
$C_{tip} =$	0.114	m						

Figura 68 Vista superior da primeira iteração da asa, dimensões principais e valores de projeto

A Tabela 18 apresenta os dados geométricos obtidos no dimensionamento da asa em cada etapa do processo iterativo.

Tabela 18 Geometria da asa obtida em cada etapa do processo de iteração

Variável	Sigla	Unidade	Valor adotado	
			Iteração 1	Iteração 2
Área da asa	S_w	m ²	0.23414	0.2514
Envergadura da asa	b	M	1.6762	1.7369
Corda média aritmética	MAC	M	0.1397	0.1447
Corda na raiz da asa	C_{root}	M	0.16264	0.1817
Corda na ponta da asa	C_{tip}	M	0.114	0.1002
Ângulo de montagem da asa na fuselagem	i_w	Graus	1.882	2.314

A aplicação da Liftning Line Theory na geometria de asa obtida na primeira iteração pode ser observada na Figura 69. Nota-se que na primeira iteração a distribuição da sustentação, em azul, está próxima de uma distribuição elíptica, em vermelho, porém esse é um aspecto que ainda pode ser otimizado.

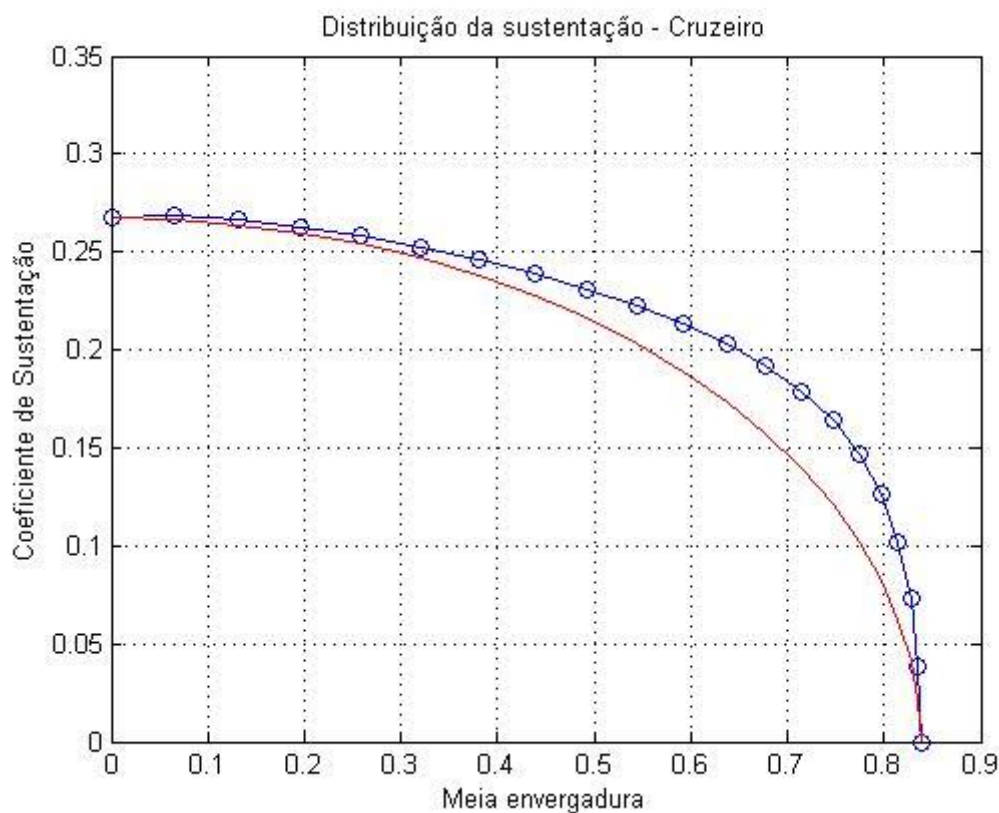


Figura 69 Distribuição da sustentação de meia asa obtida na primeira iteração

Na segunda iteração, se alterou os valores de entrada com objetivo de aproximar a curva de distribuição de sustentação a uma elipse. A distribuição gerada pela Liftning Line Theory usando a geometria da segunda iteração pode ser observada na Figura 70.

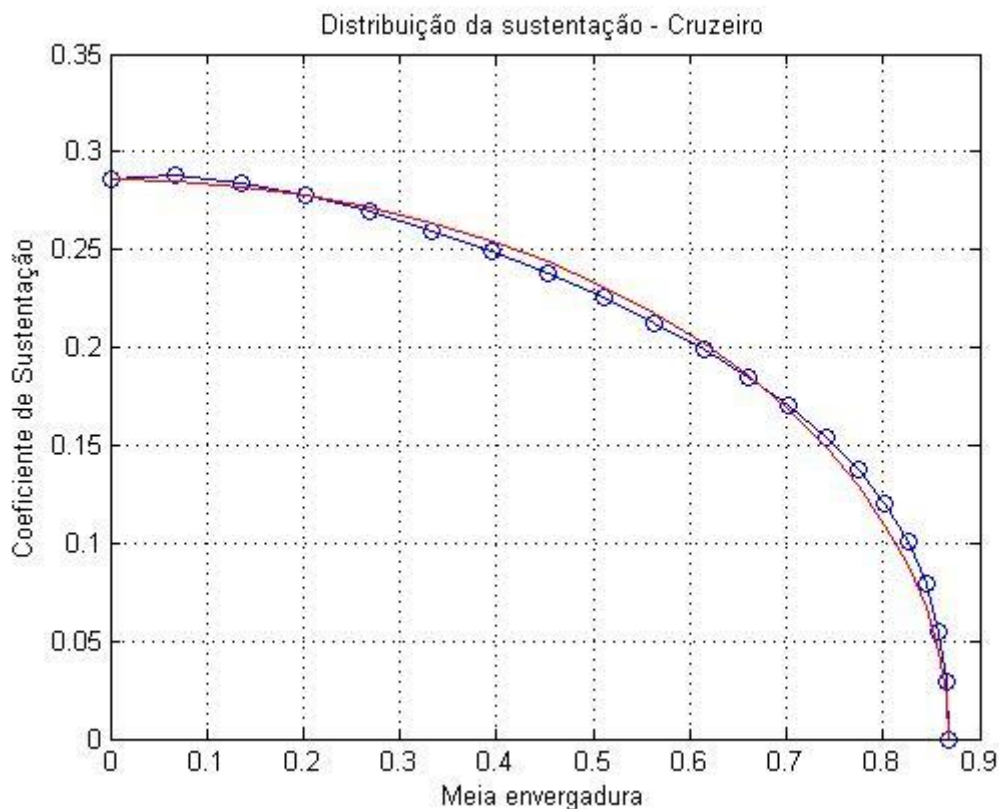


Figura 70 Distribuição da sustentação de meia asa obtida na segunda iteração

4.1.7 Projeto do flap

No dimensionamento do flap, se buscou obter uma geometria de flap capaz de fornecer o coeficiente de sustentação na decolagem igual ao requerido. As variáveis de entrada de cada etapa do processo iterativo do dimensionamento do flap podem ser observadas na Tabela 19.

Tabela 19 Variáveis de entrada usadas em cada iteração do flap

Variável	Sigla	Unidade	Valor arbitrado	
			Iteração 1	Iteração 2
Relação entre a corda do flap e a corda da asa	$\frac{C_F}{C_W}$	[-]	0.2	0.2
Relação entre a envergadura do flap e da asa	$\frac{b_F}{b_W}$	[-]	0.50	0.50
Deflexão máxima do flap	d_{max_flap}	grau	25	25
Coefficiente de sustentação de decolagem requerido	CL_{TO}	-	0.9685	0.9685
Velocidade de decolagem	V_{TO}	m/s	12	12

A Tabela 20 mostra as dimensões do flap obtidas em cada etapa do processo iterativo.

Tabela 20 Geometria obtida do flap em cada etapa do processo iterativo

Variável	Sigla	Unidade	Valor obtido	
			Iteração 1	Iteração 2
Corda do flap	C_F	M	0.0279	0.0289
Envergadura do flap	b_F	M	0.419	0.4342
Área do flap	S_{Flap}	m ²	0.117	0.0126
Deflexão do flap na decolagem	d_{flap}	Grau	16.87	21.5
Coefficiente de sustentação de decolagem obtido	CL_{TO}	-	0.9685	0.9685

A Figura 71 representa a vista superior do conjunto asa e flap gerados na primeira iteração.

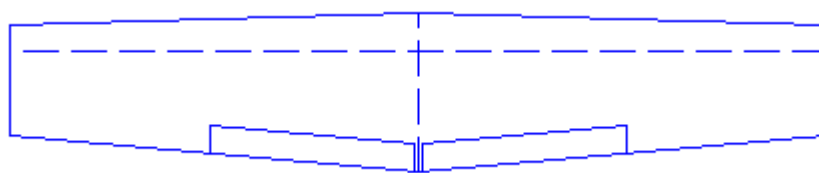


Figura 71 Vista superior do conjunto asa flap obtido na primeira etapa do processo iterativo

A distribuição da sustentação do conjunto asa e flap da segunda iteração pode ser observada na Figura 72. Observa-se que a nenhum momento a deflexão do flap faz com que a aeronave fique com coeficiente de sustentação maior que o coeficiente de estol.

