



UNIVERSIDADE FEDERAL DE MINAS GERAIS
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM
ENGENHARIA MECÂNICA

OTIMIZAÇÃO AERODINÂMICA E ESTRUTURAL DE
ASAS DE ELEVADO ALONGAMENTO PARA VEÍCULOS
AÉREOS NÃO TRIPULADOS

BERNARDO OLIVEIRA HARGREAVES

Belo Horizonte, 30 de outubro de 2018

Bernardo Oliveira Hargreaves

**OTIMIZAÇÃO AERODINÂMICA E ESTRUTURAL DE
ASAS DE ELEVADO ALCANCE PARA VEÍCULOS
AÉREOS NÃO TRIPULADOS**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação
em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de
Minas Gerais, como requisito parcial à obtenção do título
de Mestre em Engenharia Mecânica

Área de concentração: Projetos e Sistemas

Orientador: Prof. Dr. Ricardo Luiz Utsch de Freitas Pinto

UFMG

Belo Horizonte

Escola de Engenharia da UFMG

2018

H279o

Hargreaves, Bernardo Oliveira.

Otimização aerodinâmica e estrutural de asas de elevado alongamento para veículos aéreos não tripulados [manuscrito] / Bernardo Oliveira Hargreaves. - 2018.

134 f., enc.: il.

Orientador: Ricardo Luiz Utsch de Freitas Pinto.

Dissertação (mestrado) - Universidade Federal de Minas Gerais, Escola de Engenharia.

Bibliografia: f. 131-134.

1. Engenharia mecânica - Teses. 2. Aeronave não tripulada - Teses. 3. Desempenho - Teses. 4. Otimização estrutural - Teses. I. Pinto, Ricardo Luiz Utsch de Freitas. II. Universidade Federal de Minas Gerais. Escola de Engenharia. III. Título.

CDU: 621(043)



UNIVERSIDADE FEDERAL DE MINAS GERAIS
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM
ENGENHARIA MECÂNICA

Av. Antônio Carlos, 6627 - Campus Universitário
31270-901 - Belo Horizonte - MG
Tel.: +55 31 3409.5145
E-mail: cpgmec@demec.ufmg.br

**"OTIMIZAÇÃO AERODINÂMICA E ESTRUTURAL DE ASAS DE
ELEVADO ALONGAMENTO PARA VEÍCULOS AÉREOS NÃO
TRIPULADOS"**

BERNARDO OLIVEIRA HARGREAVES

Dissertação submetida à Banca Examinadora designada pelo Colegiado do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais, como parte dos requisitos necessários à obtenção do título de "**Mestre em Engenharia Mecânica**", na área de concentração de "**PROJETO E SISTEMAS**".

Dissertação aprovada no dia 30 de outubro de 2018.

Por:

Prof. Ricardo Luiz Utsch de Freitas Pinto
Orientador - Departamento de Engenharia Mecânica/ UFMG

Prof. Ricardo Poley Martins Ferreira
Departamento de Engenharia Mecânica/ UFMG

Prof. Guilherme de Souza Papini
Departamento de Engenharia Mecânica/ UFMG

Dedico este trabalho à minha saudosa avó, D. Lydia (*in memoriam*)

AGRADECIMENTOS

Agradeço em primeiro lugar a Deus, que é aquele que me dá a força e o apoio para que eu seja melhor a cada dia.

Agradeço a minha mãe, meu pai e meu irmão, que sempre estiveram ao meu lado em todas as minhas decisões e conquistas. Agradeço também a Isabela, pela paciência e compreensão por me acompanhar durante todas as minhas fases profissionais e acadêmicas.

Agradeço ao Prof. Ricardo Utsch pela paciência, ensinamentos e discussões em torno do tema do trabalho e que com certeza contribuíram muito para enriquecer o meu conhecimento. Agradeço também ao professor por ter topado o desafio de desenvolver este projeto praticamente todo à distância, mesmo com todas as dificuldades de contato e de comunicação.

Agradeço ao amigo Luciano Frágola, mentor deste projeto e grande professor de aeronáutica e engenharia. Sua contribuição foi fundamental para este estudo e, com certeza, de muitos outros que ainda virão.

Agradeço a Universidade Federal de Minas Gerais, por proporcionar a oportunidade de desenvolver essa pós-graduação ao lado de grandes profissionais, e também por ser uma referência acadêmica internacional.

Agradeço aos colegas e amigos que conheci e que, de uma forma ou de outra, me ajudaram, seja com ensinamentos técnicos, incentivo ou motivação, para a conclusão deste trabalho: Dr. Bruno Pockszevnicki, Thyrso Munhoz, Sávio Silva, Alexandre Simões.

“Nós temos o conhecimento aerodinâmico, os materiais estruturais, os propulsores e a capacidade de fabricação para executar qualquer milagre concebível na aviação. Mas os milagres devem ser planejados, nutridos e executados com inteligência e trabalho duro.”

Glenn L. Martin, 1954.

RESUMO

Recentemente, veículos aéreos não tripulados (VANT's) com asas de elevado alongamento e que voam em elevadas altitudes tornaram-se o centro das atenções da atual vanguarda tecnológica. Missões como monitoramento de fronteiras, telecomunicações, detecção de fenômenos geológicos, dentre outras, e que antes eram desempenhadas por satélites, estão em vias de serem substituídas pelo uso de VANT's, que possuem custo operacional mais baixo e podem decolar e pousar de acordo com a necessidade da missão. Neste trabalho, é apresentado um estudo onde parâmetros geométricos e operacionais são otimizados no intuito de se encontrar a asa ótima para que tanto a autonomia quanto o alcance em voo sejam maximizados. Para a avaliação aerodinâmica, foi implementado o método Multhopp para o cálculo dos coeficientes aerodinâmicos e cargas na asa. Foram analisados três formatos de asa, sendo eles retangular, trapezoidal e bi-trapezoidal. Seus parâmetros geométricos foram otimizados, mantendo a mesma área em planta. A análise concentrou-se em avaliar o desempenho aerodinâmico e estrutural para um projeto mais eficiente e que atenda aos requisitos de voo. Os resultados apresentados mostraram ganhos relevantes em desempenho, em termos de autonomia e alcance, nas asas trapezoidais e bi-trapezoidais quando comparados às asas retangulares. Portanto, são promissores para o projeto de asas de elevado alongamento a serem aplicadas em veículos aéreos não tripulados (VANT's).

Palavras chave: asa de elevado alongamento, VANT, otimização, desempenho

ABSTRACT

Recently, unmanned aerial vehicles (UAV's) with high aspect ratio wings that flies at high altitudes have become the focus of the current technological development. Missions such as border monitoring, telecommunications, detection of geological phenomena, and others that were previously carried out by satellites are in the process of being replaced by the use of UAV's, which have a lower operating cost and can take off and land according to the mission requirements. In this work, the wing geometry and operational parameters are optimized in order to find the optimal wing shape for maximum endurance and maximum range conditions. For the aerodynamic evaluation, the Multhopp Method was used to calculate the lift coefficients and wing loads. Three wing formats were analyzed: rectangular, tapered and bi-tapered. Its geometric parameters were optimized, maintaining the same planform area. The analyses focused on evaluate both aerodynamic and structural performance for a more efficient design that meets flight requirements. The results presented showed significant gains in performance, in terms of endurance and range, in the tapered and bi-tapered wings when compared to rectangular wings, and are promising for the design of high aspect ratio wings to be applied in unmanned aerial vehicles (UAV's).

Keywords: high aspect ratio wing, UAV, optimization, performance

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 2.1 - Astro Flight Sunrise I.	25
FIGURA 2.2 - NASA ERAST Pathfinder.....	26
FIGURA 2.3 - Comparativo entre as aeronaves Pathfinder, Centurion e Helios.....	27
FIGURA 2.4 - Áreas de monitoramento entre aeronaves a diferentes altitudes.	29
FIGURA 2.5 - Exemplos de VANT's de diferentes tamanhos.	31
FIGURA 3.1 - Forças presentes no voo nivelado.....	33
FIGURA 3.2 - Dimensões da asa retangular.	35
FIGURA 3.3 - Ângulo de torção na ponta da asa.....	36
FIGURA 3.4 - Dimensões da asa trapezoidal.....	36
FIGURA 3.5 - Dimensões da asa bi-trapezoidal.	38
FIGURA 3.6 - Ângulo de incidência da aeronave.	39
FIGURA 3.7 - Ângulos em um perfil bidimensional.	40
FIGURA 3.8 - Vórtices na ponta das asas.....	42
FIGURA 3.9 - a) Distribuição de sustentação em uma asa finita. b) Sistema de vórtices gerado.	42
FIGURA 3.10 - Distribuição de circulação em uma asa finita.....	43
FIGURA 3.11 - Divisão do semicírculo para cálculo das estações.....	44
FIGURA 3.12 - Etapas do desenvolvimento de projetos.	48
FIGURA 3.13 - Estruturas primárias da asa.....	51
FIGURA 3.14 - Localização das longarinas em relação à distância de corda.....	52
FIGURA 3.15 - Segmento da asa da aeronave Helios.	52
FIGURA 3.16 - Vista isométrica da longarina	53
FIGURA 3.17 - Perfil da longarina e parâmetros de dimensionamento.	53
FIGURA 3.18 - Camadas atmosféricas.	54
FIGURA 4.1 - Sistema de coordenadas.....	56
FIGURA 4.2 - Fluxograma de otimização.	57
FIGURA 4.3 - Compartimentos que levam carga paga no Helios.	60
FIGURA 4.4 - Configuração do Helios.....	61
FIGURA 4.5 - Estimativa da distribuição de massa.....	62

FIGURA 4.6 - Curva $C_L \times \alpha$ do aerofólio.	66
FIGURA 4.7 - Curva $C_L \times C_D$ do aerofólio.	66
FIGURA 4.8 - Sobreposição dos aerofólios das propostas avaliadas.	68
FIGURA 4.9 - Distribuição dos pontos das 72 estações.	70
FIGURA 4.10 - Distribuição dos ângulos β_v em função da estação.	72
FIGURA 4.11 - Exemplo da distribuição de torção ao longo das estações.	73
FIGURA 4.12 - Faixa de valores $C_L \times C_D$ (aerofólio) considerada para a análise.	76
FIGURA 4.13 - Curva utilizada para a determinação dos valores de C_{do} / C_l para as asas calculadas.	77
FIGURA 4.14 - Curva $C_{L_{3D}} \times \alpha$	79
FIGURA 4.15 - Comparação das curvas de $C_{L_{2D}}$ e $C_{L_{3D}}$ em função de α	80
FIGURA 4.16 - Compartimento da aeronave.	81
FIGURA 4.17 - Diagrama dos esforços cortantes da asa 1.0 (base).	82
FIGURA 4.18 - a) Elemento CQUAD4 e sistema de coordenadas; b) Tensões em um elemento CQUAD4.	87
FIGURA 4.19 - Região de aplicação das cargas no modelo de elementos finitos.	87
FIGURA 4.20 - Pontos de aplicação de cargas no modelo.	88
FIGURA 4.21 - Restrição nos nós da raiz da longarina.	89
FIGURA 4.22 - Exemplo de viga engastada com carga aplicada.	90
FIGURA 4.23 - Deslocamento no modelo de validação.	91
FIGURA 4.24 - Posição de acomodação da longarina no perfil.	94
FIGURA 4.25 - Resultado de tensão do modelo de elementos finitos.	96
FIGURA 4.26 - Comparativo do formato otimizado das longarinas.	97
FIGURA 4.27 - Área das mesas de cada longarina ao longo da envergadura.	98
FIGURA 5.1 - Procedimento de análise dos parâmetros $C_L^{1.5}/C_D$ e C_L/C_D	100
FIGURA 5.2 – Resultados de autonomia para as cinco propostas iniciais.	102
FIGURA 5.3 – Resultados de alcance para as cinco propostas iniciais.	103
FIGURA 5.4 - Inclusão das asas 0,95, 1,05 e 1,15 para avaliação da autonomia.	104
FIGURA 5.5 - Inclusão das asas 0,95, 1,05 e 1,15 para avaliação do alcance.	104
FIGURA 5.6 - Curva de estimativa de peso para cada asa avaliada.	105
FIGURA 5.7 - Resultado da análise da autonomia refinada.	106
FIGURA 5.8 - Resultado da análise do alcance.	106
FIGURA 5.9 - Resultados normalizados para condição de máxima autonomia.	119
FIGURA 5.10 - Resultados normalizados para condição de máximo alcance.	120

FIGURA 5.11 - Tempo de voo das asas otimizadas para máxima autonomia.....	121
FIGURA 5.12 - Comparação das asas otimizadas para máxima autonomia em relação à asa retangular base.....	122
FIGURA 5.13 - Distribuição de sustentação ao longo da envergadura das asas otimizadas para máxima autonomia.	123
FIGURA 5.14 - Comparação dos formatos otimizados para máximo alcance.	123
FIGURA 5.15 - Distância percorrida das asas otimizadas para máximo alcance.	125
FIGURA 5.16 - Comparação das asas otimizadas para máximo alcance em relação à asa retangular base.....	125
FIGURA 5.17 - Distribuição de sustentação ao longo da envergadura das asas otimizadas para máximo alcance.....	126
FIGURA 5.18 - Comparação dos formatos otimizados para máximo alcance.	127

LISTA DE TABELAS E QUADROS

TABELA 2.1 - Classificação dos VANT's. Fonte: Abdullah, 2015	30
TABELA 2.2 - Classificação conforme alcance/autonomia. Fonte: Abdullah, 2015. ...	31
TABELA 4.1 - Comparativo entre as dimensões da asa de referência e a asa proposta.	59
TABELA 4.2 - Distribuição de massa da aeronave vazia.	62
TABELA 4.3 - Sumário das massas consideradas	63
TABELA 4.4 - Aceleração da gravidade em função da altitude.	64
TABELA 4.5 - Dados do aerofólio.	65
TABELA 4.6 - Dados da curva $C_{LX} C_D$	67
TABELA 4.7 - Resumo das características dos aerofólios.	68
TABELA 4.8 - Distribuição de ângulos em cada estação da semi envergadura.	71
TABELA 4.9 - Dados da curva $C_{L_{3D}} \times \alpha$ da asa.	78
TABELA 4.10 - Especificação das cargas.	82
TABELA 4.11 - Referências para definição das propriedades do material.	85
TABELA 4.12 - Características do material.	85
TABELA 4.13 - Propriedades do alumínio 2024-T351.	86
TABELA 4.14 - Informações sobre os modelos utilizados.	88
TABELA 4.15 - Cálculo da deformada.	90
TABELA 4.16 - Deformada do MEF para diferentes tamanhos de malha.	91
TABELA 4.17 - Parâmetros para cálculo da tensão de flexão.	91
TABELA 4.18 - Tensão do MEF para diferentes tamanhos de malha.	92
TABELA 4.19 - Informações geométricas dos aerofólios das propostas.	95
TABELA 4.20 - Dimensões iniciais da longarina.	95
TABELA 4.21 - Resultado do dimensionamento inicial.	96
TABELA 4.22 - Comparativo entre o dimensionamento inicial e final.	97
TABELA 4.23 - Comparativo das áreas das mesas e as respectivas massas.	97
TABELA 5.1 - Resultados de $C_L^{1,5}/C_D$ para a asa 1.0 (base) com variação de 1°.	100
TABELA 5.2 - Resultados da asa retangular para autonomia ótima.	107
TABELA 5.3 - Resultados da asa retangular para alcance ótimo.	108
TABELA 5.4 - Domínio das variáveis otimizadas.	110