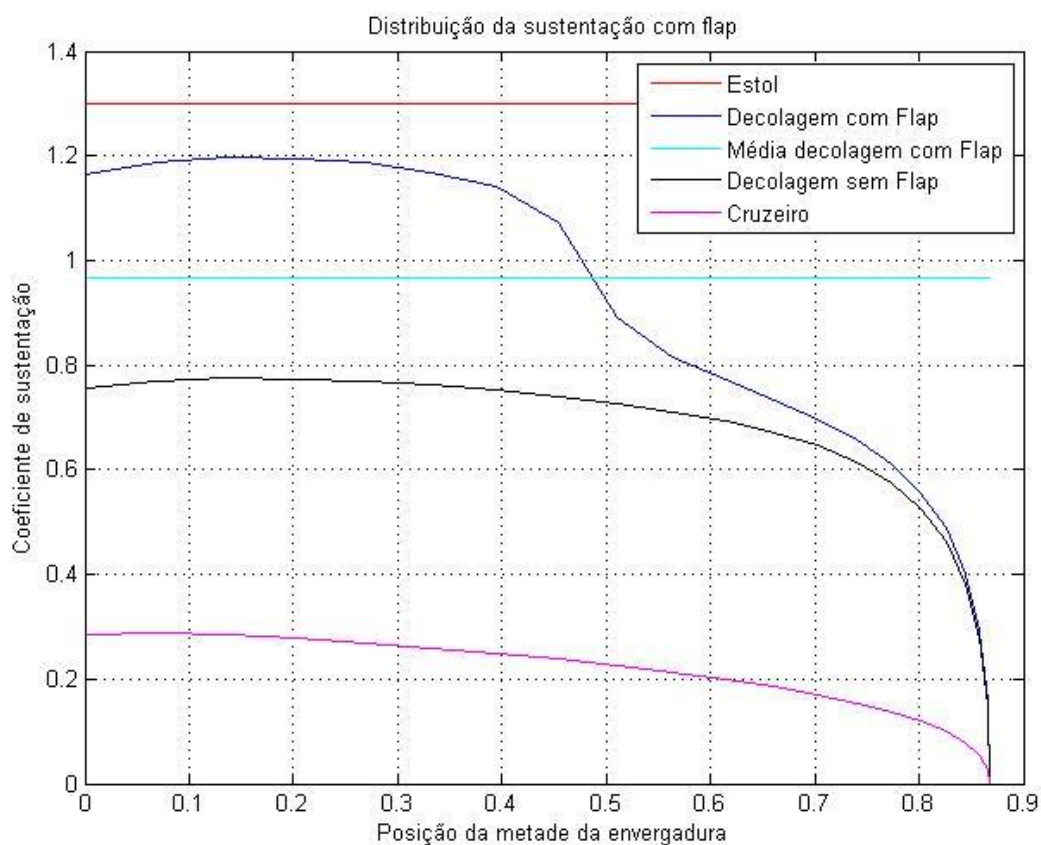


Figura 72 Distribuição da sustentação da segunda iteração do flap

4.1.8 Projeto da empenagem horizontal

Para escolha do perfil aerodinâmico da empenagem horizontal e vertical se considerou a escolha do NACA 0009 por conta de sua baixa espessura e

consequentemente baixo arrasto. Entretanto, no momento do dimensionamento esse perfil estava indisponível no site de busca. Assim, foi escolhido o próximo perfil com mais baixa espessura, o NACA 0010, esse perfil pode ser observado na Figura 73. As curvas de sustentação e arrasto desse perfil estão no ANEXO B.

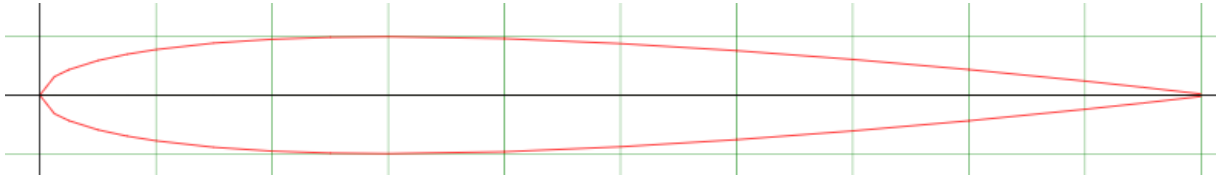


Figura 73 Perfil NACA 0010, utilizado na empenagem horizontal e vertical
Fonte: airfoiltools.com

A Tabela 21 apresenta os valores das variáveis adotadas em cada iteração da empenagem horizontal. Nota-se que na primeira iteração se considerou que a posição do centro de gravidade da aeronave coincidia com a posição do centro aerodinâmico da asa. Essa suposição valeu como chute inicial, mas quando a aeronave foi modelada no SolidWorks se descobriu a verdadeira posição do centro de gravidade e então essa posição foi então corrigida na segunda iteração.

Tabela 21 Variáveis de entrada da empenagem horizontal em cada etapa do processo iterativo

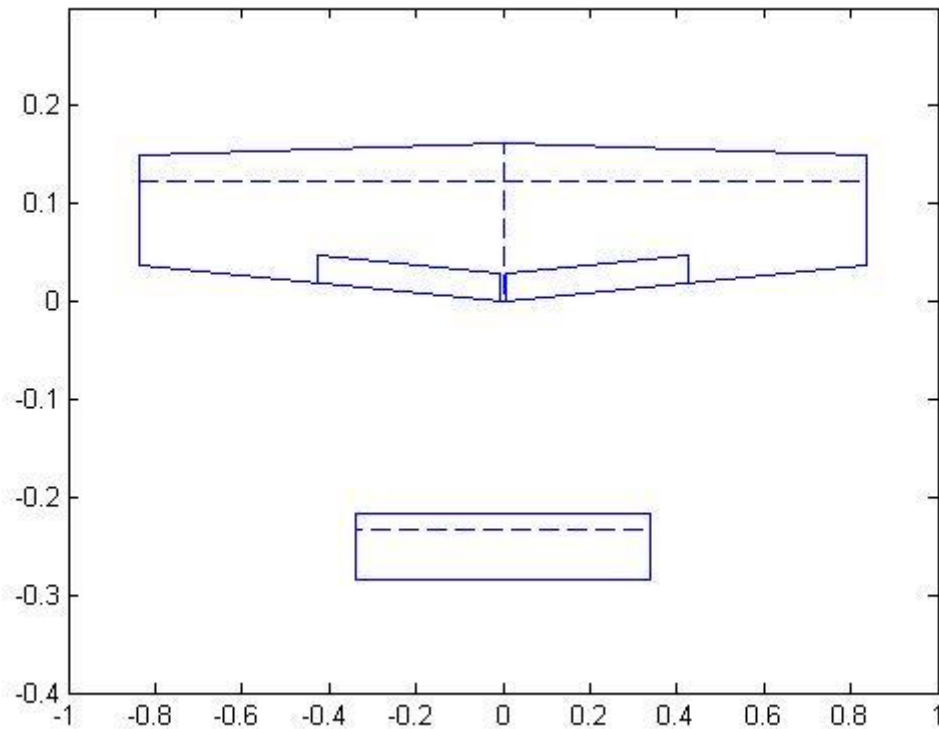
Variável	Sigla	Unidade	Valor arbitrado	
			Iteração 1	Iteração 2
Volume de cauda da empenagem horizontal	V_H	[-]	0.50	0.50
Posição do centro de gravidade da aeronave em porcentagem da corda da asa	h	[-]	0.25	0.505
Posição do centro aerodinâmica da asa em porcentagem da corda	h0	[-]	0.25	0.25
Razão de aspecto da empenagem horizontal	AR_H	[-]	10	10
Afilamento da empenagem horizontal	λ_H	[-]	1	1
Ângulo de diedro da empenagem horizontal	Γ_H	Graus	0	0
Ângulo de enflexamento da empenagem horizontal	Λ_H	Graus	0	0
Ângulo de torção da empenagem horizontal	τ_H	Graus	0	0
Diâmetro da fuselagem	D_f	M	0.20	0.20

A Tabela 22 apresenta os valores geométricos encontrados em cada iteração da empenagem horizontal.

Tabela 22 Geometria da empenagem horizontal resultante de cada etapa do processo iterativo

Variável	Sigla	Unidade	Valor obtido	
			Iteração 1	Iteração 2
Área da empenagem horizontal	S_h	m ²	0.0461	0.0486
Ângulo de inclinação equivalente a força de sustentação na empenagem horizontal	i_c	grau	-0.6158	0.4451
Ângulo de montagem da empenagem horizontal	i_h	grau	0.0850	1.1479
Envergadura da empenagem	b_H	m	0.6788	0.6971
Corda da empenagem	c_H	m	0.0679	0.0697

A Figura 74 representa a vista superior do resultado da primeira iteração do conjunto asa e empenagem horizontal.

**Figura 74 Vista superior do conjunto asa e empenagem horizontal obtido na primeira iteração**

A mudança de posição do centro de gravidade da primeira para segunda iteração teve um grande efeito no dimensionamento da empenagem horizontal. Na primeira iteração, como o centro aerodinâmico da asa coincidia com o centro de gravidade da aeronave, a sustentação requerida da empenagem em cruzeiro é negativa. Quando esse centro de gravidade é trazido para trás, a empenagem passa a ter que realizar uma força de sustentação positiva no cruzeiro. Essas diferenças podem ser observadas nas Figuras 75 e 76, que mostram a distribuição da sustentação da empenagem horizontal no cruzeiro da primeira e segunda iteração respectivamente.

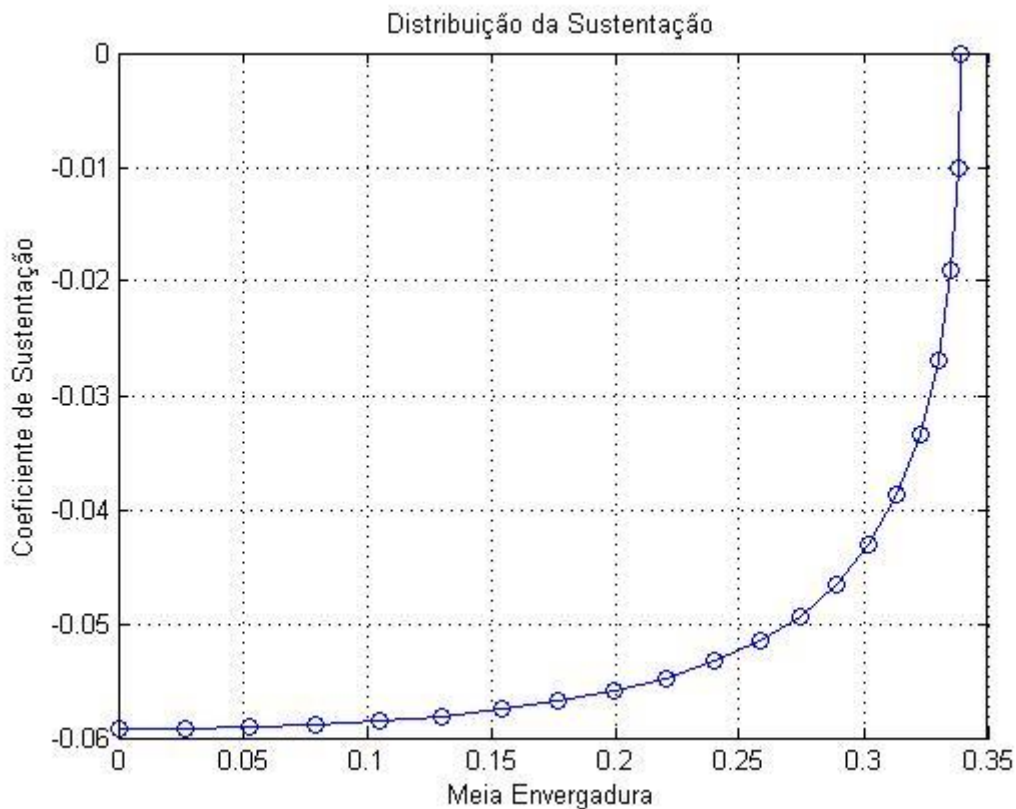


Figura 75 Distribuição da sustentação da primeira iteração da empenagem horizontal

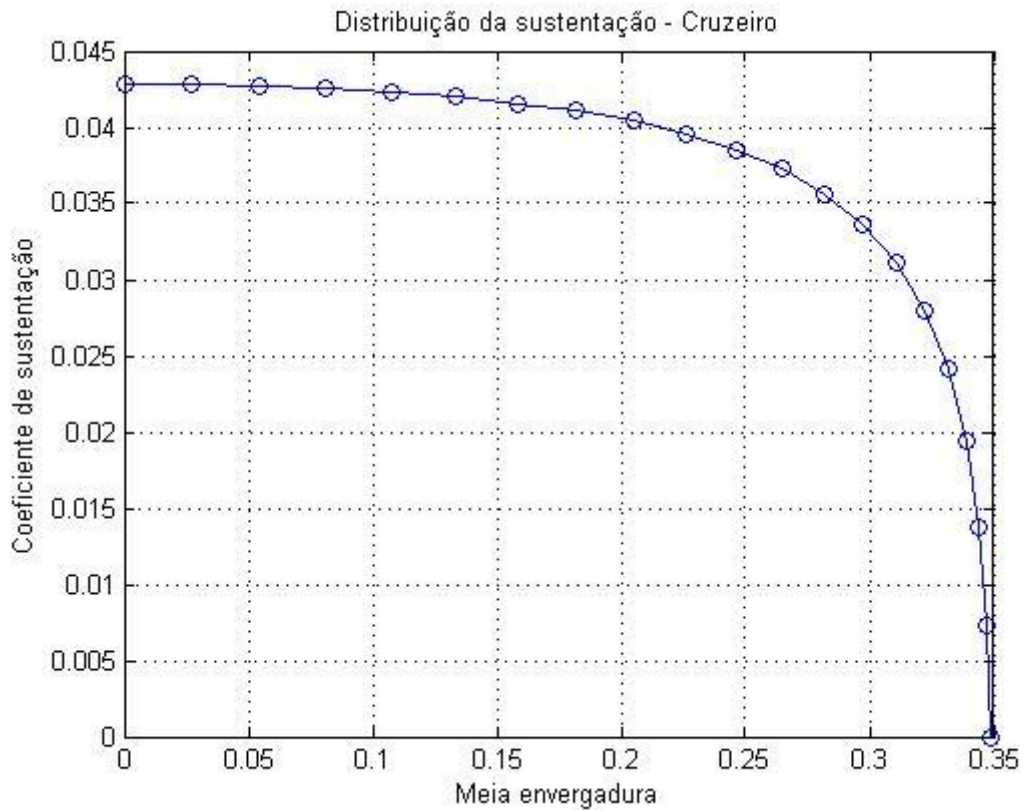


Figura 76 Distribuição da sustentação da segunda iteração da empenagem horizontal

4.1.9 Projeto da empenagem vertical

No dimensionamento da empenagem vertical se optou por uma configuração de empenagem vertical dupla. Comparada a uma configuração de empenagem única, a empenagem vertical dupla tem vantagem porque se consegue obter uma mesma área de empenagem vertical usando duas empenagens de menor altura. As variáveis de entrada relacionadas a empenagem vertical podem ser observadas na Tabela 23.

Tabela 23 Variáveis de entrada da empenagem vertical em cada etapa do processo iterativo

Variável	Sigla	Unidade	Valor arbitrado	
			Iteração 1	Iteração 2
Volume de cauda da empenagem vertical	V_V	[-]	0.02	0.02
Razão de aspecto da empenagem vertical	AR_V	[-]	1.74	1.74
Afilamento da empenagem vertical	λ_V	[-]	0.75	0.75

A Tabela 24 apresenta os valores geométricos encontrados em cada etapa da do processo iterativo da empenagem vertical.

Tabela 24 Geometria da empenagem vertical obtida em cada etapa do processo iterativo

Variável	Sigla	Unidade	Valor obtido	
			Iteração 1	Iteração 2
Área total das duas empenagem vertical	S_V	m ²	0.0111	0.0117
Envergadura da empenagem vertical	b_V	M	0.1387	0.1425
Corda na raiz da empenagem vertical	$C_{V\ root}$	M	0.0905	0.0929
Corda na ponta da empenagem vertical	$C_{V\ tip}$	M	0.0679	0.0697
Corda média aritmética da empenagem vertical	C_V	M	0.0797	0.0819

4.1.10 Projeto do aileron

Na etapa de dimensionamento do aileron, o objetivo foi dimensionar a superfície de controle da maneira que melhor atenda a aplicação da aeronave. Entretanto, o requisito de obter um *bank angle* de 30 graus em 1.3 segundos como sugere a norma MIL-STD se tornou difícil de ser atingido. Adotou-se então o nível de aceitação 2 como requisito de dimensionamento de aileron, portanto, adotou-se que o um acionamento de aileron deveria ser capaz de atingir um *bank angle* de 30 graus em 1.8 segundos,

como pode ser observado na Tabela 7. As variáveis de entrada arbitradas em cada iteração do aileron podem ser observadas na Tabela 25.

Tabela 25 Variáveis de entrada do aileron em cada etapa do processo iterativo

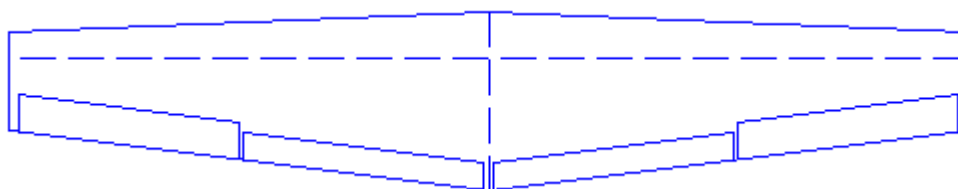
Variável	Sigla	Unidade	Variável arbitrada	
			Iteração 1	Iteração 2
Tempo estipulado para atingir o <i>bank angle</i>	t_1	S	1.8	1.8
Bank angle	Φ	Graus	30	30
Deflexão máxima do aileron	d_A	Graus	25	25
Posição do início do aileron na envergadura da asa	$b_{inicial_A}$	[-]	0.52	0.52
Posição do final do aileron na envergadura da asa	b_{final_A}	[-]	0.98	0.98
Razão corda do aileron / Corda da asa	$\frac{C_A}{C}$	[-]	0.23	0.26

A Tabela 26 relaciona as características geométricas obtidas em cada etapa do processo iterativo.

Tabela 26 Geometria do aileron obtida em cada etapa do processo iterativo

Variável	Sigla	Unidade	Valor obtido	
			Iteração 1	Iteração 2
Tempo necessário para atingir o bank angle	t_2	S	1.8	1.8
Envergadura do aileron	b_A	M	0.3855	0.3995
Posição na envergadura do início do aileron	y_0	M	0.5158	0.5316
Posição na envergadura do final do aileron	y_f	M	0.9013	0.9311
Corda do aileron	C_A	M	0.0321	0.0376
Área do aileron	S_A	m ²	0.0124	0.0150

A Figura 77 representa a vista superior do conjunto asa, flap e aileron obtida na segunda iteração. Pode-se observar a dificuldade de dimensionar um conjunto flap e aileron que seja pequeno e ao mesmo tempo atenda os requisitos de projeto.