TABELA 5.5 - Resultados da asa trapezoidal autonomia ótima.....	111
TABELA 5.6 - Resultados da asa trapezoidal alcance ótimo.....	112
TABELA 5.7 - Propostas de configuração das cordas para a asa bi-trapezoidal.....	114
TABELA 5.8 - Segundo giro de dimensionamento das longarinas.....	114
TABELA 5.9 - Estimativa de massas das longarinas para asa bi-trapezoidal.....	115
TABELA 5.10 - Resultados da asa bi-trapezoidal para autonomia ótima.....	116
TABELA 5.11 - Resultados da asa bi-trapezoidal para alcance ótimo.....	117
TABELA 5.12 - Avaliação de sensibilidade dos parâmetros otimizados.....	118
TABELA 5.13 - Sumário das asas otimizadas para máxima autonomia.....	121
TABELA 5.14 - Sumário das asas otimizadas para máximo alcance.....	124

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ERAST	Environmental Research Aircraft and Sensor Technology
VANT	Veículo aéreo não-tripulado
NASA	National Aeronautics and Space Administration

NOMENCLATURA

Letras Latinas

a_0	Coeficiente angular da curva do aerofólio [adimensional]
AR	Alongamento [adimensional]
b	Envergadura [m]
b_1	Envergadura do primeiro trapézio, da asa bi-trapezoidal [m]
b_2	Envergadura do segundo trapézio, da asa bi-trapezoidal [m]
b_{vn}	Coeficiente de Multhopp [adimensional]
b_{vv}	Coeficiente de Multhopp [adimensional]
C	Corda [m]
c_R	Corda na raiz [m]
c_M	Corda nomeio [m]
c_T	Corda na ponta [m]
C_D	Coeficiente de arrasto [adimensional]
C_d	Coeficiente de arrasto local [adimensional]
C_{Di}	Coeficiente de arrasto induzido [adimensional]
C_{di}	Coeficiente de arrasto induzido local [adimensional]
C_{Do}	Coeficiente de arrasto parasita [adimensional]
C_{do}	Coeficiente de arrasto parasita local [adimensional]
C_l	Coeficiente de sustentação local [adimensional]
C_L	Coeficiente de sustentação [adimensional]
D	Força de arrasto [N]
d_{perc}	Distância percorrida em voo [km]
E	Módulo de elasticidade do material [GPa]
g	Aceleração da gravidade [m/s ²]
h	Altitude de voo [m]
I	Momento de inércia da seção [mm ⁴]
i_w	Ângulo de incidência [graus]

L	Força de sustentação [N]
L_o	Força de sustentação local [m]
m	Número de estações utilizadas no método de Multhopp [adimensional]
n	Fator de carga [G]
P	Força aplicada [N]
$P_{disponível}$	Potência disponível para o voo [kWh]
P_{req}	Potência requerida para o voo [kW]
r	Raio (distância) ao centro de circulação [mm]
Re	Número de Reynolds [adimensional]
R_{Terra}	Raio médio da Terra [km]
S	Área em planta da asa [m ²]
S_1	Área em planta do primeiro trapézio, da asa bi-trapezoidal [m ²]
S_2	Área em planta do segundo trapézio, da asa bi-trapezoidal [m ²]
t	Espessura [mm]
T	Tempo de voo [horas]
T_R	Propulsão da aeronave
V	Velocidade do escoamento [m/s]
W	Peso da aeronave [N]
x	Distância entre estações consideradas no método de Multhopp [mm]
y	Posição ao longo da envergadura [mm]
Y	Comprimento da envergadura [mm]
Z	Deslocamento vertical [mm]

Letras Gregas

α	Ângulo de ataque geométrico [graus]
α_e	Ângulo de ataque efetivo [graus]
α_{e_o}	Ângulo de ataque efetivo local [graus]
α_i	Ângulo de ataque induzido [graus]
α_{t_p}	Ângulo de torção na ponta da asa [graus]
α_{t_r}	Ângulo de torção na raiz da asa [graus]
β	Ângulo de cada divisão conforme método de Multhopp [graus]
γ	Circulação [adimensional]
η	Estação [adimensional]
λ	Afilamento [adimensional]
μ	Viscosidade dinâmica [Pa.s]
ρ	Densidade [kg/m ³]
σ	Tensão [MPa]
ν	Viscosidade cinemática [m ² /s]
ω	Velocidade induzida [rad/s]

Subscritos

∞	Infinito
h	Altitude
n	Estação local no método de Multhopp
nm	Nível do mar
o	Valor local da variável
y	Valor local na direção y
v	Estação local no método de Multhopp

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO.....	21
1.1. Motivação	21
1.2. Objetivos	22
1.3. Estrutura do trabalho.....	23
2. ESTADO DA ARTE	24
2.1. VANT's: Veículos Aéreos Não Tripulados.....	24
2.1.1. Desenvolvimento dos VANT's	24
2.1.2. Principais aplicações	28
2.1.3. Classificação de VANT's.....	30
3. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	32
3.1. Equações de desempenho	32
3.2. Parametrização das asas.....	35
3.2.1. Parâmetros de otimização da asa retangular	35
3.2.2. Parâmetros de otimização da asa trapezoidal.....	36
3.2.3. Parâmetros de otimização da asa bi-trapezoidal	37
3.3. Métodos para cálculo da distribuição de sustentação	39
3.3.1. Ângulo de incidência, de ataque efetivo/induzido e de sustentação nula	39
3.3.2. Distribuição de sustentação ao longo da envergadura	41
3.3.3. Método de Multhopp.....	44
3.4. Fundamentos de análise estrutural.....	47
3.4.1. Conceitos preliminares de projeto.....	48
3.4.2. Normas técnicas	49
3.4.3. Características das longarinas	50
3.5. Voo e atmosfera a elevadas altitudes	54

4. METODOLOGIA.....	56
4.1. Sistema de coordenadas	56
4.2. Procedimento de otimização	57
4.3. Otimização aerodinâmica.....	58
4.3.1. Aeronave de referência.....	58
4.3.2. Considerações de massa	61
4.3.3. Análise aerodinâmica	64
4.3.4. Definição do aerofólio.....	65
4.3.5. Informações geométricas dos aerofólios	67
4.3.6. Cálculo dos parâmetros aerodinâmicos.....	68
4.3.6.1. Seleção do número de estações na asa “m”	69
4.3.6.2. Determinação do coeficiente de circulação γ	72
4.3.6.3. Determinação do coeficiente de circulação γ para uma asa com torção	73
4.3.6.4. Determinação da distribuição de sustentação ao longo da envergadura	74
4.3.6.5. Determinação do coeficiente de sustentação global da asa	74
4.3.6.6. Determinação do coeficiente de arrasto.....	75
4.3.6.7. Determinação da curva $C_L x \alpha$	78
4.3.7. Dimensionamento de cargas.....	80
4.3.8. Cálculo de desempenho ótimo	83
4.4. Otimização estrutural.....	84
4.4.1. Material	84
4.4.2. Modelagem de elementos finitos.....	86
4.4.2.1. Informações de modelagem.....	86
4.4.2.2. Condições de contorno	88
4.4.2.3. Validação analítica	89
4.4.3. Análise de resistência do material	92
4.4.4. Dimensionamento das longarinas.....	93

4.4.4.1. Dimensões consideradas.....	93
4.4.4.2. Otimização das dimensões.....	95
5. RESULTADOS	99
5.1. Método de avaliação dos valores ótimos	99
5.2. Otimização da asa retangular	101
5.2.1. Processo de otimização da asa retangular	101
5.2.2. Parâmetros ótimos da asa retangular para máxima autonomia	107
5.2.3. Parâmetros ótimos da asa retangular para máximo alcance.....	108
5.3. Otimização da asa trapezoidal	109
5.3.1. Processo de otimização da asa trapezoidal.....	109
5.3.2. Parâmetros ótimos da asa trapezoidal para máxima autonomia.....	111
5.3.3. Parâmetros ótimos da asa trapezoidal para máximo alcance	112
5.4. Otimização da asa bi-trapezoidal	113
5.4.1. Processo de otimização da asa bi-trapezoidal	113
5.4.2. Parâmetros ótimos da asa bi-trapezoidal para máxima autonomia	115
5.4.3. Parâmetros ótimos da asa bi-trapezoidal para máximo alcance.....	117
5.4.4. Análise de sensibilidade do resultados.....	118
5.5. Sumário dos resultados de otimização.....	120
5.5.1. Máxima autonomia.....	120
5.5.2. Máximo alcance	124
6. CONCLUSÃO.....	128
6.1. Comentários finais	128
6.2. Conclusões gerais	129
6.3. Trabalhos futuros	130
7. REFERÊNCIAS	131

1. INTRODUÇÃO

1.1. Motivação

Atualmente, o crescente interesse no estudo e desenvolvimento de veículos aéreos não tripulados (VANT's) vêm despertando o surgimento de novas aeronaves que possibilitam a aplicação de novas fontes de energia, com materiais mais leves e resistentes Hirschberg (2010). As inúmeras aplicações deste tipo de aeronave, como monitoramento de fronteiras, estudo de bacias hidrográficas, áreas sísmicas e vulcânicas, detecção de incêndios em regiões preservadas, agricultura e telecomunicações, só para citar algumas, vêm trazendo grandes avanços para a implantação operacional destas aeronaves, conforme Alsahlani e Rahulan (2017), Bhatt (2012) e Noth (2008).

Funções que antes eram desempenhadas por satélites estão em vias de serem substituídas pelo uso de VANT's, que possuem um custo operacional mais barato, possuem manutenção mais fácil e são mais flexíveis no que se diz respeito às cargas que podem levar, visto que basta o simples pouso em uma base ou estação terrestre para que uma nova função seja implementada no aparelho (Nickol et al, 2007). Nos últimos 50 anos, o desenvolvimento dos VANT's abriu portas para o surgimento de novas tecnologias e possibilitou o desenvolvimento de novas soluções de engenharia (Glazebrook, 2012). Novos requisitos como elevada autonomia, alcance e altitude de voo trouxeram novos desafios para que novas aeronaves fossem projetadas de maneira mais leve, com fontes energéticas renováveis e boa confiabilidade (Romeo *et al*, 2006).

Em termos de desempenho, determinadas missões, como monitoramento e reconhecimento, exigem tempos de operação mais longos, de tal maneira que a aeronave seja capaz de permanecer o maior tempo possível no ar. Nesse caso, a autonomia da aeronave é fator determinante no cumprimento dos objetivos. O alcance pode ser avaliado quando tem-se missões onde é necessário percorrer a maior distância possível. A otimização aerodinâmica e estrutural da aeronave pode levar a ganhos consideráveis em desempenho de acordo com o tipo de missão definida. Desta forma, a

asa otimizada para máxima autonomia não é necessariamente igual à asa otimizada para máximo alcance, e vice versa, sendo necessária uma avaliação separada dos parâmetros de desempenho para o cálculo da asa com a eficiência maximizada.

Com a realização deste trabalho, espera-se acrescentar conhecimentos técnicos referentes aos fenômenos que regem o comportamento de uma asa, tanto do ponto de vista aerodinâmico quanto estrutural. A realização do estudo foi importante para firmar conceitos e apresentar uma linha de soluções de engenharia que podem ser aproveitadas para o dimensionamento de uma aeronave autônoma de elevada envergadura. A contribuição acadêmica gerada por este trabalho parte do pressuposto de que abordagens teóricas de aerodinâmica (e todos os demais fatores relacionados) e de otimização estrutural podem abrir novas frentes de pesquisa nesta área de vanguarda.

1.2. Objetivos

Tendo em vista a motivação apresentada, este trabalho tem como objetivo principal achar uma asa que apresenta desempenho ótimo em termos de autonomia e uma asa que apresenta desempenho ótimo para alcance, a partir da modificação de parâmetros construtivos e operacionais da asa. Desta forma, os principais objetivos foram listados abaixo.

- Otimização do desempenho para máxima autonomia e máximo alcance.
- Avaliar a influência da alteração do alongamento no desempenho da aeronave.
- Avaliar a influência do ângulo de ataque e ângulo de torção da ponta de asa no desempenho da aeronave.
- Avaliar os ganhos em desempenho das asas trapezoidais e bi-trapezoidais em comparação com o formato retangular.
- Avaliar a influência do afilamento no desempenho da aeronave.
- Encontrar quais os parâmetros construtivos e operacionais ótimos para a maximização da autonomia e do alcance.

- Desenvolver uma metodologia para cálculo e dimensionamento de asas de elevado alongamento do ponto de vista aerodinâmico.
- Implementar o Método de Multhopp para cálculo da distribuição de sustentação ao longo da envergadura.
- Implementar uma rotina para avaliação da variação de parâmetros para o cálculo de desempenho.

1.3. Estrutura do trabalho

O trabalho é apresentado em 7 capítulos, contendo informações sistemáticas sobre o estudo realizado.

O primeiro capítulo apresenta uma introdução ao tema e aos objetivos do trabalho.

O segundo capítulo apresenta uma revisão bibliográfica sobre o tema e o estado da arte.

O terceiro capítulo aborda a fundamentação teórica dos conceitos utilizados para o desenvolvimento deste trabalho.

O quarto capítulo apresenta a caracterização do problema e as metodologias de análise das propostas, do ponto de vista aerodinâmico e estrutural.

No quinto capítulo é realizada uma discussão acerca dos resultados obtidos.

O sexto capítulo apresenta a conclusão do trabalho e novas propostas a serem estudadas no futuro.

As referências bibliográficas são apresentadas no capítulo sete.

2. ESTADO DA ARTE

Neste capítulo, foi realizada uma revisão literária sobre o estado da arte dos veículos aéreos não tripulados que voam a elevadas altitudes.

2.1. VANT's: Veículos Aéreos Não Tripulados

O primeiro registro do uso de veículos aéreos não tripulados data de 1849, quando austríacos usaram balões para atacar o território italiano. Embora o sucesso dos ataques fosse questionável, o interesse pelo estudo deste tipo de objeto cresceu conforme a tecnologia foi avançando (Surhone, 2010). O interesse pelo estudo de aeronaves não tripuladas vem desde a Primeira Guerra Mundial (1914-1918). Aeronaves com sistemas de navegação arcaicos foram desenvolvidas para completar missões sem levar nenhuma tripulação, embora em muitas das vezes fossem somente de ida, sem volta. O desenvolvimento da engenharia eletrônica nos anos seguintes trouxe consigo sistemas remotamente controlados mais confiáveis, o que refletiu em uma melhor aplicação nas aeronaves. Por volta dos anos de 1960, pesquisadores voltaram os olhos para o desenvolvimento de aeronaves não tripuladas, a fim de mitigar os riscos em voos de teste (Merlin, 2013). O fato de uma aeronave não conter tripulação traz algumas vantagens, como a não necessidade de alocação para sistemas como equipamentos de sobrevivência, higiene e suporte de vida, por exemplo. Por outro lado, é necessário maior suporte terrestre para as operações das aeronaves não tripuladas, seja eles treinamento adequado das equipes ou aparelhagem para monitoramento do voo.

2.1.1. Desenvolvimento dos VANT's

Dentre as novas tecnologias apresentadas, os VANT's surgiram como candidatos à exploração de missões em elevadas altitudes e de longa duração.

Em termos de propulsão, vários modelos foram estudados para obter se o melhor desempenho, assim como a forma na qual o VANT obtém energia para voar (Morrisey, McDonald, 2009). Energias renováveis apareceram como uma boa alternativa aos combustíveis fósseis, sendo a energia solar (células foto voltaicas) e células de hidrogênio as mais utilizadas. Baterias (lítio-polímero) e super capacitores aparecem como as principais formas de armazenamento e suprimento de energia (Meyer et al, 2009).

A história por trás do surgimento desta categoria de VANT's está intimamente ligada ao desenvolvimento de sistemas de alimentação baseados na energia solar. O fato de que a aeronave não necessita carregar combustível e pousar para o reabastecimento quando necessário, possibilitou que os voos tivessem um aumento considerável em sua duração. Os painéis solares acoplados são capazes de suprir o consumo energético da aeronave durante semanas (Michel 2015).