**Figura 77 Vista superior do conjunto asa, flap e aileron da segunda iteração.**

Foi estudado a possibilidade de fazer uma única superfície que atuasse tanto como flap e como aileron. Entretanto essa possibilidade foi descartada pela dificuldade de dimensionar uma superfície que fosse ao mesmo tempo pequena, que atendesse aos requisitos de *bank angle* e que não entrasse em estol na decolagem.

4.1.11 Projeto do profundor

No projeto do profundor, se usou como requisito que a aeronave tivesse um tempo de rotação de decolagem de 1.5 segundos. A Tabela 27 mostra as variáveis de

entrada da segunda iteração do profundor. Como o trem de pouso só foi ser conceituado depois da primeira iteração no MATLAB, as distâncias entre o centro do eixo do trem de pouso e outros pontos da aeronave só foram poder ser obtidas na segunda iteração, portanto, o profundor não foi dimensionado na primeira iteração.

Tabela 27 Variáveis de entrada do profundor e trem de pouso na segunda iteração

Variável	Sigla	Unidade	Variável arbitrada Iteração 2
Tempo de rotação na decolagem	$time_{TO}$	s	1.5
Razão envergadura do profundor / Envergadura da empenagem vertical	$\frac{b_E}{b_V}$	[-]	1
Deflexão máxima do profundor	d_E	graus	- 30
Distância do eixo de trem de pouso ao CG no eixo X	X_{cg}	M	0.0003
Distância do eixo de trem de pouso ao CG no eixo Z	Z_{cg}	M	0.0826
Distância do eixo de trem de pouso e o centro aerodinâmico da asa no eixo X	X_{acwf}	M	0.045
Distância do eixo de trem de pouso e o centro aerodinâmico da empenagem horizontal no eixo X	X_{ach}	M	0.26
Distância do eixo do trem de pouso ao centro de arrasto no eixo Z	Z_d	M	0.0868
Distância do eixo do trem de pouso e ao ponto de aplicação da força de tração do motor no eixo Z	Z_t	M	0.0935

A Tabela 28 apresenta os valores da geometria do profundor obtida na segunda etapa do processo iterativo.

Tabela 28 Geometria do profundor obtida na segunda etapa do processo iterativo

Variável	Sigla	Unidade	Valor obtido
			Iteração 2
Eficiência do profundor	τ_E	-	0.56
Razão corda do profundor / Corda da empenagem horizontal	$\frac{C_E}{C_H}$	-	0.35
Corda do profundor	C_E	m	0.0244
Área do profundor	S_E	m ²	0.0170
Envergadura do profundor	b_E	m	0.6971

4.1.12 Projeto do leme

No projeto do leme se considerou como requisito de projeto que o leme permitisse o pouso em uma condição crítica de vento ortogonal. Para isso a deflexão do leme necessária para alinhar a aeronave com a pista no pouso deve ser menor que a deflexão do leme máxima. A Tabela 29 apresenta os valores de entrada usados em cada etapa do processo iterativo.

Tabela 29 Variáveis de entrada do leme em cada etapa do processo iterativo

Variável	Sigla	Unidade	Variável arbitrada	
			Iteração 1	Iteração 2
Velocidade de vento transversal máxima no pouso em nós	V_W	Nós	12	40
Velocidade de vento transversal máxima no pouso em m/s	V_W	m/s	6.17	20.57
Razão envergadura leme / Envergadura empenagem vertical	$\frac{b_r}{b_v}$	[-]	1	1
Razão corda do leme / Corda da empenagem vertical	$\frac{C_r}{C_v}$	[-]	0.3	0.3
Deflexão máxima do leme	$d_{R \max}$	Grau	± 30	± 30

A Tabela 30 apresenta a geometria obtida em cada etapa do processo iterativo.

Tabela 30 Geometria obtida do leme em cada etapa do processo iterativo

Variável	Sigla	Unidade	Valor obtido	
			Iteração 1	Iteração 2
Envergadura do leme	b_R	M	0.1387	0.1425
Corda do leme	C_R	M	0.0239	0.0246
Ângulo de deflexão do leme para obter equilíbrio no pouso	d_R	Grau	-0.72	- 2.9

A Figura 78 é uma representação da vista direita do conjunto empenagem vertical e leme dimensionados na segunda iteração.

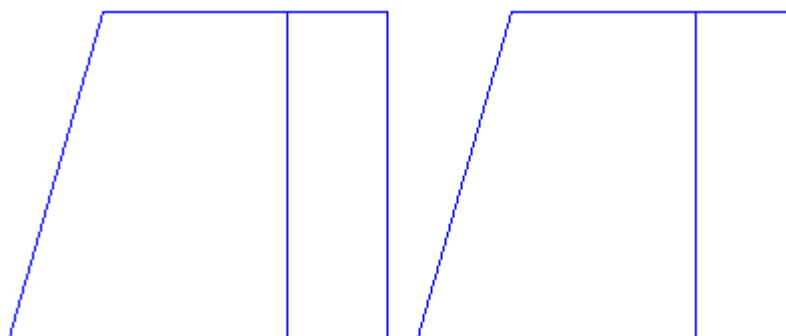


Figura 78 Vista direita do conjunto empenagem vertical e leme dimensionados da segunda etapa de do processo iterativo

4.1.13 Previsão do tempo de voo e alcance

A previsão do alcance e tempo de voo em cruzeiro foram avaliados a partir da potência requerida na velocidade de cruzeiro e na carga total do conjunto de baterias. Nessa previsão não foi previsto voo em qualquer outra condição a não ser voo de cruzeiro. Para o cálculo da corrente, considerou-se a corrente usada apenas pelo motor. A voltagem do sistema foi adotada como 11V, a mesma voltagem fornecida pelas baterias. A Tabela 31 demonstra os resultados obtidos para alcance e tempo de voo em cada etapa da iteração.

Tabela 31 Previsão do alcance e tempo de voo em cada etapa do processo iterativo

	Iteração 1	Iteração 2
Potência requerida na velocidade máxima	141.95 W	152.41 W
Velocidade máxima	30 m/s	30 m/s
Potência requerida no motor em voo de cruzeiro	82.15 W	88.20 W
Velocidade de cruzeiro	25 m/s	25 m/s
Carga total das baterias	10000mAh	10000mAh
Voltagem	11V	11V
Corrente	7.46 A	8.01 A
Tempo de voo em cruzeiro previsto	80.34 minutos	74.82 minutos
Alcance de voo em cruzeiro previsto	120.5 km	112.24 km

4.1.14 Modelagem 3D

As Figuras 79 a 82 representam a modelagem 3D. Nessa modelagem tentou-se atingir uma boa representação das propriedades de massa da aeronave. No entanto, para simplificar o modelo, alguns itens como superfícies de controle, fiação, servos e fixações não foram inclusos, gerando assim um erro nas propriedades de massa da aeronave. Todavia esse erro é pequeno devido a pequena massa desses componentes.