O primeiro voo de uma aeronave solar remotamente controlada foi realizado com sucesso em 1974. A FIG. 2.1 mostra o Astro Flight Sunrise I e suas principais características geométricas. Esta aeronave realizou seu primeiro voo nos EUA a partir de uma iniciativa de se explorar voos autônomos com duração acima de 12 horas (Hirschberg, 2010).

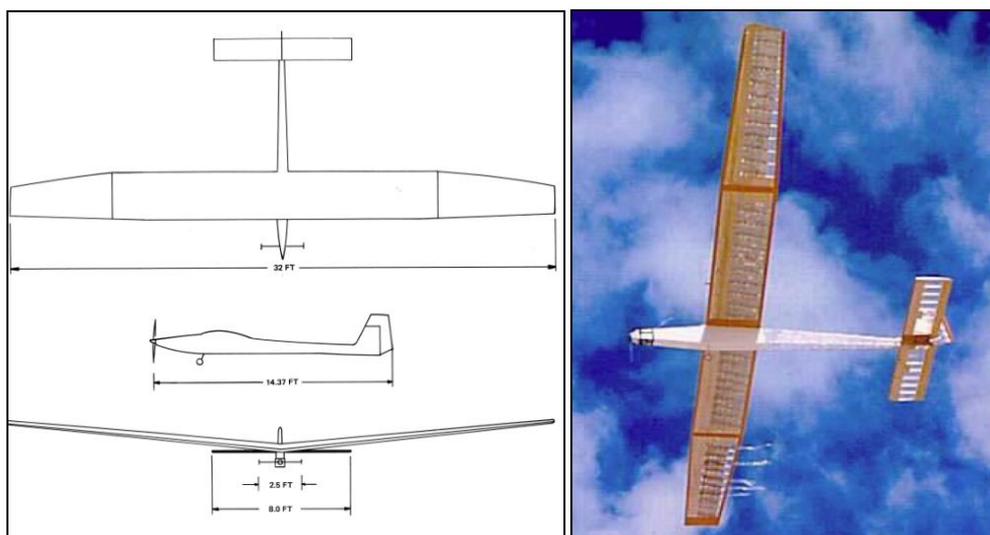


FIGURA 2.1 - Astro Flight Sunrise I.

Fonte: Hirschberg, 2010.

Na década de 1980, várias melhorias foram feitas a fim de se garantir eficiência e confiabilidade de operação dos VANT's. Durante os anos 1980, uma empresa despontou como pioneira no desenvolvimento de aeronaves de longa duração movidas a energia solar. Através de um contrato firmado com o governo norte americano, a AeroEnvironment foi incumbida de projetar uma aeronave não tripulada de alcance extremamente longo, movida a energia solar (Alemayehu et al). Foi desenvolvido então o Pathfinder (FIG. 2.2), que trouxe consigo novas propostas, assim como a análise da viabilidade de levar sistemas embarcados para a operação em voo. O projeto foi então cancelado devido à problemas e repassado para a NASA (agência aeroespacial norte americana), que já tinha desenvolvido outras plataformas como o Perseus e o Theseus com a Aurora Flight Sciences (Merlin, 2013). Entre 1993 e 1999, a NASA realizou vários voos testes, estabelecendo a meta de se atingir o teto de operação em 100 mil pés de altitude, ou aproximadamente 30 mil metros acima do nível do mar (Michel, 2015).



FIGURA 2.2 - NASA ERAST Pathfinder.

Fonte: ERAST: Pathfinder / Pathfinder Plus. 2002.

Após o desenvolvimento do Pathfinder e do Centurion, a AeroEnvironment, com o suporte da NASA, aproveitou as estruturas já projetadas e partiu para atingir a

meta de voar até 100 mil pés em uma missão de 96 horas de duração com o desenvolvimento do protótipo do Helios (Merlin, 2013). Estruturalmente, a aeronave aumentou a sua envergadura e houve uma redistribuição nas cargas devido ao novo posicionamento dos motores (FIG. 2.3). Em 13 de agosto de 2001, o Helios bateu o recorde de altitude para uma aeronave sustentada por asas horizontais: 96963 pés ou aproximadamente 29 mil metros de altitude (Gibbs, 2015).

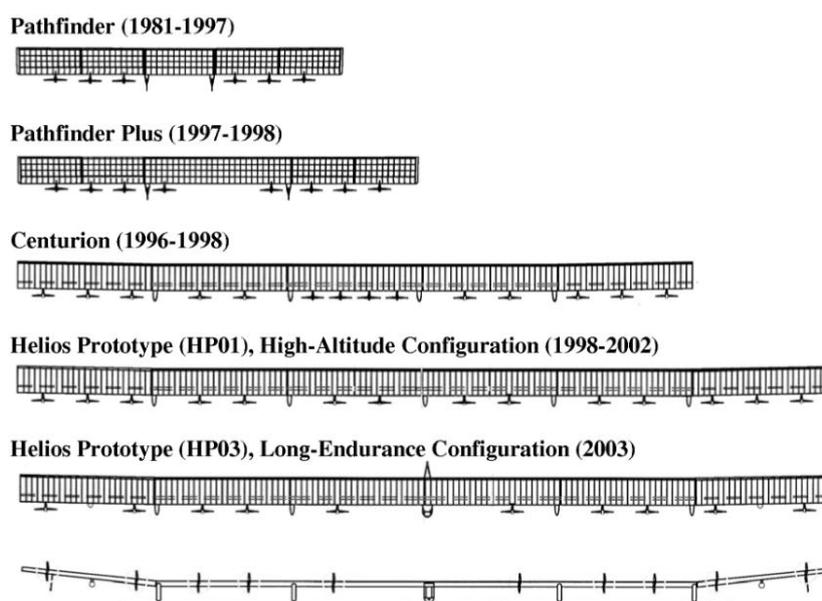


FIGURA 2.3 - Comparativo entre as aeronaves Pathfinder, Centurion e Helios.

Fonte: ERAST: Pathfinder / Pathfinder Plus. 2002.

Atualmente, com o crescimento da demanda por novas aplicações, várias empresas e centros de pesquisa têm explorado novas tecnologias a fim de incorporar nos VANT's modos de voo mais eficientes e, principalmente, sem agredir ao meio ambiente. A Airbus, gigante europeia do ramo aeroespacial, desenvolveu vários veículos não tripulados para as mais diversas aplicações, sejam elas militares ou civis. Dentre os projetos, destaca-se a família Zephyr, considerado um pseudo-satélite de elevada altitude (Airbus, 2016).

No Brasil, empresas privadas e universidades federais como ITA, UFMG, USP, UnB, dentre outras, estão conduzindo projetos para o desenvolvimento de novas

tecnologias aplicadas aos VANT's, sendo que a maioria dos projetos se limita à construção de aparelhos até médio porte (Vieira, 2012).

2.1.2. Principais aplicações

Com a tecnologia avançando rapidamente, os VANT's apareceram como uma alternativa para o cumprimento das mais variadas missões. Houve um interesse das agências estatais de desenvolver sistemas de monitoramento baseados em aeronaves de longo alcance e que voam a elevadas altitudes. Os HALE UAV's (High Altitude Long Endurance Unmanned Air Vehicle, do inglês) ou Veículos Aéreos Não Tripulados de Longa Autonomia e Elevada Altitude estão na vanguarda do desenvolvimento e em vias de substituir as funções que antes eram desempenhadas majoritariamente por satélites

Um dos desafios encontrados, por exemplo, foi instalação de equipamentos de imagem (detecção, processamento e transmissão de dados) e navegação, que dependem do estado atual de avanço tecnológico (Kozuba e Muszyński, 2011). Por exemplo, uma das grandes vantagens dos VANT's em relação aos satélites, em termos de monitoramento, é que são capazes de enviar imagens em tempo real para as estações em terra (Romeo et al, 2006).

O desenvolvimento de novas aeronaves como o Zephyr pela Airbus, despertou o interesse de órgãos de segurança da Grã-Bretanha, que encomendaram dois para atuar na vigilância de seu território (Airbus, 2016). A capacidade de voar a altas altitudes aumenta a área de monitoramento que pode ser utilizada pelo VANT, conforme visto na FIG. 2.4, que compara as áreas de vigilância de aeronaves que voam a diferentes altitudes.



FIGURA 2.4 - Áreas de monitoramento entre aeronaves a diferentes altitudes.

Fonte: Romeo et al. 2006.

Outra aplicação que vem ganhando espaço ultimamente está relacionada à agricultura de precisão. Os VANT's são capazes de mapear regiões de plantio e trazer informações relevantes em tempo real, como estresse hídrico, danos ocasionados por pragas, deficiência de nutrientes, falta de uniformidade na aplicação de água, etc. (Albuquerque, 2013). Os VANT's podem auxiliar, também, na detecção de focos de incêndios e de desastres ambientais, monitoramento geográfico de bacias hidrográficas, etc.

Um dos fatores restritivos à utilização de VANT's hoje em dia é o elevado custo de operação e de compra, bem como pela dificuldade de certificação de voo imposta por agências regulamentadoras, inclusive em quais áreas seria permitido o voo dos VANT's (Kozuba e Muszyński, 2011).

No geral, as aplicações científicas mostram a versatilidade encontrada nos VANT's. Neste caso, pode-se fazer uma comparação do uso dos VANT's e dos satélites, sendo ambos complementares entre si. Satélites cobrem todo o globo terrestre, enquanto a atuação dos VANT's é local e de alta precisão, podendo chegar a captar imagens com centímetros de resolução (Meyer et al, 2009). As várias aplicações dos VANT's são listadas a seguir:

- Pesquisa atmosférica
- Pesquisas geológicas
- Evolução de furacões
- Oceanografia
- Estudo de vulcões e alerta de erupções
- Previsão do tempo
- Pesquisa arqueológica
- Mapeamento de alta precisão de terrenos
- Medição do aquecimento global
- Estudo da formação de nuvens
- Estudo de geleiras
- Estudos fluvial e de foz

2.1.3. Classificação de VANT's

De acordo com o Departamento de Defesa dos Estados Unidos da América, os VANT's podem ser classificados em cinco grupos principais, de acordo com o tamanho, peso máximo de decolagem, altitude de operação e velocidade desenvolvida, conforme TAB. 2.1 abaixo (Abdullah, 2015).

TABELA 2.1 - Classificação dos VANT's. Fonte: Abdullah, 2015

Categoria	Tamanho	Peso máximo de decolagem (kg)	Altitude de operação (m)	Velocidade (km/h)
Grupo 1	Pequeno	0-9	< 365	< 185
Grupo 2	Médio	9-25	< 1000	< 460
Grupo 3	Médio/Grande	< 600	< 5500	< 460
Grupo 4	Grande	< 600	< 5500	Qualquer velocidade
Grupo 5	Super Grande	> 600	> 5500	Qualquer velocidade

A FIG. 2.5 abaixo mostra dois exemplos, sendo de um VANT médio e de um supergrande.



FIGURA 2.5 - Exemplos de VANT's de diferentes tamanhos.

Fonte – Stevenson (2015) e NASA (2017)

Ainda de acordo com Abdullah (2015), a classificação pode ser feita de acordo com a autonomia e o alcance do VANT, conforme mostrado na TAB. 2.2 abaixo.

TABELA 2.2 - Classificação conforme alcance/autonomia. Fonte: Abdullah, 2015.

Classificação	Alcance (km)	Autonomia (horas)	Tipo de missão
Baixo custo / pequeno alcance	5	0,5	Reconhecimento/vigilância
Pequeno alcance	50	1 - 6	Reconhecimento/vigilância
Alcance curto	150	8 - 12	Reconhecimento/vigilância
Alcance Médio	650	-	Reconhecimento/vigilância/meteorologia
Longa autonomia	300	36	Reconhecimento/vigilância em elevadas altitudes

3. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo são apresentados os fundamentos utilizados para o embasamento técnico do trabalho. Para os conceitos fundamentais de aerodinâmica, foram utilizadas as seguintes referências bibliográficas: Anderson (1999, 2001), Frágola (2004), Multhopp (1950), Pullin (1979), Raymer (1992) e White (2009). As referências para o estudo dos conceitos de projeto e das formulações de análise estrutural podem ser encontradas em Raymer (1992), Malvern, (1969), Niu (1988, 1999), FAA (2012), Hibbeler (2010), Zienkiewicz et al (2005).

3.1. Equações de desempenho

Para avaliar a eficiência geral dos corpos quando submetidos às cargas aerodinâmicas, utiliza-se uma razão entre os coeficientes de sustentação e arrasto, ou razão C_L/C_D . Um elevado valor de C_L/C_D indica uma boa sustentação com pouca força de arrasto atuando sobre a aeronave, sendo este um dos parâmetros mais importantes a serem otimizados no projeto aerodinâmico.

Para a avaliação do desempenho da aeronave, podem ser utilizados dois parâmetros principais, sendo eles o $C_L^{3/2}/C_D$ máximo, para condições de máxima autonomia, e o C_L/C_D máximo, para condições de máximo alcance. A determinação da autonomia e do alcance máximo requer a determinação da velocidade e potência requerida para o cálculo do tempo de voo e distância percorrida. O perfil típico de missão das aeronaves similares à estudada neste trabalho demanda um bom desempenho em autonomia, visando a maior permanência possível da aeronave no ar.

Para voo em regime estacionário, assume-se que a soma de todas as cargas que atuam na aeronave durante o voo se iguale a zero, onde a sustentação se iguala ao peso e o arrasto se iguala à propulsão, ou seja, a aceleração é nula, conforme FIG. 3.1 abaixo.

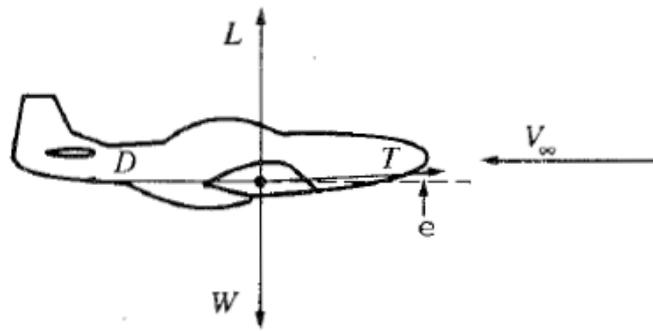


FIGURA 3.1 - Forças presentes no voo nivelado.

Fonte: Anderson, 1999.

Considerando a sustentação igual ao peso para o voo nivelado, a velocidade pode ser determinada conforme as EQ. 3.1 e EQ. 3.2 (resolvendo para V_∞).

$$L = W = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S C_L \quad (3.1)$$

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho C_L} \left(\frac{W}{S} \right)} \quad (3.2)$$

A potência requerida para manter o voo nivelado em regime estacionário pode ser definida através do conceito de que potência é igual ao produto da velocidade pela força, sendo que no caso de uma aeronave, é a força de propulsão atuante. Esta relação pode ser descrita pela EQ. 3.3.

$$P_{req} = T_R V_\infty = \frac{W}{C_L/C_D} V_\infty \quad (3.3)$$

onde T_R (propulsão) pode ser definido por (EQ. 3.4):

$$T_R = \frac{W}{L/D} \quad (3.4)$$

Desta forma, combinando as equações EQ. 3.3 e EQ. 3.4, a potência requerida pode ser reescrita até se chegar na EQ. 3.5 (dada em Watts).

$$P_{req} = \sqrt{\frac{2W^3}{\rho_{\infty} S} \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \right)} \quad (3.5)$$

Para que a potência requerida seja minimizada, a razão $C_L^{3/2}/C_D$ deve ser maximizada, ou seja, a aeronave deve voar em um determinado C_L para que menos potência seja requerida para manter o voo nivelado em regime estacionário. Desta forma, a autonomia de voo é maximizada, visto que a aeronave irá gastar o mínimo de energia para voar pelo maior tempo possível. No caso de aeronaves solares, não há consumo de combustível que justifique alterações no peso durante o voo. A carga elétrica disponível ($P_{disponível}$), mensurada em kWh (quilowatts-hora) é proveniente dos painéis solares ou então da carga armazenada em uma bateria. Desta forma, o tempo de voo, pode ser calculado conforme EQ. 3.6, para valores ótimos de $C_L^{3/2}/C_D$ da aeronave.

$$T = \frac{P_{disponível}}{P_{req}} \quad (3.6)$$

Para calcular o máximo alcance de voo da aeronave, faz-se a razão entre a velocidade e o tempo de voo, sendo ambos calculados para valores de desempenho C_L/C_D ótimos. A máxima distância percorrida pela aeronave pode ser descrita pela EQ. 3.7.

$$d_{perc} = \frac{V_{\infty}}{T} \quad (3.7)$$

3.2. Parametrização das asas

Para a otimização das asas retangulares, trapezoidais e bi-trapezodais foram utilizadas as seguintes considerações: no caso das asas retangulares, a otimização se dá através da variação da envergadura; no caso das asas trapezoidais, a envergadura e o afilamento são utilizados como parâmetros geométricos de otimização; no caso das asas bi-trapezoidais, a otimização geométrica se dá pela variação da envergadura, das cordas (na raiz e no meio) e do ponto de transição. Além dos parâmetros descritos anteriormente, para todas as asas analisadas, o ângulo de torção na ponta de asa também foi otimizado visando o melhor desempenho em autonomia e alcance.

3.2.1. Parâmetros de otimização da asa retangular

A parametrização da asa retangular se dá principalmente pela variação da envergadura e ângulo de torção na ponta da asa. A FIG. 3.2 mostra o formato da semi-asa e as variáveis geométricas envolvidas.

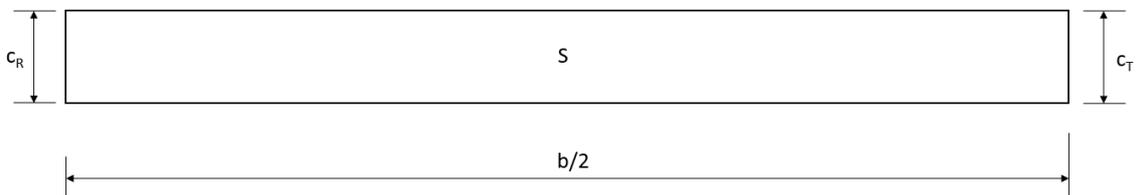


FIGURA 3.2 - Dimensões da asa retangular.

Neste trabalho, o valor da área em planta foi mantido fixo. Desta forma, a variação da envergadura afeta diretamente o comprimento de corda (que é constante ao longo da envergadura), conforme pode ser visto na EQ. 3.8.

$$S = \frac{b}{2} \times c_R \quad (3.8)$$

A FIG. 3.3 mostra um exemplo do ângulo de torção na pontada asa, sendo que esta variável também foi parametrizada e otimizada neste trabalho.

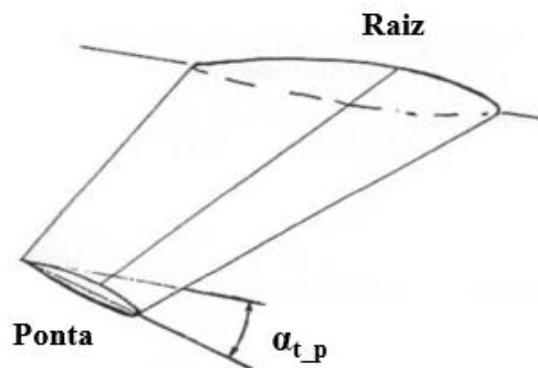


FIGURA 3.3 - Ângulo de torção na ponta da asa.

3.2.2. Parâmetros de otimização da asa trapezoidal

Para a otimização da asa trapezoidal, os seguintes parâmetros foram analisados, conforme mostrado na FIG. 3.4.

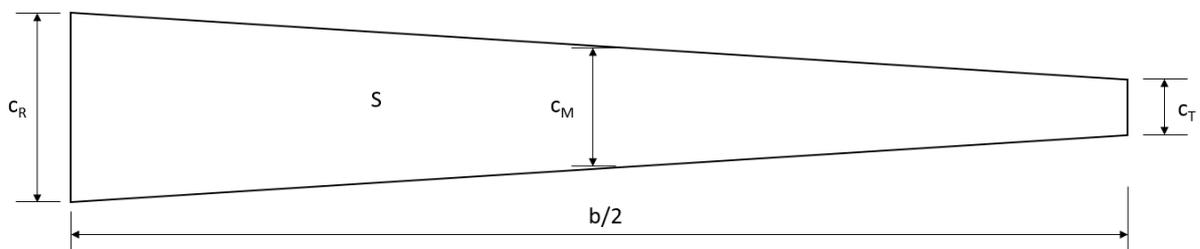


FIGURA 3.4 - Dimensões da asa trapezoidal.

Para a asa trapezoidal, a área em planta pode ser definida conforme EQ. 3.9 abaixo.

$$S = 2 \times \frac{(c_R + c_T)}{2} \times \frac{b}{2} = \frac{(1 + \lambda)}{2} c_R b \quad (3.9)$$

onde, fazendo uma equivalência com a área do trapézio, as cordas representam as bases e a semi-envergadura ($b/2$) equivale a altura.

A área pode ser reescrita também em função do afilamento e da corda na raiz. Desta forma, rearranjando a EQ. 3.9 acima, pode-se calcular a corda na raiz em função da variação do afilamento, conforme mostrado na EQ. 3.10.

$$c_R = \frac{2S}{b \cdot (1 + \lambda)} \quad (3.10)$$

Assim, considerando a área em planta fixa, a otimização dos parâmetros geométricos da asa trapezoidal se restringe à definição da envergadura e do afilamento para as diferentes propostas a serem analisadas. O ângulo de torção na ponta de asa também foi otimizado, conforme mostrado na FIG. 3.3 acima.

3.2.3. Parâmetros de otimização da asa bi-trapezoidal

O cálculo da asa bi-trapezoidal pode ser feito através da divisão da área em planta da asa em dois trapézios principais e, assim como feito na asa trapezoidal, suas dimensões podem ser transformadas em dimensões das asas, conforme mostrado na FIG. 3.5.

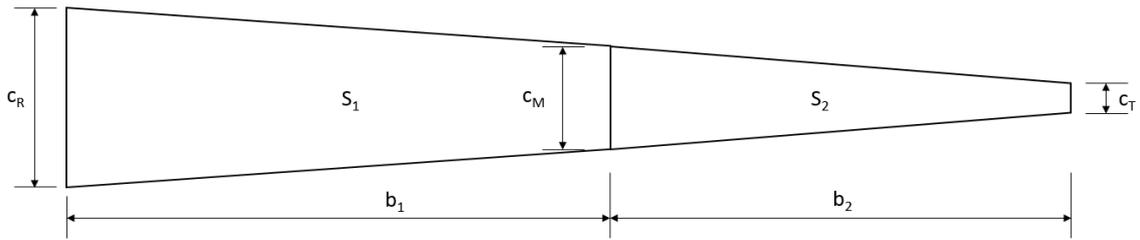


FIGURA 3.5 - Dimensões da asa bi-trapezoidal.

Desta forma, a área total da asa pode ser definida como a soma das áreas dos dois trapézios, conforme mostrado na EQ. 3.11.

$$S = S_1 + S_2 \quad (3.11)$$

A otimização da geometria da asa bi-trapezoidal passa pela variação dos parâmetros b_1 e b_2 , que definem o ponto de transição, e das cordas na raiz e no meio, que definem o valor da corda na ponta. A EQ. 3.12 mostra a corda na ponta em função da área e da altura do segundo trapézio, e do valor da corda no meio (ou na transição entre os trapézios).

$$c_T = \left(\frac{2S_2}{b_2} \right) - c_M \quad (3.12)$$

onde S_2 pode ser dada pela EQ. 3.13:

$$S_2 = S - S_1 = S - \frac{(c_R + c_M)b_1}{2} \quad (3.13)$$

3.3. Métodos para cálculo da distribuição de sustentação

Para o cálculo das cargas aerodinâmicas na asa, é importante observar como se comporta a distribuição de sustentação ao longo da envergadura. Embora o perfil aerodinâmico escolhido já carregue informações a respeito do coeficiente de sustentação e do ângulo de ataque, é necessário fazer a avaliação completa da sustentação ao longo da envergadura, visto que localmente, a sustentação pode mudar em função da localização da estação em cada asa.

Desta forma, este tópico visa fundamentar a teoria utilizada para a obtenção das distribuições de sustentação ao longo da asa, passando pelos conceitos de ângulo de ataque, distribuição em asas finitas e a implementação do método de Multhopp.

3.3.1. Ângulo de incidência, de ataque efetivo/induzido e de sustentação nula

A asa tem um posicionamento angular relativo à fuselagem que pode ser definido pelo ângulo de incidência na raiz, que é aquele entre a linha central da fuselagem e a linha de corda na sua raiz (Sadraey, 2013). Geralmente, o ângulo de incidência de projeto é aquele que, quando a aeronave está no ângulo de ataque correspondente à condição de desempenho ótimo, o ângulo de ataque da fuselagem está minimizando o arrasto produzido pela mesma. A FIG. 3.6 ilustra o ângulo de incidência da aeronave.

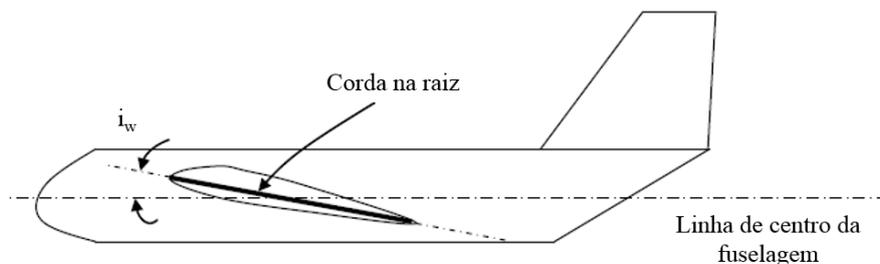


FIGURA 3.6 - Ângulo de incidência da aeronave.

Fonte: Adaptado de Sadraey (2013).

O ângulo de ataque é um dos parâmetros mais importantes quando se refere ao comportamento aerodinâmico do aerofólio/asa. O ângulo de sustentação nula é aquele no qual não há geração de sustentação. Quando o ângulo de ataque de um aerofólio é medido em relação ao seu eixo de sustentação nula, é correto dizer que o coeficiente de sustentação é zero quando o ângulo de ataque é zero. Em aerofólios arqueados, por exemplo, é preferível utilizar a linha de sustentação nula ao invés da linha de corda, ao se descrever o ângulo de ataque (Anderson, 2001).

Quando a asa está em voo, o ar sofre uma deflexão para baixo chamada de “downwash”. Devido a este efeito, em cada seção da asa, o aerofólio tem um ângulo de ataque efetivo diferente do ângulo de ataque a montante da asa. A diferença entre o ângulo de ataque a montante e o ângulo de ataque efetivo é definida como ângulo de ataque induzido. A FIG. 3.7 mostra um perfil e os ângulos de ataque correspondentes.

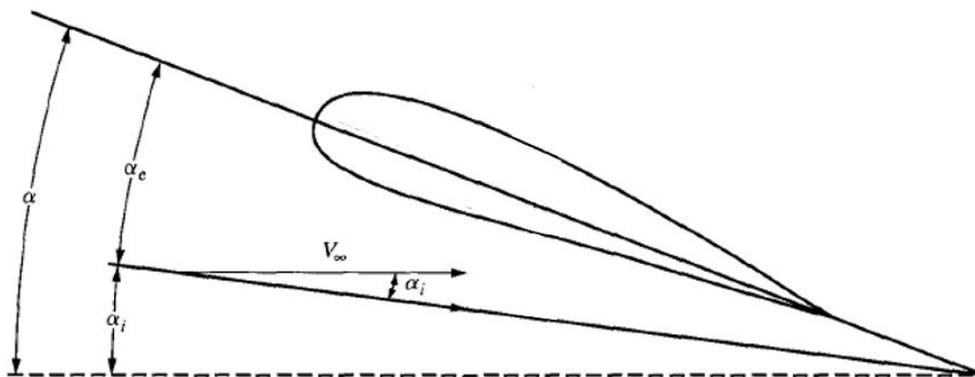


FIGURA 3.7 - Ângulos em um perfil bidimensional.

Fonte: Anderson. 2001.

Desta forma, enquanto a asa está sob os efeitos do ângulo de ataque geométrico, o aerofólio está sujeito aos efeitos locais de escoamento e está vendo um ângulo de ataque menor, o ângulo de ataque efetivo. Em outras palavras, pode-se dizer que o ângulo de ataque efetivo (α_e) é igual à diferença entre o ângulo de ataque geométrico (α) e o ângulo de ataque induzido (α_i), conforme EQ. 3.14 abaixo.

$$\alpha_e = \alpha - \alpha_i \quad (3.14)$$

3.3.2. Distribuição de sustentação ao longo da envergadura

A importância de se achar a distribuição de sustentação ao longo da envergadura deve-se ao fato de ser um fator chave para o dimensionamento estrutural da aeronave e também por relacionar outros parâmetros aerodinâmicos fundamentais da asa, como os coeficientes de sustentação e arrasto. De maneira geral, baseado no método da Linha Sustentadora de Prandtl, a asa é dividida em estações ao longo da envergadura visando a avaliação dos efeitos locais de circulação e, conseqüentemente, de sustentação, sendo bastante difundido na literatura. Algumas referências deste trabalho que contemplam essa teoria são Anderson (1999, 2001), Multhopp (1950), Pullin (1979), Raymer (1992), Sivells e Neely (1947).

Para o cálculo da sustentação ao longo da envergadura, é importante distinguir a diferença entre o cálculo para uma asa de envergadura infinita (escoamento bidimensional) e para uma asa de envergadura finita (escoamento tridimensional).

No primeiro caso, a asa pode ser representada apenas por um vórtice e a distribuição de sustentação é uniforme, o que ocorre da mesma forma para a circulação (Pullin, 1979).

No segundo caso (asa tridimensional) a distribuição de circulação varia ao longo da envergadura, sendo que na ponta equivale a zero. Os vórtices gerados pela circulação agem localmente no campo de escoamento e induzem mudanças no campo de velocidades e pressão ao redor da asa (Anderson, 1999). A FIG. 3.8 mostra os vórtices gerados na ponta da asa, formando esteiras de escoamento descendentes na asa (downwash).

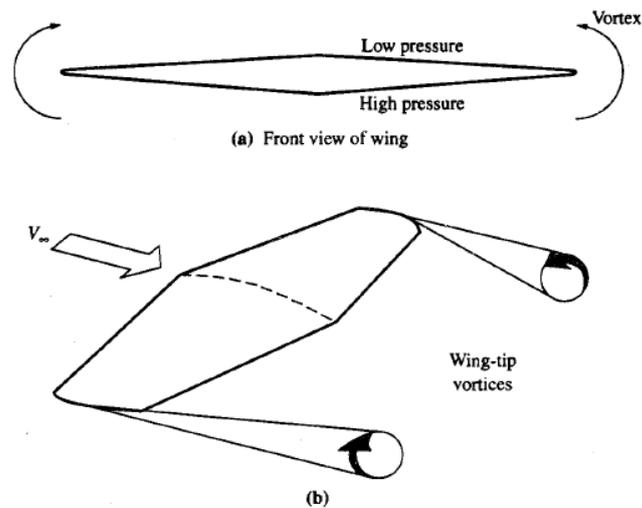


FIGURA 3.8 - Vórtices na ponta das asas.