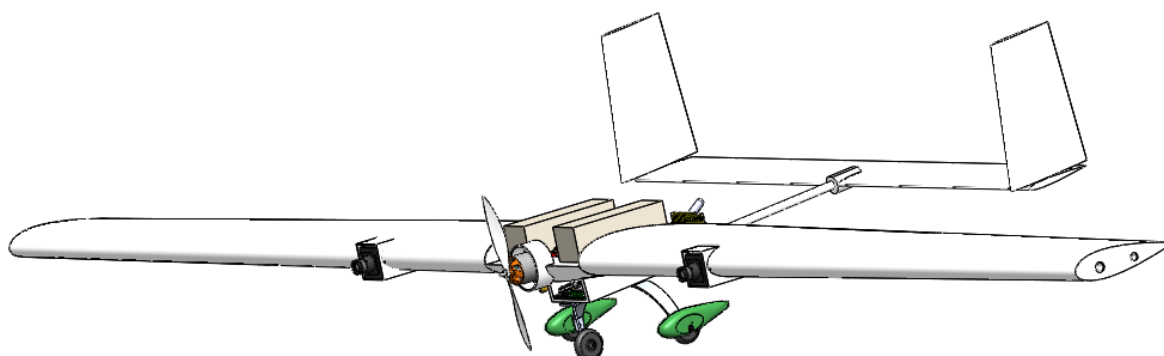


Figura 79 Vista isométrica da aeronave

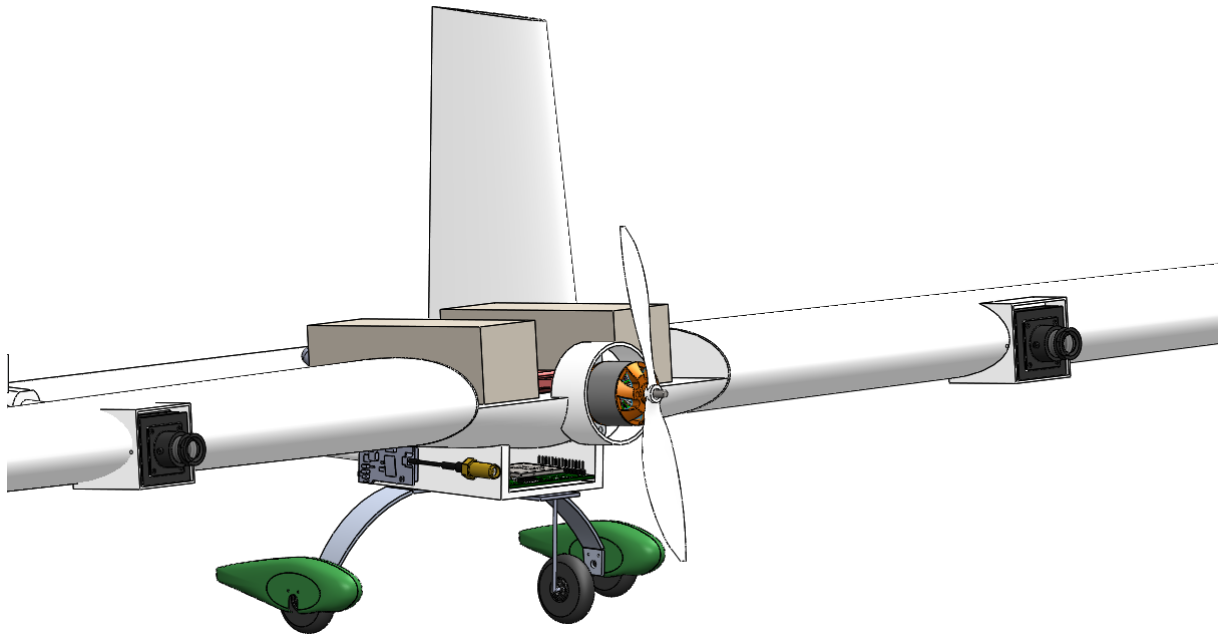


Figura 80 Vista aproximada do nariz da aeronave, mostrando em detalhe o motor, hélice, fuselagem, trem de pouso, asa, câmera e componentes eletrônicos

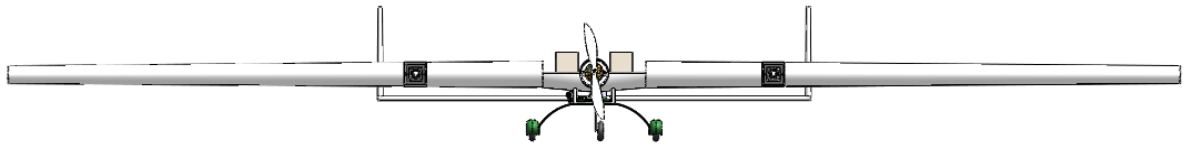


Figura 81 A aeronave vista de frente

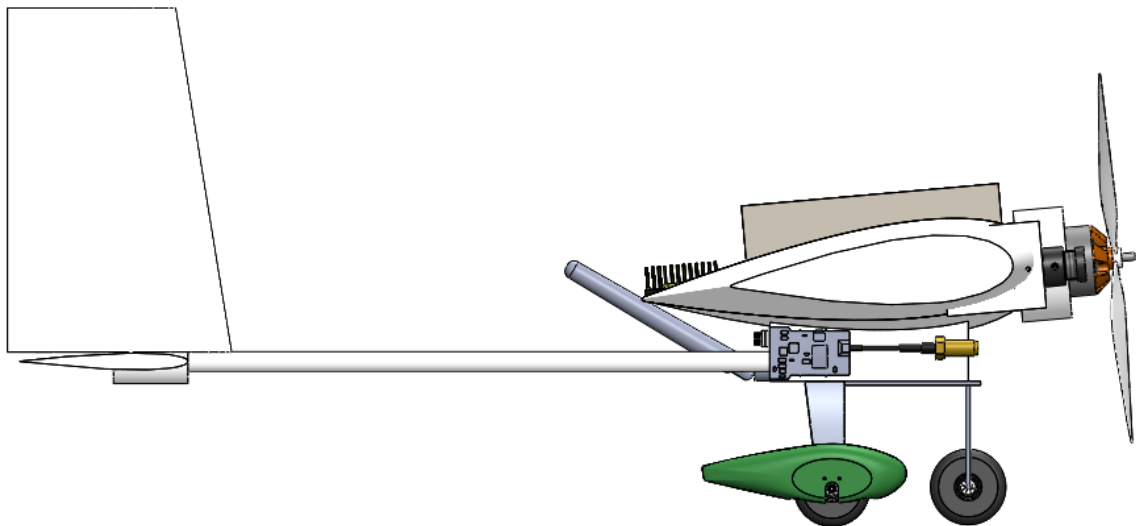


Figura 82 Vista lateral da aeronave

4.2 CONSIDERAÇÕES FINAIS DO PROJETO

Na concepção do processo iterativo, imaginou-se que seriam necessários no mínimo três iterações entre a ferramenta desenvolvida no MATLAB e as propriedades de massa obtidas no SolidWorks. Entretanto, subestimou-se o tempo necessário para se fazer a etapa do processo iterativo de modelagem 3D que acabou sendo muito mais demorado do que o esperado. Na conclusão do projeto acabou-se modelando a aeronave no SolidWorks uma única vez. Entretanto, como o chute inicial estava bem próximo da massa da aeronave obtida nessa primeira iteração essa falha na execução do projeto não é grave.

Seguindo a metodologia do Sadraey (2013) de dimensionamento de leme, encontrou-se uma deflexão muito pequena de leme para satisfazer uma condição de equilíbrio bem severa de vento ortogonal a pista. Isso se deve a pequena área lateral obtida nesse projeto. Acredita-se que uma melhor maneira de se dimensionar o leme nesse caso seria considerar a área lateral da aeronave, considerando o não alinhamento da asa, ou seja, que uma das pontas da asa estivesse mais alta que a outra, uma condição que aumentaria a área lateral da aeronave e representaria melhor uma situação de pouso crítica, resultando em uma condição mais severa e condizente com a realidade.

5 CONCLUSÕES

Neste trabalho desenvolveu-se o projeto de uma aeronave de aquisição de vídeo e imagens não tripulada. O trabalho teve como objetivo conceber e projetar uma aeronave capaz de realizar missões longas, e seguiu uma metodologia consolidada para projetos do tipo (SADRAEY, 2013). Ao final do projeto, pode-se concluir que:

- a) Desenvolveu-se efetivamente um projeto preliminar de uma aeronave com asa, empenagem horizontal e vertical, superfícies de controle, e motor.
- b) Foi utilizada uma metodologia de projeto aerodinâmico para o desenvolvimento de uma concepção factível.
- c) Criou-se uma ferramenta iterativa para facilitar o processo de dimensionamento da aeronave.
- d) Dimensionou-se uma plataforma robusta, capaz de sofrer pequenas mudanças para atender diferentes requisitos de projeto.
- e) Atingiu-se uma previsão de tempo de voo autônomo superior a 70 minutos.

Para trabalhos futuros recomenda-se dar continuidade ao projeto o aprimorando nos seguintes aspectos:

- Efetuar mais iterações entre a ferramenta do MATLAB e o SolidWorks, obtendo um resultado mais robusto.
- Fazer os cálculos estruturais e as devidas otimizações das estruturas.
- Estudar o uso de outros materiais na fabricação da aeronave.
- Fazer um estudo completo da estabilidade estática e dinâmica da aeronave.

6 REFERÊNCIAS

GLĪZDE, Nikolajs. **Wing and Engine Sizing by Using the Matching Plot Technique**. Institute of Aeronautics, Faculty of Mechanical Engineering, Transport and Aeronautics, Riga Technical University, Latvia, 2017.

LEE, KYUKO. **Development of unmanned aerial vehicle (UAV) for wildlife surveillance**. Master thesis. University of Florida, 2004.

LINXIN LI. **The UAV intelligence inspection of transmission lines**. School of Electrical & Electronic Engineering, North China Electric Power University, Baoding, China.

MIRANDA. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-Aerodesign: Aerodinâmica e Desempenho**. 1 ed. Salto, São Paulo. 2014.

NELSON. **Flight Stability and Automatic Control**. McGraw-Hill Book Company, 1989.

RANGEL. **Sistema de inspeção de linhas de transmissão de energia elétrica utilizando veículos aéreos não-tripulados**. Brazillian Symposium on Aerospace Eng. & Applications, S. J. Campos, SP, Brasil, 2009.

RAYMER, Daniel P. **Aircraft design: a conceptual approach**. Washington: AIAA, 1992.

ROSKAM, J. **Airplane aerodynamics and performance**. DAR Corporation, University of Kansas, 1997.

SADRAEY, Mohammad H. **Aircraft Design: A Systems Engineering Approach**. Chennai: Wiley, 2013.

TERRAINE. **John White Heat: the new warfare 1914-18**. London, Guild Publishing, 1982

WHITE, Michael. **The Fruits of War: How Military Conflict Accelerates Technology**. Simon & Schuster Ltd. 2005.

ANEXO A – PERFIL NACA 23024

O perfil NACA 23024 foi utilizado para o dimensionamento da asa. A Figura 83 representa o formato desse perfil. As Figura 84 a 88 são as curvas de sustentação, momento e arrasto desse perfil.