Fonte: Anderson, 2001.

Ao se calcular a circulação em diferentes pontos da envergadura, assume-se que ocorre uma variação nos vórtices devido à influência local que um tem no outro, conforme mostrado na FIG. 3.9.

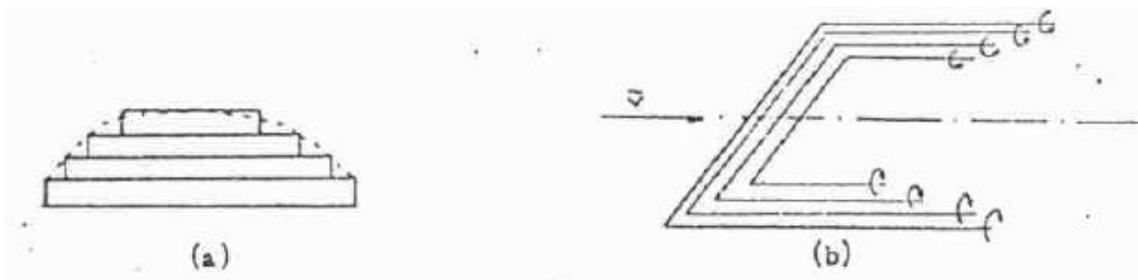


FIGURA 3.9 - a) Distribuição de sustentação em uma asa finita. b) Sistema de vórtices gerado.

Fonte: Pullin (1979).

Para uma asa finita, a distribuição de circulação ao longo da envergadura pode ser exemplificada conforme FIG. 3.10.

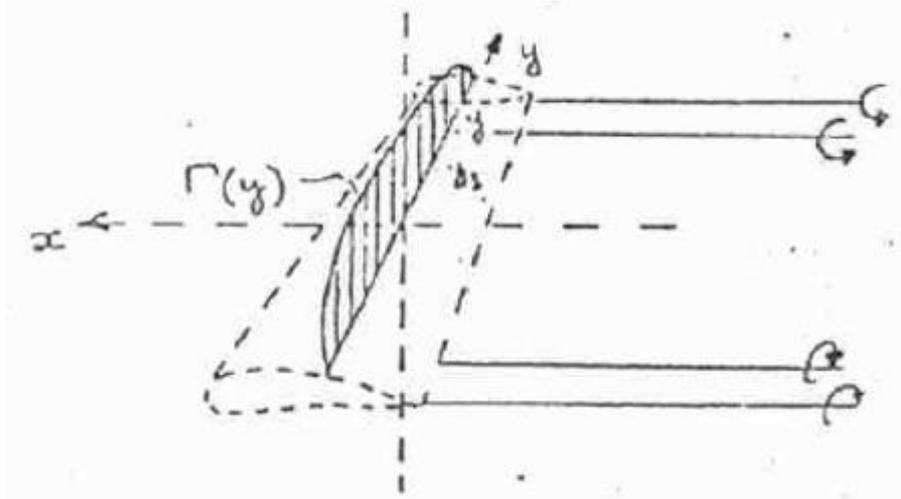


FIGURA 3.10 - Distribuição de circulação em uma asa finita.

onde a circulação (Γ) ao longo da envergadura pode ser dada pela EQ. 3.15. Neste caso, a circulação será dada pela letra γ , para manter a consistência.

$$-\frac{\delta\gamma}{\delta y} dy \quad (3.15)$$

A velocidade induzida pode ser dada pela EQ. 3.16:

$$\omega = \frac{\gamma}{4\pi h} \quad (3.16)$$

Reescrevendo a velocidade induzida conforme EQ. 3.15, tem-se que:

$$d\omega = \frac{-\frac{\delta\gamma}{\delta y} dy}{4\pi(y - y_1)} \quad (3.17)$$

Desta forma, é possível calcular a influência da asa em cada ponto “ y_1 ” ao longo da envergadura, conforme mostrado na EQ. 3.18.

$$\omega(y_1) = \frac{1}{4\pi} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \frac{\frac{\delta\gamma}{\delta y} dy}{(y - y_1)} \quad (3.18)$$

3.3.3. Método de Multhopp

O método de Multhopp é conhecido por sua robustez e confiabilidade, sendo largamente utilizado para calcular numericamente a distribuição de sustentação ao longo da envergadura, de acordo com a EQ. 3.18. O método calcula a circulação em pontos pré-selecionados (“ m ” pontos) ao longo da envergadura, para determinar o valor de γ (circulação) discretizado. Consequentemente, é possível obter o valor de C_l (coeficiente de sustentação local) nos “ m ” pontos determinados. Inicialmente, assume-se um semi-círculo dividido em $m+1$ ângulos iguais β , sobre dois eixos simulando uma asa adimensionalizada, conforme mostrado na FIG. 3.11, de acordo com a relação descrita pela EQ. 3.19. Esta seção foi desenvolvida com base em Pullin (1979).

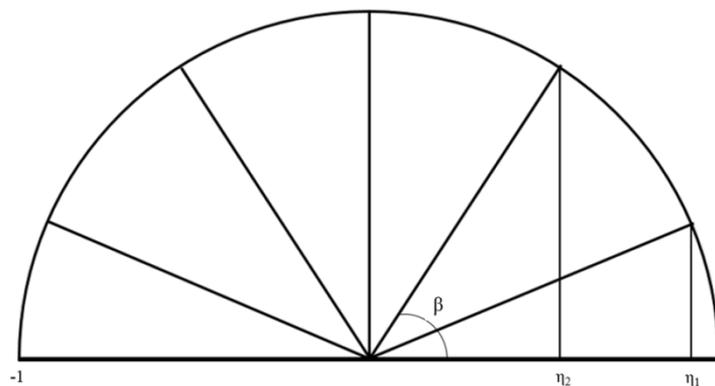


FIGURA 3.11 - Divisão do semicírculo para cálculo das estações.

$$\beta_v = v \frac{\pi}{m + 1} \quad (3.19)$$

onde m denota o número de estações selecionados e v , a estação. Geralmente, arbitra-se a maioria dos pontos próximos às pontas das asas, pois nesta região os valores podem se alterar abruptamente. Na forma adimensional, tem-se que a estação (η_v) é igual ao cosseno do ângulo β_v , conforme mostrado na EQ. 3.20.

$$\bar{\eta}_v = \cos \beta_v \quad (3.20)$$

A circulação pode ser calculada através da EQ. 3.21.

$$[B]\{\gamma\} = \{-\alpha\} \quad (3.21)$$

ou conforme EQ. 3.22, onde pode-se calcular a circulação fazendo-se a multiplicação da inversa da matriz $[B]$ pelo vetor $\{-\alpha\}$.

$$\{\gamma\} = [B]^{-1}\{-\alpha\} \quad (3.22)$$

Onde a matriz B corresponde a (EQ. 3.23):

$$\begin{bmatrix} -b_1 + b_{11} & b_{12} & b_{13} \dots & b_{1m} \\ b_{21} & -b_2 + b_{22} & b_{23} \dots & b_{2m} \\ \vdots & \vdots & -b_1 + b_{11} & \vdots \\ b_{m1} & b_{m2} & b_{m3} \dots & -b_m + b_{mm} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \gamma_1 \\ \gamma_2 \\ \vdots \\ \gamma_m \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -\alpha_1 \\ -\alpha_2 \\ \vdots \\ -\alpha_m \end{Bmatrix} \quad (3.23)$$

De acordo com a matriz acima, pode-se notar que α_v (ângulo de ataque geométrico em relação à linha de sustentação nula na estação v) é conhecido, e o coeficiente b_v é calculado para cada estação (EQ. 3.24).

$$\alpha_{e_v} = b_v \gamma_v = \alpha_v + \sum_1^m b_{vn} \gamma_n \quad (3.24)$$

Os parâmetros b_{vv} e b_{vn} que formam a matriz B são chamados de coeficientes de Multhopp e podem ser definidos conformes EQS. 3.25 e 3.26.

$$b_{vv} = -\frac{m+1}{4 \operatorname{sen} \beta_v} \quad (3.25)$$

$$b_{vn} = \frac{\operatorname{sen} \beta_n}{(\cos \beta_n - \cos \beta_v)^2} \cdot \frac{1 - (-1)^{n-v}}{2(m+1)} \quad (3.26)$$

Assim, a partir do cálculo da matriz B , é possível encontrar a circulação (γ). A distribuição de coeficiente de sustentação ao longo da envergadura pode ser dada então conforme EQ. 3.27.

$$C_{l_v} = 2\lambda_v \gamma_v \quad (3.27)$$

Esta distribuição é o resultado final da implementação do método de Multhopp. Pode-se observar que o método não considera os efeitos da viscosidade do fluido e assume que as velocidades produzidas pela asa são pequenas em relação às desenvolvidas pela aeronave (Multhopp, 1950).

3.4. Fundamentos de análise estrutural

A análise estrutural dos componentes da aeronave é mais uma etapa do processo de desenvolvimento. Conforme dito anteriormente, o conhecimento prévio das cargas é crucial para o sucesso das análises estruturais, embora possa ser feito com estimativas preliminares consideradas próximas aos carregamentos finais. A concepção e dimensionamento de estruturas de asas passam por processos onde são geradas informações iniciais provenientes do projetista e sintetizadas até que se tenha um conjunto de dados de entrada para as análises. A medida que o projeto toma forma, as ideias e soluções vão amadurecendo até se atingir todos os objetivos de desempenho e requisitos técnicos necessários para a operação da mesma.

A análise estática contempla a avaliação dos deslocamentos e tensões geradas ao serem aplicadas os carregamentos, e podem ser calculadas de maneira analítica em problemas simples ou então utilizando ferramentas computacionais utilizando o método de elementos finitos. Especificamente para o cálculo das asas, é importante saber a sua deflexão (ou deslocamento, de acordo com a carga) e as tensões atuantes devido aos carregamentos.

Neste trabalho, a análise estática será realizada através do método de elementos finitos. Historicamente, a análise por elementos finitos baseou-se primeiramente na solução de problemas relacionados à mecânica do contínuo, que faz a avaliação de componentes estruturais. O método de elementos finitos tem sua base na descrição da elasticidade e do estado de tensões (Zienkiewicz et al, 2005).

Em análises lineares estáticas, assume-se que os deslocamentos ocorridos são pequenos, o material está no regime elástico e as condições de contorno não se alteram durante a aplicação do carregamento (Barkanov, 2001). Detalhes aprofundados sobre a formulação e demais aplicações do método podem ser encontrados nas referências Zienkiewicz et al (2005), Martha (1994), Barkanov (2001) e Giachinni (2012).

3.4.1. Conceitos preliminares de projeto

O início do projeto compreende o surgimento de ideias e conceitos preliminares, que definem, em um primeiro momento, a aplicação e o modo de operação da aeronave. O próximo passo é atender os requisitos através de um dimensionamento eficiente. A FIG. 3.12 abaixo mostra os quatro parâmetros básicos para o desenvolvimento do projeto.

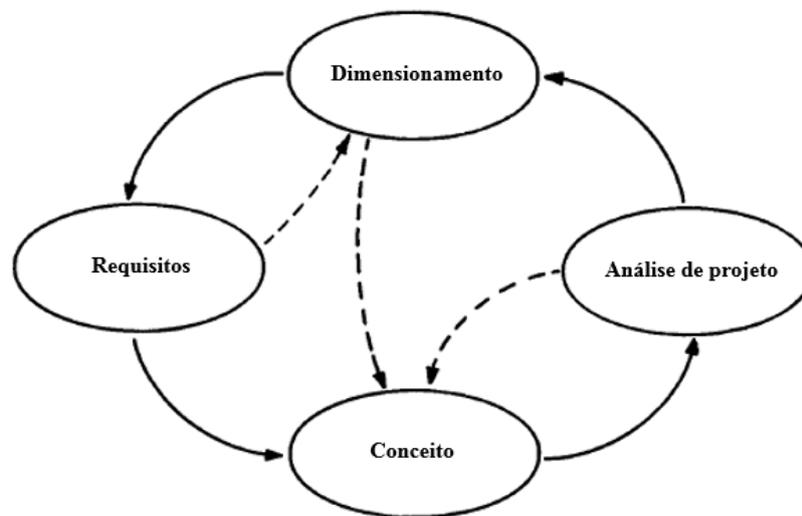


FIGURA 3.12 - Etapas do desenvolvimento de projetos.

Fonte: Adaptado de Raymer, 2009.

Basicamente, o problema a ser solucionado é encontrar uma solução viável, leve e que atenda aos requisitos de segurança e funcionalidade. Todos os fatores listados acima devem ser previstos no início do projeto, para que se possa evitar potenciais risco à integridade da estrutura e assegurando a manutenção durante o tempo de serviço. De forma geral, os requisitos (dados por normas técnicas) devem ser respeitados durante toda a vida da aeronave.

3.4.2. Normas técnicas

A integridade estrutural do projeto, a segurança e a confiabilidade estrutural são checadas e analisadas por autoridades civis e aeronáuticas, no intuito de certificar que a aeronave é capaz de operar de maneira segura. Os requisitos dos principais órgãos certificadores são estabelecidos de acordo com a amplitude das cargas aplicadas na aeronave. As máximas cargas no qual a aeronave pode estar sujeita durante todo o seu ciclo operacional são chamadas de cargas limites. Ao se multiplicar estas cargas por um fator de segurança (1,5 para aeronaves convencionais), são obtidas as cargas finais. Este fator é justificado pela presença de algumas incertezas durante todo o projeto das aeronaves, como por exemplo simplificações e modelos aproximados nas análises numéricas; variações nas propriedades dos materiais e na qualidade; manobras emergenciais que podem superar as cargas limites previamente especificadas.

Devido à complexidade da maioria dos projetos aeronáuticos, as agências reguladoras possuem normas a serem seguidas. Para o caso específico de VANT's, ainda há uma carência de um conjunto de normas reguladoras, devido principalmente ao caráter experimental da maioria dos projetos. Neste trabalho, utilizou-se a norma FAR-25 (Federal Aviation Regulations – Part 25) como base para os requisitos estruturais. O FAA exige que as cargas sejam determinadas através de modelos físicos que representam o envelope de operações da aeronave. A análise estrutural, realizada após o conhecimento das cargas, deve ser checada e validada através de ensaios físicos em laboratório. Os principais itens da norma estão listados a seguir:

§25.301 Cargas:

(a) Os requisitos de resistência são especificados em termos de cargas limite (as cargas máximas a serem esperadas em serviço) e cargas finais (cargas limitadas multiplicadas por fatores prescritos de segurança). Salvo disposição em contrário, as cargas prescritas são cargas limites.

§25.303 Fator de segurança:

A menos que especificado de outra forma, um fator de segurança de 1,5 deve ser aplicado à carga limite prescrita, que são consideradas cargas externas na estrutura. Quando uma condição de carregamento é prescrita em termos de cargas finais, um fator de segurança não precisa ser aplicado a menos que especificado de outra forma.

§25.305 Resistência e deformação:

(a) A estrutura deve poder suportar cargas limites sem deformação permanente danosa. Em qualquer carga maior que a carga limite, a deformação não pode comprometer a operação segura.

§25.337 Fatores de carga das manobras limites:

(b) O fator de carga de manobra de limite positivo “n” para qualquer velocidade até VN não pode ser menor que $2,1 + 24.000 / (W + 10.000)$, exceto que “n” não pode ser menor que 2.5 e não precisa ser maior que 3.8 —onde “W” é o peso máximo de decolagem projetado.

3.4.3. Características das longarinas

As longarinas são o principal componente estrutural da asa e são dimensionadas para suportar cargas que provocam torção, flexão e cisalhamento. Dentre outras estruturas que compõe a asa, têm-se as nervuras, que são reforços estruturais e que também auxiliam na manutenção do formato aerodinâmico; os bordos (ataque e de fuga), que representam, respectivamente, a parte frontal e a parte posterior da asa, e os

painéis ou revestimentos, que conferem o formato aerodinâmico e rigidez à estrutura (Raymer, 1992). A FIG. 3.13 abaixo mostra a estrutura interna da asa e a posição dos respectivos elementos.

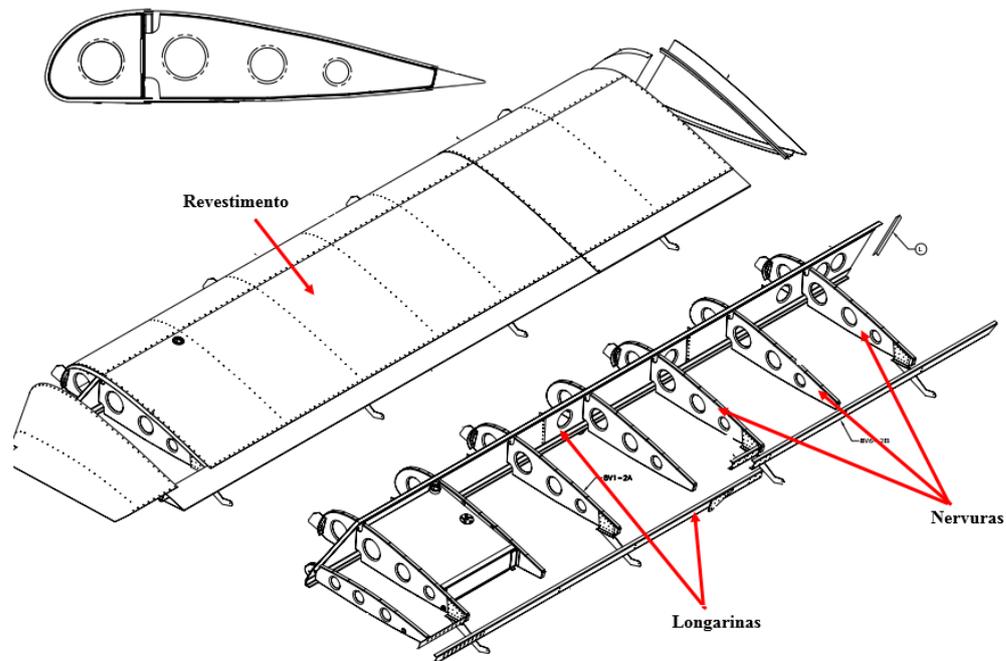


FIGURA 3.13 - Estruturas primárias da asa.

Fonte: Adaptado de Raymer, 1992.

Uma asa pode ter somente uma longarina (monolongarina, onde as nervuras suprem o contorno externo do aerofólio), várias longarinas (multilongarina, mais comuns em aeronaves de grande porte) ou formar um caixão, onde o revestimento é parte integral da estrutura da asa e geralmente acomoda o trem de pouso (se for instalado nas asas).

Geralmente, a localização da longarina anterior está entre 20% e 30% do comprimento de corda, em relação ao bordo de ataque. A longarina posterior, quando existe, é localizada geralmente entre 60% e 70% da corda a partir do bordo de ataque. A FIG. 3.14 ilustra as localizações mais comuns das longarinas.



FIGURA 3.14 - Localização das longarinas em relação à distância de corda.

Em termos construtivos, as longarinas podem ser de madeira, metal ou de materiais compostos. Em alguns casos, as longarinas podem ter seção transversal circular, como é o caso da aeronave Helios (referência para este trabalho), conforme visto na FIG. 3.15.



FIGURA 3.15 - Segmento da asa da aeronave Helios.

Fonte: Nasa Dryden, 2004.

Neste trabalho, foram utilizadas longarinas metálicas de perfil “I”, onde há a presença de uma alma e duas mesas com dimensões configuráveis, sendo que cada uma

delas possui dimensões características. A FIG. 3.16 mostra a vista isométrica da viga I, onde Y representa o seu comprimento ou, no caso, semi-envergadura.

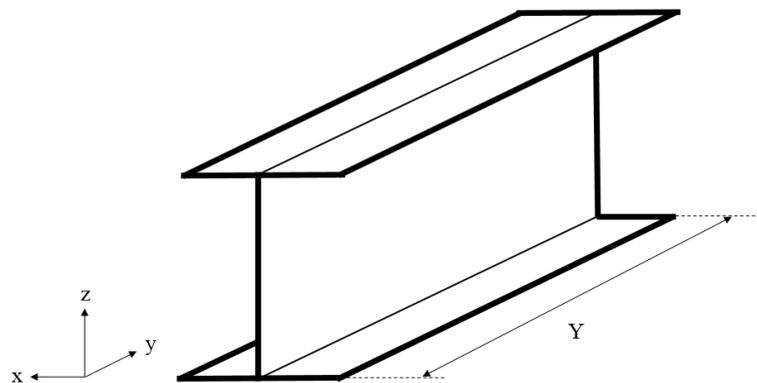


FIGURA 3.16 - Vista isométrica da longarina

A FIG. 3.17 mostra os parâmetros básicos para o dimensionamento de uma viga de seção I típica.

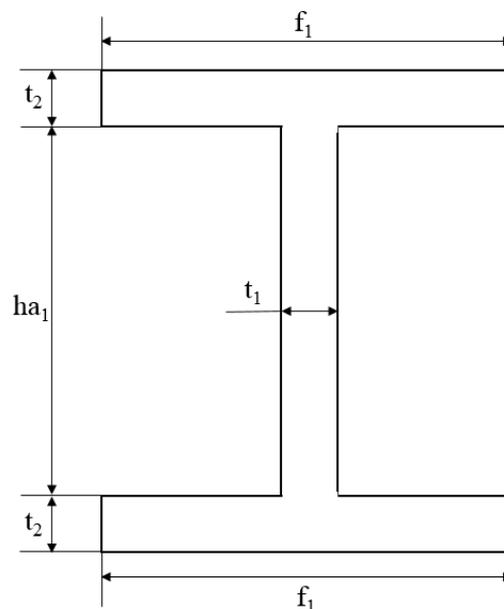


FIGURA 3.17 - Perfil da longarina e parâmetros de dimensionamento.

Na FIG. 3.17, f_1 denota a largura das flanges (ou mesas), ha_1 é a altura da alma, t_1 a espessura da alma e t_2 e t_3 as espessuras das flanges.

3.5. Voo e atmosfera a elevadas altitudes

A atmosfera terrestre desempenha importante papel no dimensionamento do projeto, pois a mesma oferece as condições ambientais para o desenvolvimento aerodinâmico das aeronaves e também para a calibração de instrumentos. Para aviação, foi convencionado o modelo ISA (International Standard Atmosphere, ou do português, Atmosfera Padrão Internacional) como base para utilização dos dados da atmosfera.

Basicamente, a atmosfera terrestre é dividida em camadas com características singulares. A FIG. 3.18 mostra as camadas atmosféricas e suas respectivas temperaturas em função da altitude.

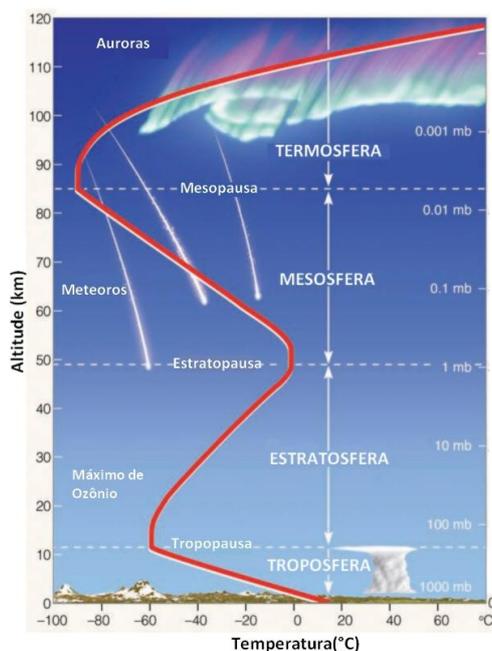


FIGURA 3.18 - Camadas atmosféricas.

Fonte: Adaptado de Ahrens, 2009.

Para a análise aerodinâmica, os dois fatores mais importantes são a massa específica ρ e a viscosidade cinemática ν , que é a razão entre a viscosidade dinâmica e a massa específica (EQ. 3.28). Com a definição da altitude de voo e o envelope de voo da

aeronave, estima-se as cargas aerodinâmicas, provenientes da atmosfera tendo como referência as propriedades do ar.

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (3.28)$$

Em elevadas altitudes, o ar torna-se menos denso, devido principalmente à menor concentração de oxigênio. Este fator influi diretamente na sustentação da aeronave, pois é necessária então uma maior potência para que a aeronave permaneça no ar. No caso de aeronaves que voam a baixos números de Reynolds, o desafio consiste em projetar uma aeronave que seja muito leve a ponto de requerer pouca potência para manter voo nivelado em determinada altitude. O voo em elevadas altitudes considera uma série de fatores para que o desempenho aerodinâmico e estrutural não seja comprometido, principalmente em relação à variação das cargas de voo na qual a aeronave está constantemente submetida.

4. METODOLOGIA

Esta seção descreve como foi realizado o desenvolvimento do projeto e a otimização dos parâmetros da asa para encontrar os valores de desempenho ótimos (máximo alcance e máxima autonomia). Todas as unidades utilizadas neste trabalho respeitam o Sistema Internacional de Unidades.

4.1. Sistema de coordenadas

O sistema de coordenadas adotado é exemplificado pela vista isométrica de uma aeronave, conforme FIG. 4.1.

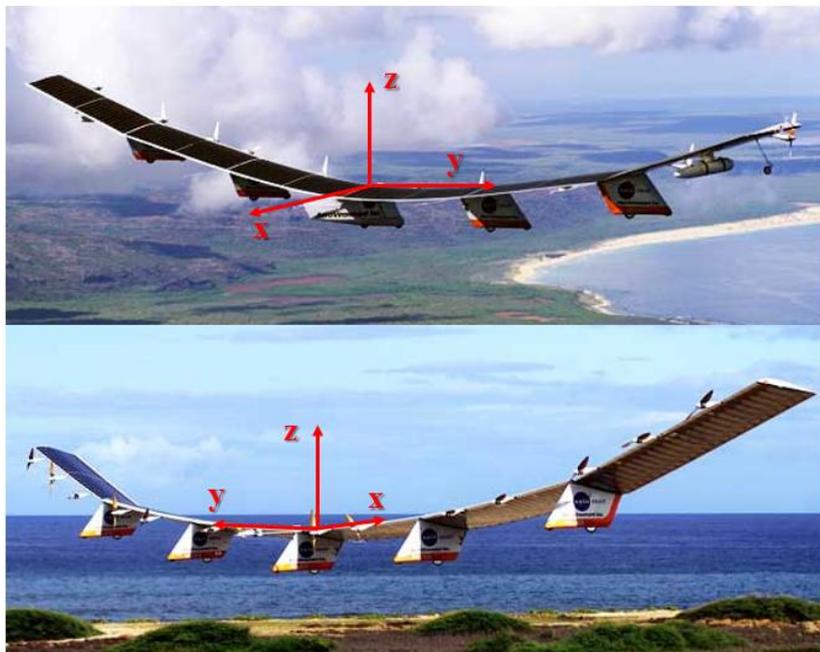


FIGURA 4.1 - Sistema de coordenadas.

Na FIG 4.1 a coordenada X cresce positivamente na direção do bordo de ataque para o bordo de fuga, a direção Y cresce positivamente da raiz para a ponta da semi-asa direita e a direção Z cresce positivamente do intradorso para o extradorso da asa.

4.2. Procedimento de otimização

Para encontrar a asa que possui melhor desempenho em termos de autonomia e alcance, foi realizada uma otimização do ponto de vista aerodinâmico e estrutural. O objetivo principal da otimização é aliar o bom desempenho aerodinâmico com um baixo peso estrutural para suportar as cargas de voo. Este processo foi realizado para o comparativo de todas as alternativas de modificação das asas de maneira iterativa, de acordo com o fluxograma apresentado na FIG. 4.2.

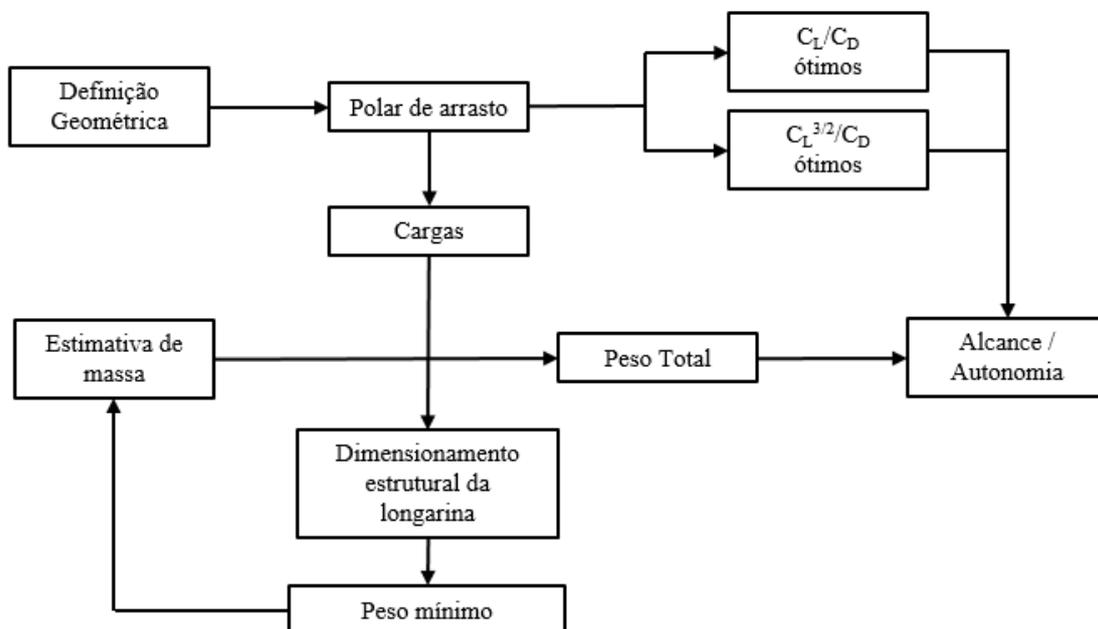


FIGURA 4.2 - Fluxograma de otimização.

De maneira descritiva, a otimização passou pelas seguintes etapas abaixo:

- Definição geométrica da asa a ser otimizada, de acordo com uma aeronave de referência.
- Cálculo da distribuição de sustentação ao longo da asa através do Método de Multhopp e determinação do coeficiente de sustentação global da asa.
- Cálculo do coeficiente de arrasto parasita a partir dos dados do aerofólio previamente determinado.
- Cálculo do coeficiente de arrasto induzido.
- Cálculo do C_L/C_D para determinação do alcance máximo.
- Cálculo do $C_L^{3/2}/C_D$ para determinação da autonomia máxima.
- Definição da carga máxima a ser suportada pela asa, de acordo com fator de carga definido por norma.
- Determinação da distribuição de carregamentos em função da distribuição de sustentação ao longo da envergadura.
- Dimensionamento estrutural das longarinas a serem utilizadas em cada proposta.
- Determinação da massa total de cada asa de acordo com o dimensionamento estrutural das longarinas e das considerações da estimativa de massas para uma aeronave solar.
- Cálculo do alcance máximo da aeronave, para valores ótimos de C_L/C_D .
- Cálculo da autonomia máxima da aeronave, para valores ótimos de $C_L^{3/2}/C_D$.

4.3. Otimização aerodinâmica

4.3.1. Aeronave de referência

Este trabalho utilizou a aeronave AeroVironment Helios como referência para o estudo. Todas as informações possuem como referência o relatório disponibilizado pela NASA que pode ser encontrado nas referências bibliográficas deste trabalho.