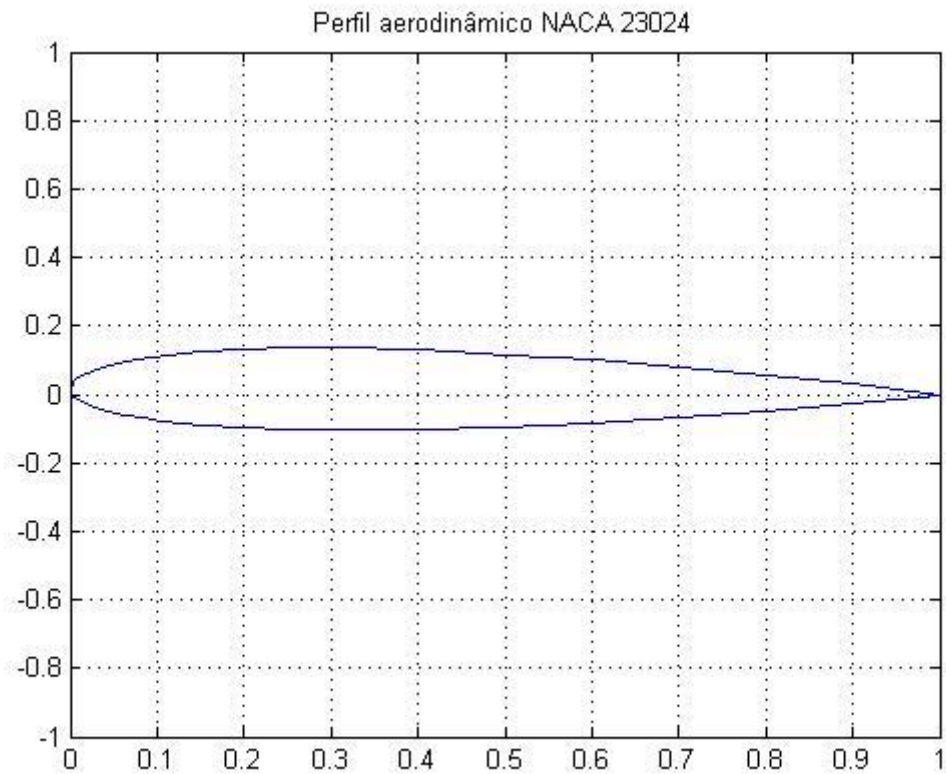


Figura 83 Perfil NACA 23024
Fonte: airfoiltools.com

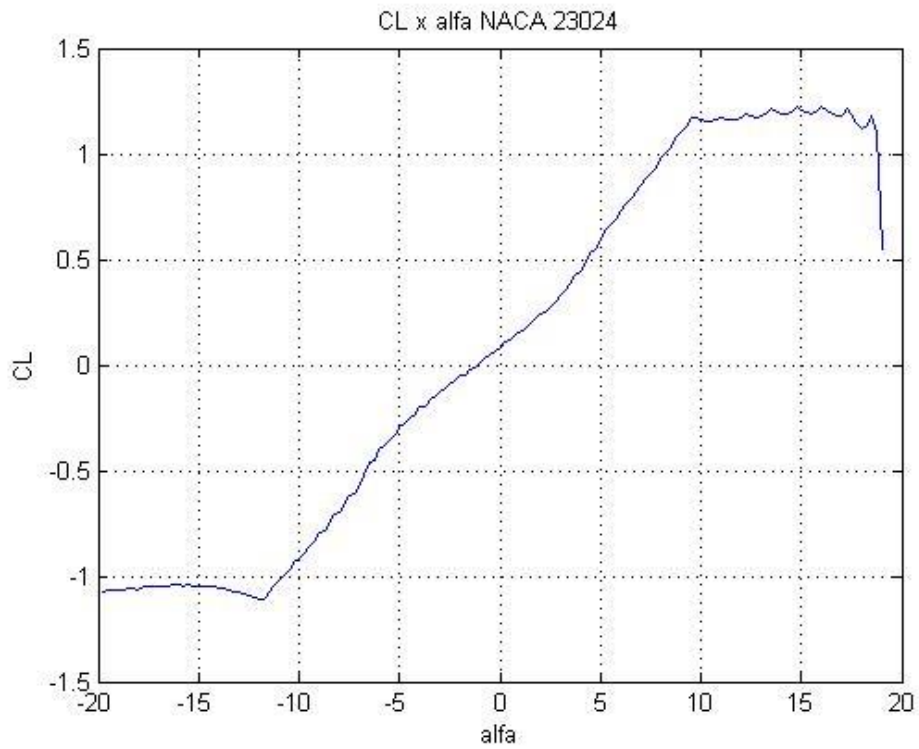


Figura 84 Curva CL x alfa do Perfil NACA 23024 com Reynolds 200.000
 Fonte: airfoiltools.com

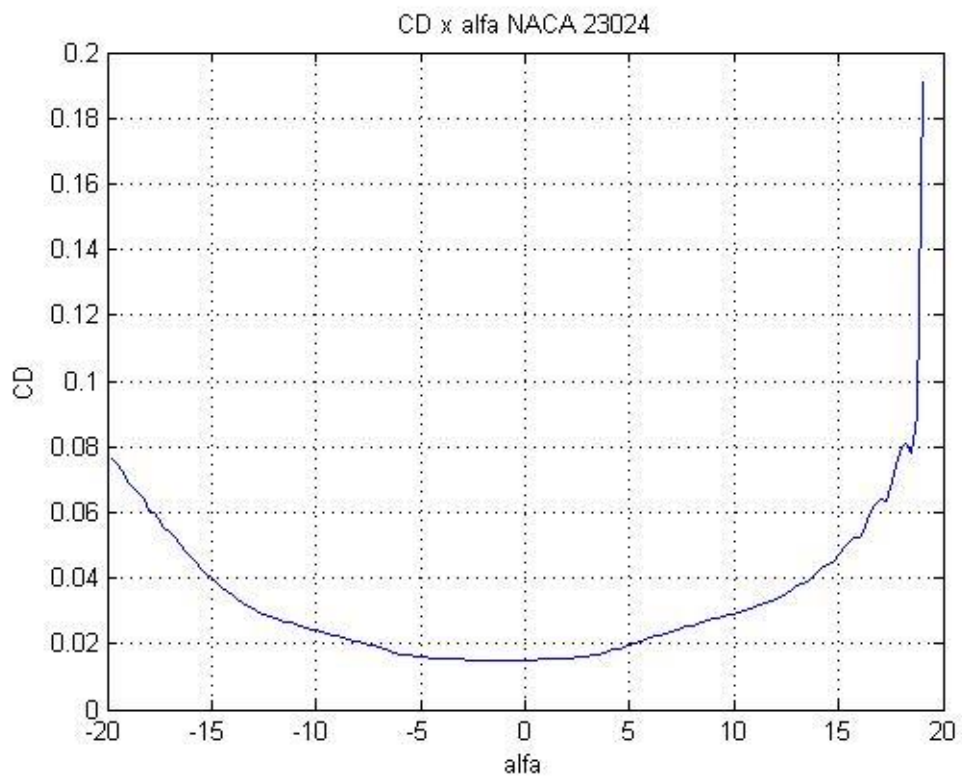


Figura 85 Curva CD por alfa do perfil NACA 23024 a um Reynolds de 200.000
 Fonte: airfoiltools.com

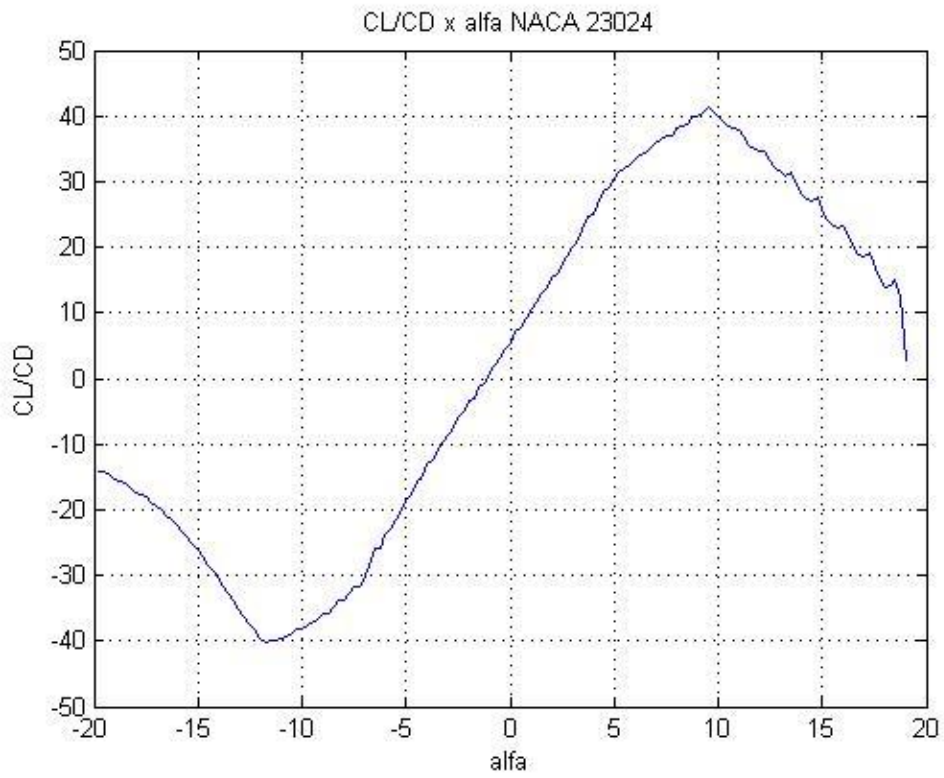


Figura 86 Curva CL/CD por alfa do perfil NACA 23024 a um Reynolds de 200.000
Fonte: airfoiltools.com