As principais informações foram compiladas na TAB. 4.1, que mostra os dados originais do Helios e os dados aproximados utilizados no trabalho. A asa possui formato retangular, com diedro nulo (no solo) e sem torção nas pontas das asas (para as propostas de modificações, a torção foi considerada). Os dados apresentados correspondem à aeronave que será utilizada como base para comparação entre diversas propostas de modificação. Informações sobre as propostas serão dadas na seção a seguir.

TABELA 4.1 - Comparativo entre as dimensões da asa de referência e a asa proposta.

	Original	Aeronave Base
Envergadura (m)	75,29	70,00
Corda (m)	2,44	2,57
Torção (°)	0	-2 a 2
Espessura da asa (mm)	292,10	481,00
Área em planta (m ²)	183,58	180,00
Alongamento (-)	31,00	27,20
Massa líquida (kg)	599,65	600,00
Massa bruta (kg)	928,96	930,00
Carga paga (kg)	329,31	330,00
Material Longarina	Fibra de carbono, Kevlar	Alumínio 2024

Informações adicionais sobre as características do Helios e que foram usadas de referências para o desenvolvimento deste trabalho:

- A carga paga na configuração original é variável, devido ao vasto número de missões e configurações que o Helios pode assumir, e consiste de aparelhos eletrônicos, sensores, baterias, geradores auxiliares de energia, experimentos, dentre outros, sendo que foi adotado o valor mínimo fornecido na referência para o dimensionamento (o que refletiu no valor da massa bruta da aeronave). A FIG. 4.3 exemplifica os diversos compartimentos que vão sob as asas para o armazenamento de equipamento.



FIGURA 4.3 - Compartimentos que levam carga paga no Helios.

- Originalmente, o Helios possui 14 motores elétricos de corrente direta, de 1,5 kW de potência cada, totalizando 21 kW de propulsão. Este valor foi utilizado como referência para avaliação do desempenho em voo da aeronave. Os rotores foram projetados para operar em condições de elevada altitude, com baixo número de Reynolds. As células solares revestem o extradorso da asa e possuem uma eficiência de conversão energéticas de aproximadamente 19%. Este trabalho não considerou fatores de correção para energia solar.
- O Helios pode operar a mais de 30 mil metros de altitude, sendo que para uma missão que requer grande autonomia, essa altitude pode variar entre 15 e 21 mil metros.

A FIG. 4.4 mostra o Helios sendo preparado para o voo. Na imagem é possível notar sua configuração de asa retangular, perfil aerodinâmico, disposição dos painéis solares e dos motores elétricos.



FIGURA 4.4 - Configuração do Helios.

4.3.2. Considerações de massa

Para a determinação da massa da aeronave, foram realizadas algumas considerações conforme bibliografia de referência. Frágola (2014) em seu trabalho faz uma estimativa de distribuição de massas para aeronaves solares, levando em consideração o peso da estrutura, dos painéis solares e da carga paga. Estima-se que, na aeronave vazia, os aparatos de energia solar são responsáveis por 60% do peso e que contempla também os motores/propulsores. Os outros 40% são provenientes da estrutura em si (componentes primários e secundários). Desta forma, pode-se fazer a seguinte formulação, conforme mostrado pelas EQ. 4.1, 4.2 e 4.3 abaixo.

$$W_e = W_{solar} + W_{estrutura} = 600 \text{ kg} \quad (4.1)$$

$$W_{solar} = 60\% * 600 \text{ kg} = 360 \text{ kg} \quad (4.2)$$

$$W_{estrutura} = 40\% * 600 \text{ kg} = 240 \text{ kg} \quad (4.3)$$

Onde W_e é o peso da estrutura vazia. Considerando que a massa da estrutura da asa base é de 240 kg e que cada semi-asa pesa 120 kg, foi realizada uma aproximação do peso da longarina para o dimensionamento. Assumiu-se que a longarina, o principal componente estrutural da asa, pesa 100 kg e as outras estruturas (painéis, reforçadores, etc) pesassem 20 kg, em cada semi-asa. Desta forma, a distribuição de massa da aeronave vazia ficou conforme mostrado na TAB. 4.2.

TABELA 4.2 - Distribuição de massa da aeronave vazia.

Aparato Solar (kg)	360
Longarinas (kg)	200
Estruturas secundárias (kg)	40
Peso total vazio (kg)	600

De acordo com Gibbs (2017), esta aeronave é capaz de carregar uma carga paga (correspondente a sensores, equipamentos eletrônicos e de medições) de aproximadamente 330 kg. Desta forma, considerou-se a carga bruta da aeronave em 930 kg (soma do peso vazio com a carga paga). A FIG. 4.5 mostra essa distribuição final de peso com as respectivas porcentagens em relação ao peso final.

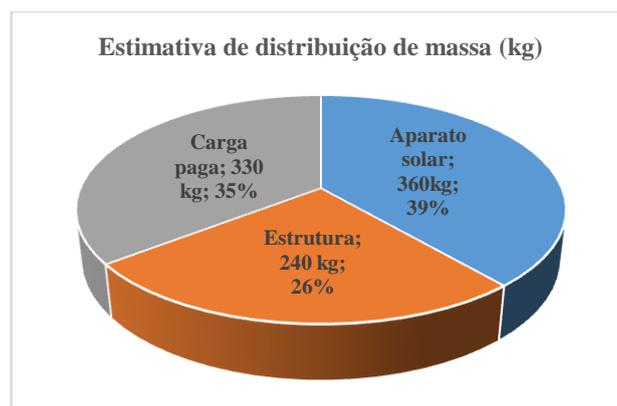


FIGURA 4.5 - Estimativa da distribuição de massa.

A TAB. 4.3 sumariza as massas e pesos da aeronave de referência, levando em consideração a aceleração da gravidade de valor 9.81 m/s^2 (no nível do mar).

TABELA 4.3 - Sumário das massas consideradas

Componente	m(kg)	mg(N)	W (N)
Peso vazio	600	5886.0	5886.0
Aparato Solar	360	3531.6	3531.6
Estrutura	240	2354.4	2354.4
Carga Paga	330	3237.3	3237.3
Total	930	9123.3	9132.3

Devido às grandes variações de altitude no qual a aeronave está sujeita, foram consideradas alterações na aceleração da gravidade para cada 1000 metros de altitude. A EQ. 4.4 abaixo mostra a fórmula para o cálculo das variações da aceleração da gravidade.

$$g_h = g_{nm} \left(\frac{R_{Terra}}{R_{Terra} + h} \right)^2 \quad (4.4)$$

Onde g_h é a aceleração da gravidade em função da altitude, g_{nm} é a aceleração da gravidade no nível do mar (9.81 m/s^2), R_{Terra} é o raio médio da Terra (aproximadamente 6370 km) e h a altitude de vôo. A TAB. 4.4 mostra as altitudes e os respectivos valores de aceleração da gravidade.

TABELA 4.4 - Aceleração da gravidade em função da altitude.

Altitude (m)	Gravidade (m/s ²)	Diferença em relação a 0 m (%)
0	9,810	0,000
1000	9,807	-0,031
2000	9,804	-0,063
3000	9,801	-0,094
4000	9,798	-0,125
5000	9,795	-0,157
6000	9,792	-0,188
7000	9,788	-0,219
8000	9,785	-0,251
9000	9,782	-0,282
10000	9,779	-0,313
11000	9,776	-0,344
12000	9,773	-0,376
13000	9,770	-0,407
14000	9,767	-0,438
15000	9,764	-0,469
16000	9,761	-0,500
17000	9,758	-0,532
18000	9,755	-0,563
19000	9,752	-0,594
20000	9,749	-0,625
21000	9,746	-0,656
22000	9,743	-0,687
23000	9,740	-0,718
24000	9,736	-0,749
25000	9,733	-0,780

4.3.3. Análise aerodinâmica

A análise aerodinâmica passou pela definição do perfil do aerofólio a ser utilizado, método de cálculo da sustentação e arrasto ao longo da envergadura e da definição das cargas a serem utilizadas no dimensionamento estrutural. De acordo com os fundamentos apresentados no capítulo 3 deste trabalho, foi possível gerar uma metodologia de análise e avaliação de propostas de modificação geométrica de asas e o impacto causado em termos de desempenho. Todos os cálculos desta seção foram realizados em uma planilha Microsoft Excel desenvolvida pelo autor.

Os exemplos mostrados são baseados nos cálculos desenvolvidos para a asa 1,0 (base). As demais propostas seguem a mesma metodologia de análise e o cálculo final de cada uma delas será apresentado na seção 5 (Resultados).

4.3.4. Definição do aerofólio

Para este trabalho, foi considerado o aerofólio Liebeck LA2573A, conforme referências Alemayehu et al e Airfoil Tools Database. Este aerofólio foi utilizado na aeronave Pathfinder, que serviu de inspiração para a construção tanto do Centurion quanto do Helios (todos fazem parte do programa ERAST da NASA, e que são evoluções do mesmo projeto). Adicionalmente, a justificativa para a escolha deste aerofólio foi a utilização do mesmo em condições de voo para baixos números de Reynolds e em aplicações que envolvem VANT's, conforme referências Selig (1997), Liebeck (1987) e Tsagarakis (2011). Os principais dados a respeito do aerofólio foram compilados na TAB. 4.5 abaixo.

TABELA 4.5 - Dados do aerofólio.

Máx. $t/c(-)$	0,137
Máx. cambagem(-)	0,032
$dC_L/d\alpha(-)$	6,68
$C_{L\text{ máx.}}(-)$	1,3

Onde t é a espessura. A FIG. 4.6 mostra a curva de sustentação C_L x α do aerofólio. Pela curva, tem-se que o máximo coeficiente de sustentação possui valor de 1.31 e o ângulo de estol de 11° .

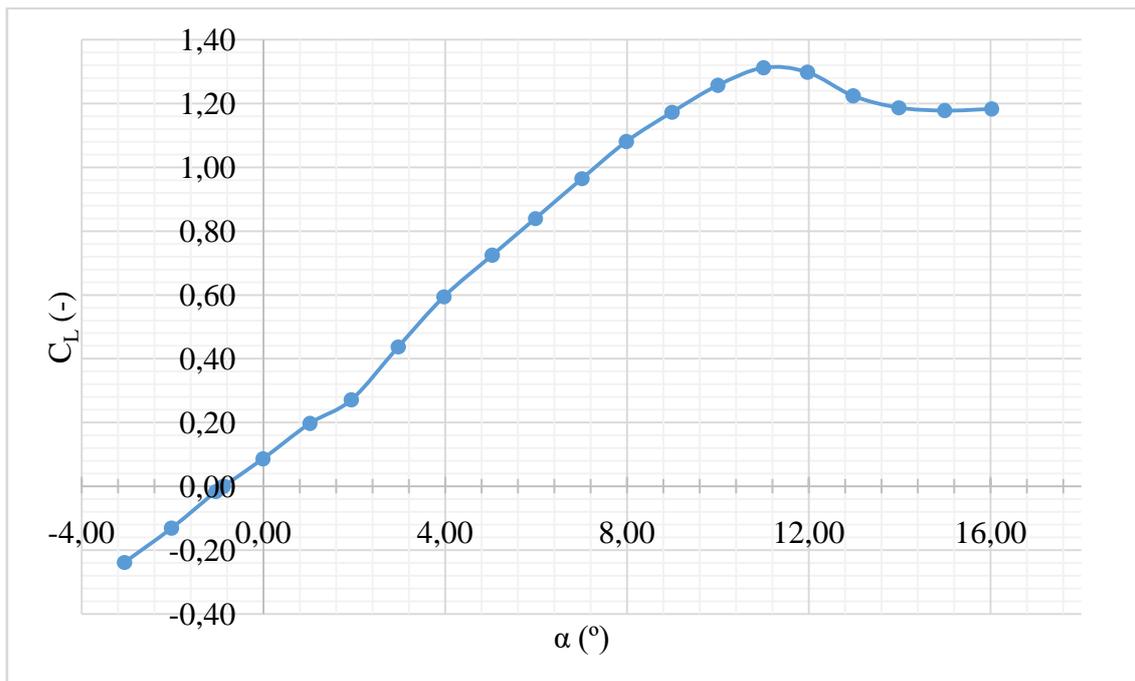


FIGURA 4.6 - Curva C_L x α do aerofólio.

A polar de arrasto é dada pela FIG. 4.7. Os pontos de coeficiente de sustentação C_L pelo arrasto C_D são dados em função do ângulo de ataque e estão apresentados na TAB. 4.6 a seguir.

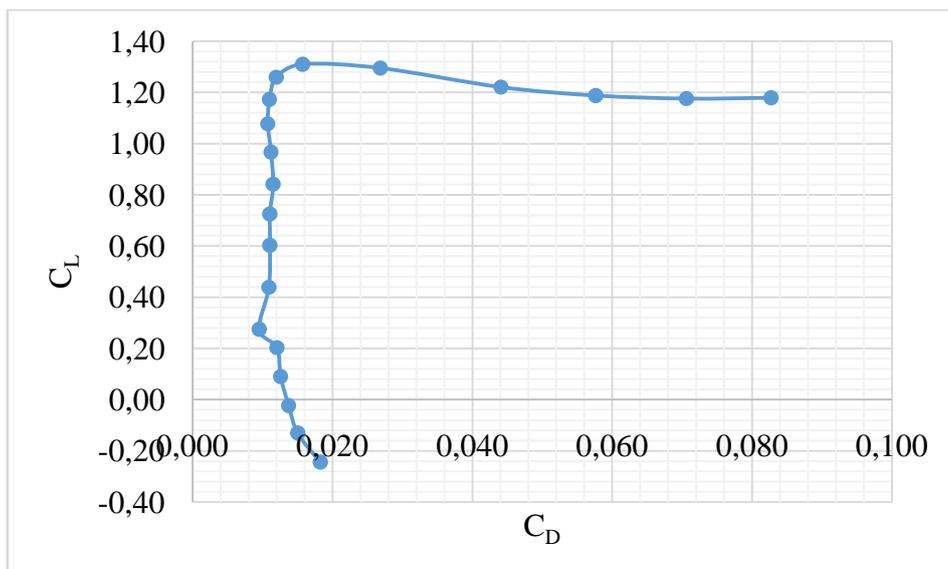


FIGURA 4.7 - Curva C_L x C_D do aerofólio.

TABELA 4.6 - Dados da curva $C_L \times C_D$.

α (°)	C_D	C_L
-3,05	0,018	-0,24
-2,02	0,015	-0,13
-1,05	0,014	-0,02
-0,01	0,013	0,09
1,02	0,012	0,20
1,94	0,010	0,27
2,97	0,011	0,44
3,97	0,011	0,60
5,04	0,011	0,73
5,98	0,011	0,84
7,01	0,011	0,97
7,99	0,011	1,08
8,99	0,011	1,17
10,00	0,012	1,26
11,00	0,016	1,31
11,98	0,027	1,30
12,98	0,044	1,22
13,98	0,058	1,19
14,99	0,071	1,18
16,02	0,083	1,18

4.3.5. Informações geométricas dos aerofólios

Para a construção geométrica dos aerofólios das propostas, foram utilizadas informações normalizadas da referência Airfoil Tool Database. Para cada proposta, os valores normalizados para um foram multiplicados pelo valor da corda em milímetros correspondente. A FIG. 4.8 abaixo mostra a disposição final do aerofólio da asa 1,0 base considerada.