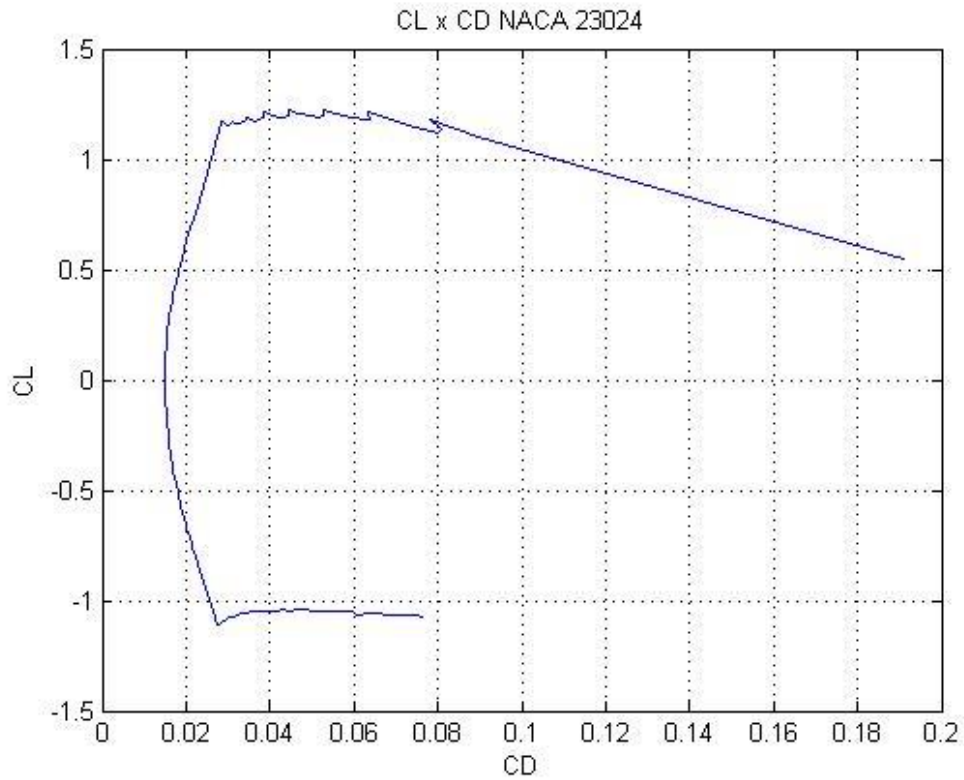


Figura 87 Curva CL por CD do perfil NACA 23024 a um Reynolds de 200.000
Fonte: airfoiltools.com

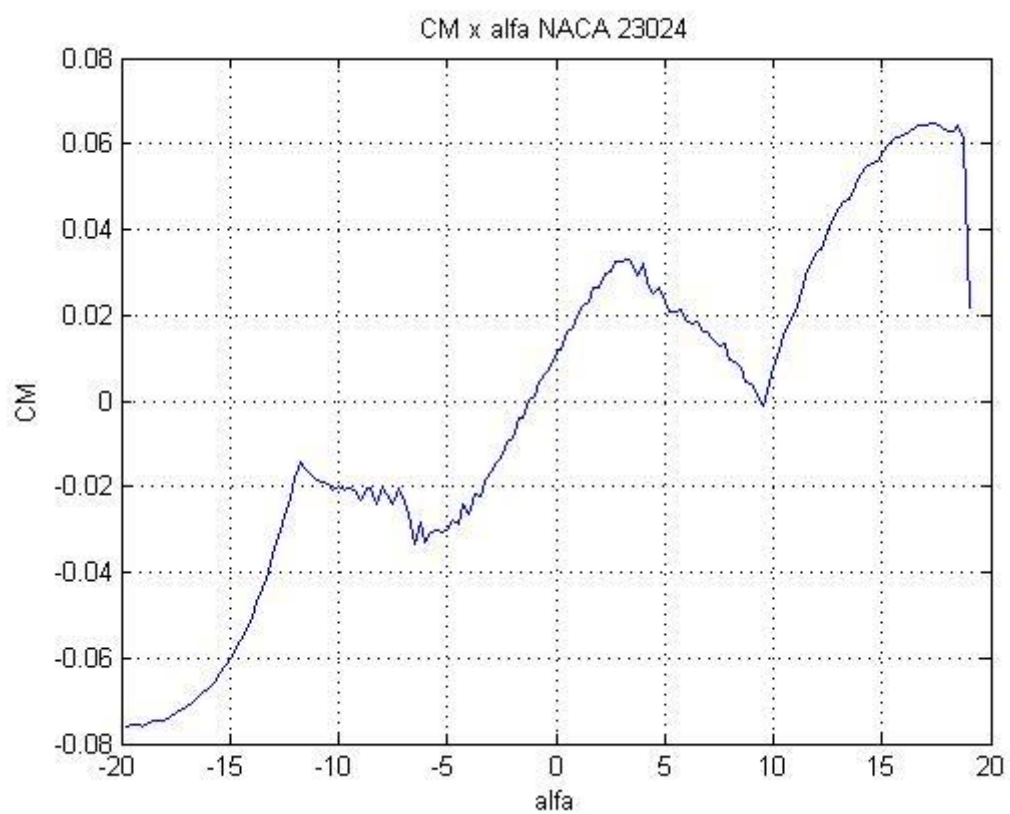


Figura 88 Curva do CM por alfa do perfil NACA 23024 a um Reynolds de 200.000
Fonte: aitfoiltools.com

ANEXO B – PERFIL NACA 0010

O perfil NACA 0010 foi utilizado para o dimensionamento da empenagens horizontal e vertical. A Figura 89 representa o formato desse perfil. As Figura 90 a 94 são as curvas de sustentação, momento e arrasto desse perfil.

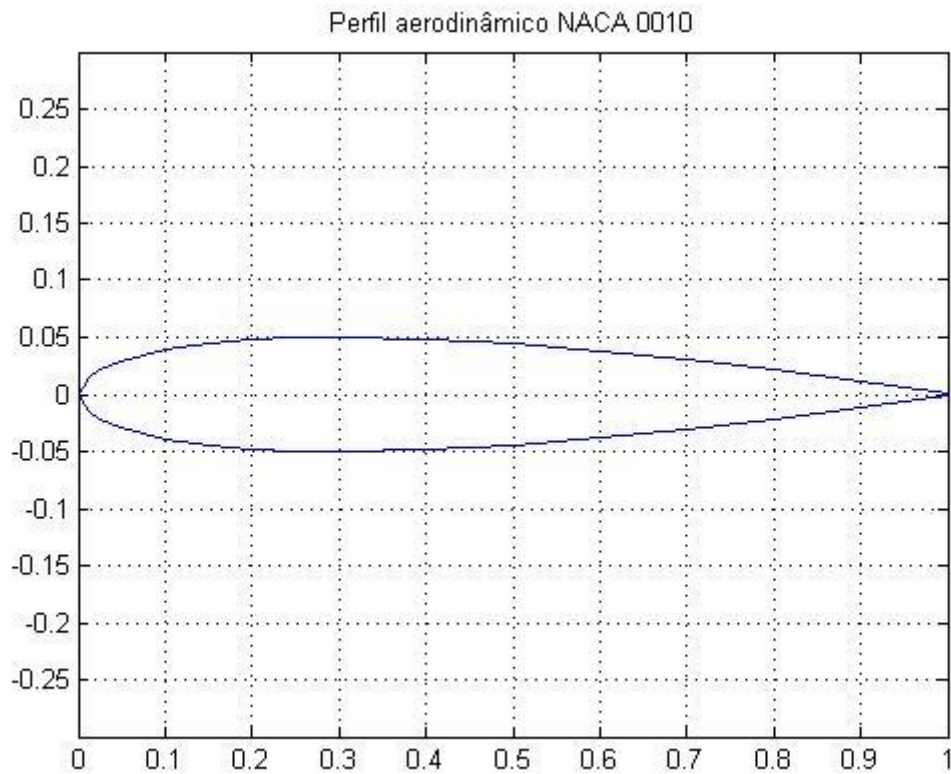


Figura 89 Perfil NACA 0010

Fonte: airfoiltools.com

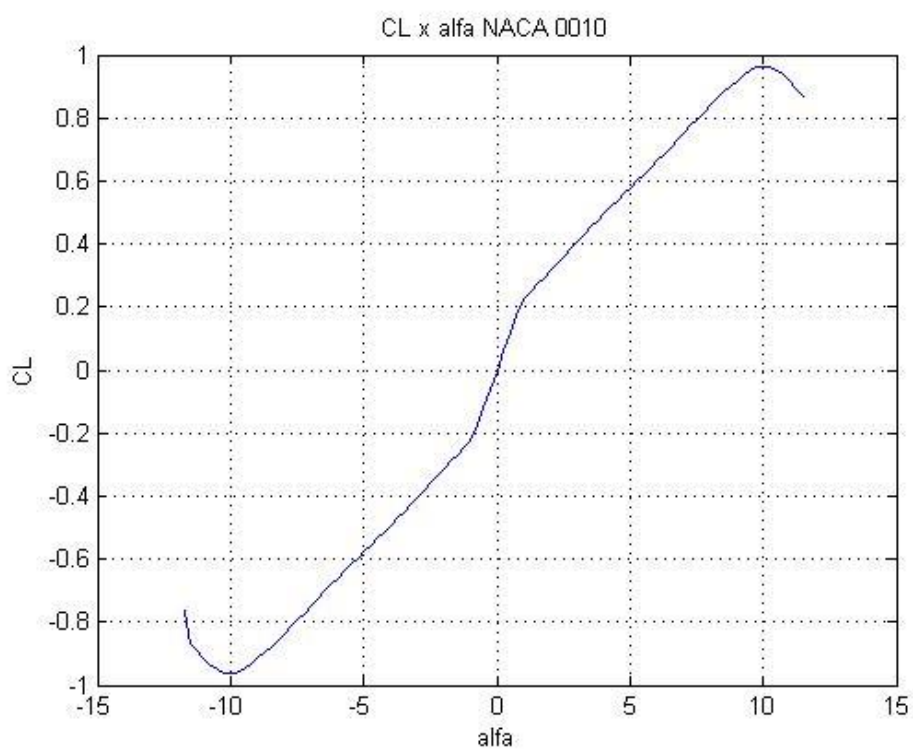


Figura 90 Curva CL por alfa do perfil NACA 0010 a um Reynolds de 200.000
Fonte: airfoiltools.com

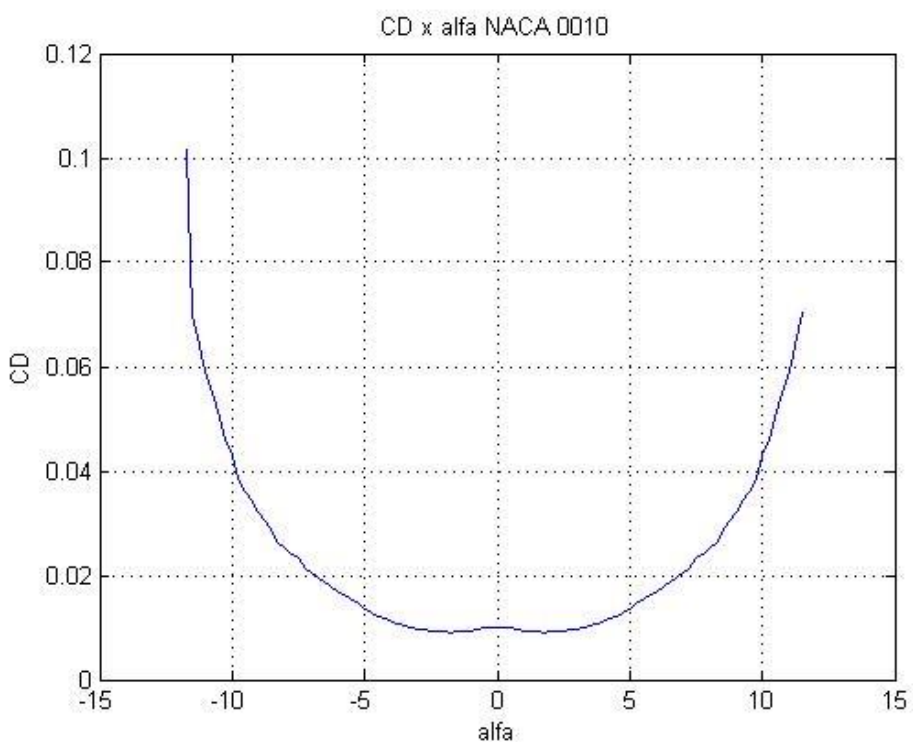


Figura 91 Curva do CD por alfa do perfil NACA 0010 a um Reynolds de 200.000
Fonte: airfoiltools.com

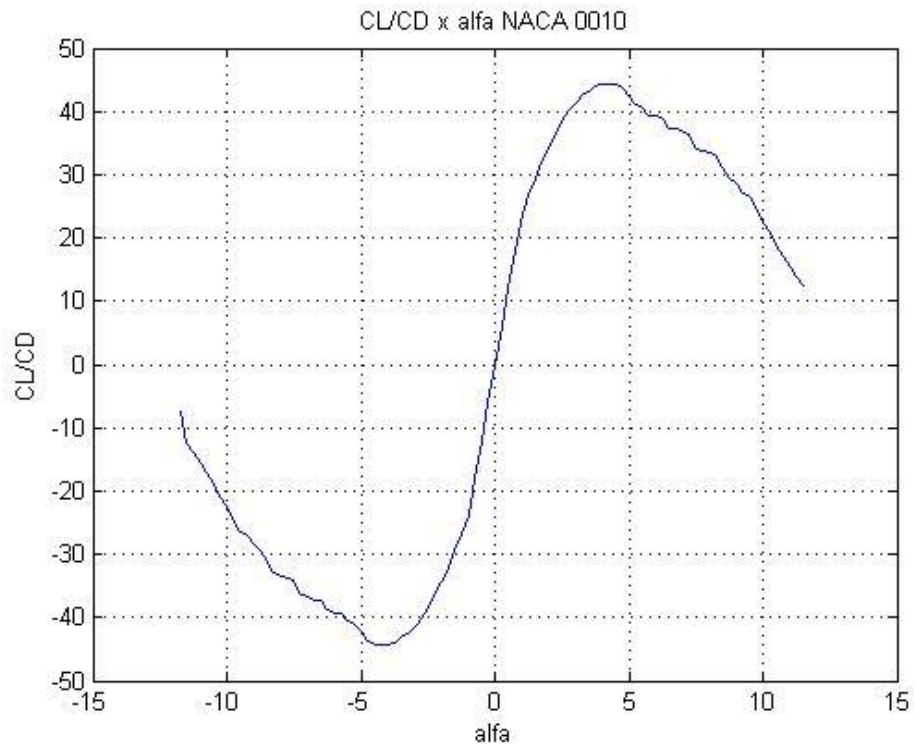


Figura 92 Curva CL/CD por alfa do perfil NACA 0010 a um Reynolds de 200.000
Fonte: airfoiltools.com

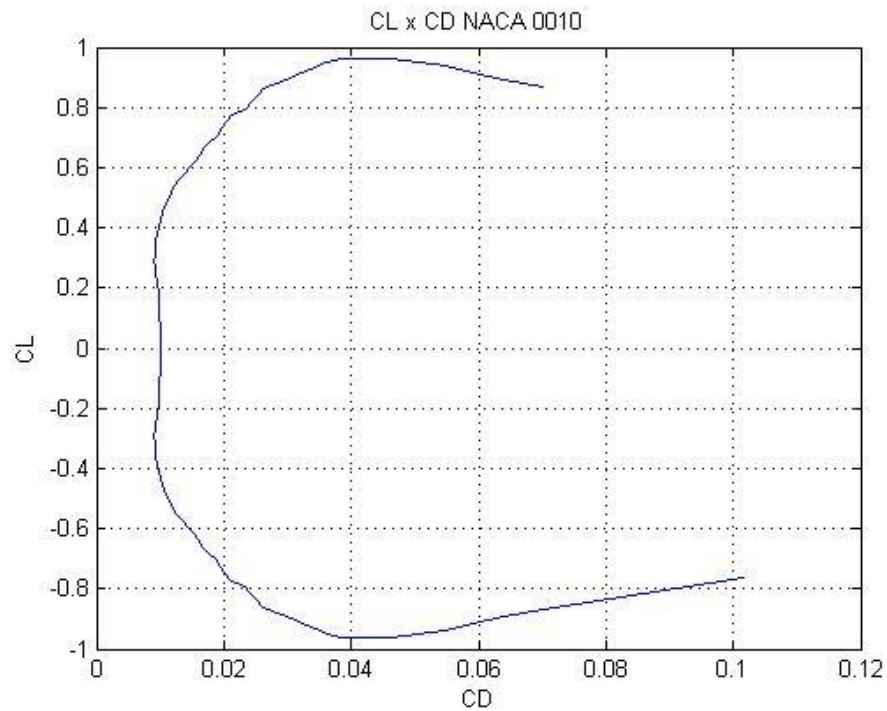


Figura 93 Curva CL por CD do perfil NACA 0010 a um Reynolds de 200.000
Fonte: airfoiltools.com

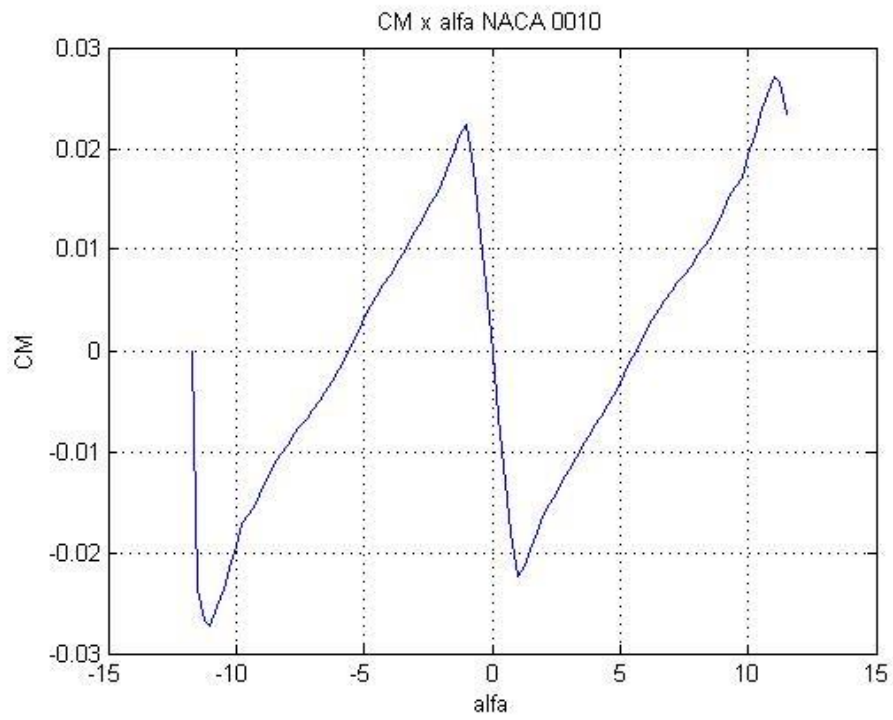


Figura 94 Curva do CM por alfa do perfil NACA 0010 a um Reynolds de 200.000
Fonte: airfoiltools.com