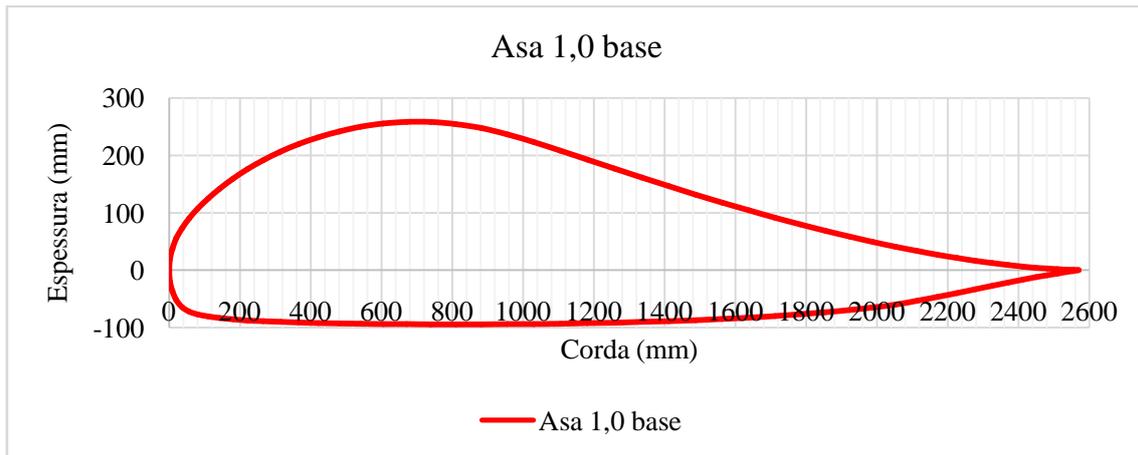


FIGURA 4.8 - Sobreposição dos aerofólios das propostas avaliadas.

A TAB. 4.7 abaixo mostra o sumário das características geométricas consideradas para o aerofólio.

TABELA 4.7 - Resumo das características dos aerofólios.

b / b_{ref}	C (mm)	t máx. (mm)	x/c máx.
1,00	2571	352,00	0,288

Onde o parâmetro x/c máximo corresponde ao ponto na corda onde a espessura do aerofólio é máxima. Neste caso, 28,8% da corda (ou aproximadamente um quarto de corda).

4.3.6. Cálculo dos parâmetros aerodinâmicos

O cálculo dos parâmetros aerodinâmicos da asa foi realizado através do método de Mulhopp (apresentado na seção Fundamentos), implementado em uma planilha Microsoft Excel. Os parâmetros de entrada necessários para o cálculo da sustentação ao longo da envergadura foram:

- Envergadura;
- Ângulo de ataque geométrico;
- Área em planta;
- Curva $dC_L/d\alpha$ (provenientes do perfil aerodinâmico utilizado);
- Comprimento de corda na raiz e na ponta;
- Torção da asa;

Para a determinação da distribuição de sustentação ao longo da envergadura e de acordo com o método de Multhopp descrito na bibliografia, foi seguida a seguinte metodologia, aplicada a todas as propostas analisadas neste trabalho. Os valores aqui mostrados referem-se a asa 1.0 (base), a fim de exemplificar os passos da metodologia. Os valores apresentados correspondem das estações 1 a 36, ou seja, da ponta até a raiz da asa. A asa base foi calculada considerado um ângulo de ataque geométrico de 10° e sem torção.

4.3.6.1. Seleção do número de estações na asa “m”

Neste caso, foram escolhidos 71 pontos para o cálculo, sendo 35 pontos em cada asa e 1 ponto central. Desta forma, a asa foi dividida em 72 estações para o cálculo. A FIG. 4.9 abaixo mostra a distribuição dos pontos nas 72 estações.

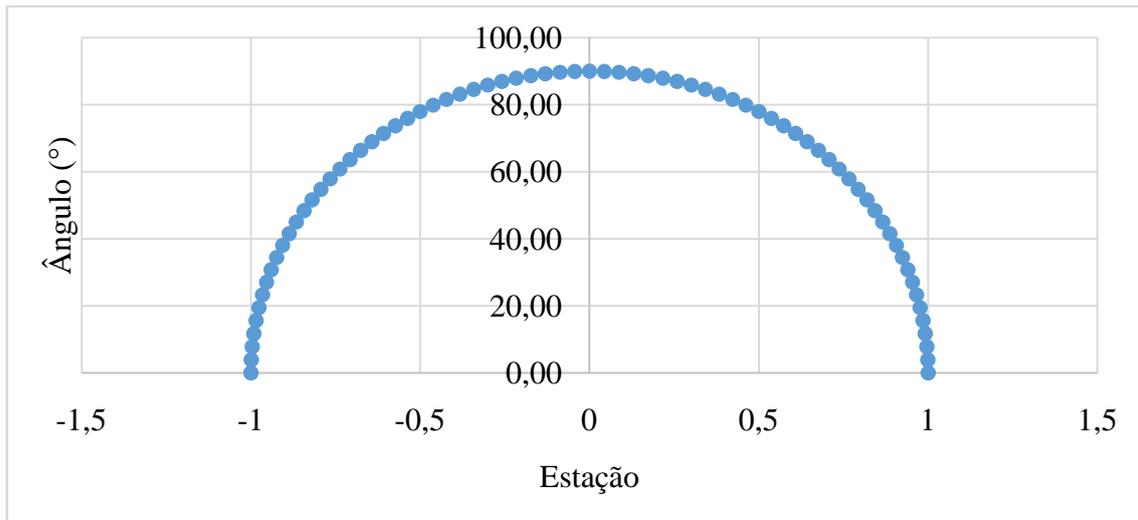


FIGURA 4.9 - Distribuição dos pontos das 72 estações.

A TAB. 4.8 mostra as estações e a distribuição dos ângulos. A estação 1 corresponde ao ângulo de $2,5^\circ$, que cobre os valores de 0° a $2,5^\circ$ na região. Foi plotado somente o semicírculo, devido à simetria dos cálculos.

TABELA 4.8 - Distribuição de ângulos em cada estação da semi envergadura.

Estação	$\beta_v(\text{rad})$	$\beta_v(^{\circ})$	η_v
			$\cos(\beta_v)$
1	0,04	2,5	0,999
2	0,09	5,0	0,996
3	0,13	7,5	0,991
4	0,17	10,0	0,985
5	0,22	12,5	0,976
6	0,26	15,0	0,966
7	0,31	17,5	0,954
8	0,35	20,0	0,940
9	0,39	22,5	0,924
10	0,44	25,0	0,906
11	0,48	27,5	0,887
12	0,52	30,0	0,866
13	0,57	32,5	0,843
14	0,61	35,0	0,819
15	0,65	37,5	0,793
16	0,70	40,0	0,766
17	0,74	42,5	0,737
18	0,79	45,0	0,707
19	0,83	47,5	0,676
20	0,87	50,0	0,643
21	0,92	52,5	0,609
22	0,96	55,0	0,574
23	1,00	57,5	0,537
24	1,05	60,0	0,500
25	1,09	62,5	0,462
26	1,13	65,0	0,423
27	1,18	67,5	0,383
28	1,22	70,0	0,342
29	1,27	72,5	0,301
30	1,31	75,0	0,259
31	1,35	77,5	0,216
32	1,40	80,0	0,174
33	1,44	82,5	0,131
34	1,48	85,0	0,087
35	1,53	87,5	0,044
36	1,57	90,0	0,000

A FIG. 4.10 mostra a distribuição dos ângulos β_v em função da estação. Nota-se que a estação 36 corresponde ao centro da asa, ou, no caso, à raiz de cada semi-asa.

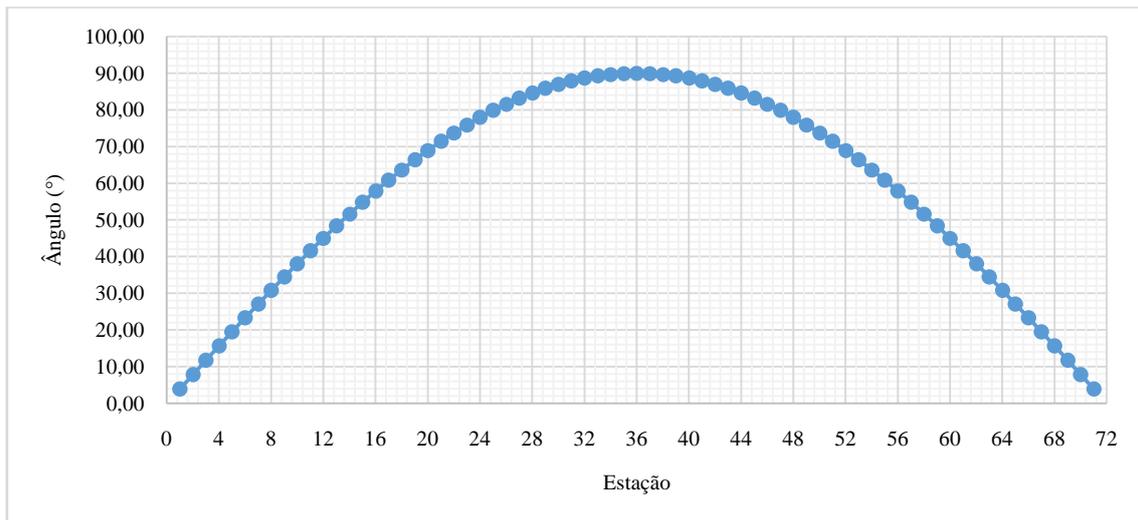


FIGURA 4.10 - Distribuição dos ângulos β_v em função da estação.

4.3.6.2. Determinação do coeficiente de circulação γ

O cálculo da matriz B , em função dos coeficientes do Multhopp, foi realizado conforme descrito no capítulo 3. Foi gerada uma matriz 71×71 , onde os coeficientes foram calculados de acordo com a disposição de v e n na matriz. Com a matriz B completa, sua inversa B^{-1} foi calculada. Para o cálculo da distribuição de circulação γ , a matriz B^{-1} foi multiplicada pelo vetor $\{-\alpha\}$ de mesma dimensão em colunas, onde α é admitido como 1 radiano (de acordo com a bibliografia), quando não há torção da asa.

4.3.6.3. Determinação do coeficiente de circulação γ para uma asa com torção

Para a aplicação da torção da asa como mais um parâmetro na análise, foi adicionada mais uma coluna na matriz de cálculo, e o valor do ângulo de torção foi interpolado ao longo da envergadura, atingindo o seu valor máximo na ponta e valor nulo na raiz da semi-asa (estação 36). Desta maneira, a FIG. 4.11 foi plotada exemplificando um valor de torção de 2° na ponta da asa.

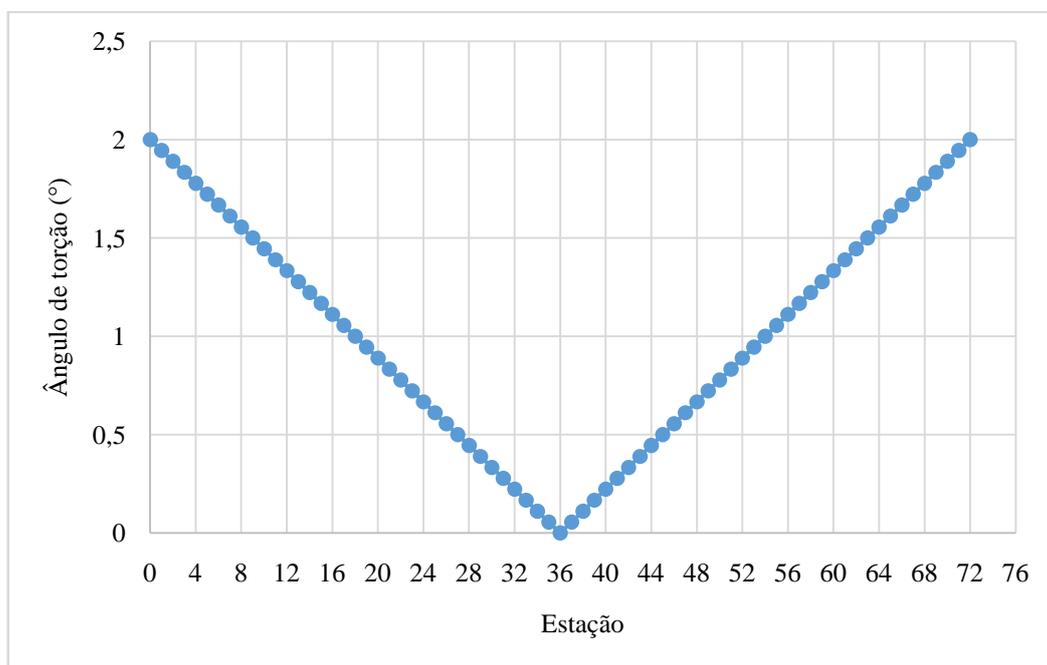


FIGURA 4.11 - Exemplo da distribuição de torção ao longo das estações.

Para o cálculo da circulação em uma asa com torção, foi realizado o mesmo procedimento descrito anteriormente. Neste caso, os valores de circulação γ_t foram corrigidos para a torção, conforme EQ. 4.5 abaixo.

$$[B^{-1}] \{-\alpha_t\} = \{\gamma_t\} \quad (4.5)$$

4.3.6.4. Determinação da distribuição de sustentação ao longo da envergadura

Com os valores de circulação ao longo da envergadura (para uma asa com e sem torção), foi possível encontrar a distribuição do coeficiente de sustentação ao longo da envergadura. Para os valores de C_l gerados em cada estação, faz-se a multiplicação pelo valor do ângulo de ataque geométrico em radianos. Desta forma, os valores de C_l são identificados ao longo da envergadura através das respectivas estações. Para a asa sem torção, adotou-se o nome da variável $C_{l_{nt}}$. Os valores de C_{l_t} para a asa com torção (com o valor de α_t variável) são então somados ao valor de $C_{l_{nt}}$ encontrados para asa sem torção (α igual a 1 radiano). Com isso, o valor do C_l pode ser definido através da EQ. 4.6 abaixo.

$$C_l = C_{l_{nt}} + C_{l_t} \quad (4.6)$$

4.3.6.5. Determinação do coeficiente de sustentação global da asa

Para a obtenção do coeficiente de sustentação global da asa, calcula-se o somatório dos coeficientes de sustentação locais multiplicados pelo comprimento da estação e pela corda local, divididos pela área total, conforme EQ. 4.7.

$$C_L = \frac{\int_0^b c(y)C_l(y)dy}{\int_0^b c(y)dy} \quad (4.7)$$

4.3.6.6. Determinação do coeficiente de arrasto

O cálculo do arrasto total da asa envolveu duas parcelas (arrasto induzido e parasita). Ambas as parcelas foram calculadas separadamente e depois somadas, sendo que a metodologia está descrita abaixo.

O coeficiente de arrasto induzido foi calculado a partir da multiplicação do ângulo de ataque induzido e do coeficiente de sustentação locais, gerando assim um valor para cada estação da asa. Para o cálculo do coeficiente de arrasto induzido global, foi utilizado o mesmo procedimento para o cálculo do coeficiente de sustentação global, onde o somatório dos coeficientes de arrasto parasita locais C_{di} , multiplicados pela área de cada estação e dividido pela área total da asa, dá o resultado global. Exemplificando, o coeficiente de arrasto parasita é multiplicado pelo comprimento da estação e pela corda local, conforme mostrado na EQ. 4.8.

$$C_{Di \text{ global}} = \frac{\sum_{v=1}^{71} (C_{di} \cdot x(y) \cdot c(y))}{S} \quad (4.8)$$

Para o cálculo do arrasto parasita, foram utilizadas informações provenientes da polar de arrasto do aerofólio. De acordo com a distribuição local do coeficiente de sustentação ao longo da envergadura, foi achado um correspondente coeficiente de arrasto parasita (C_{do}). Como a variação do C_L permaneceu na faixa que vai de 0 até 1,31 (valor máximo), foi utilizada somente a parte do gráfico referente a estes valores, conforme FIG. 4.12. Nesta faixa, os valores de C_D foram interpolados de acordo com o seu corresponde C_L em cada estação da asa.

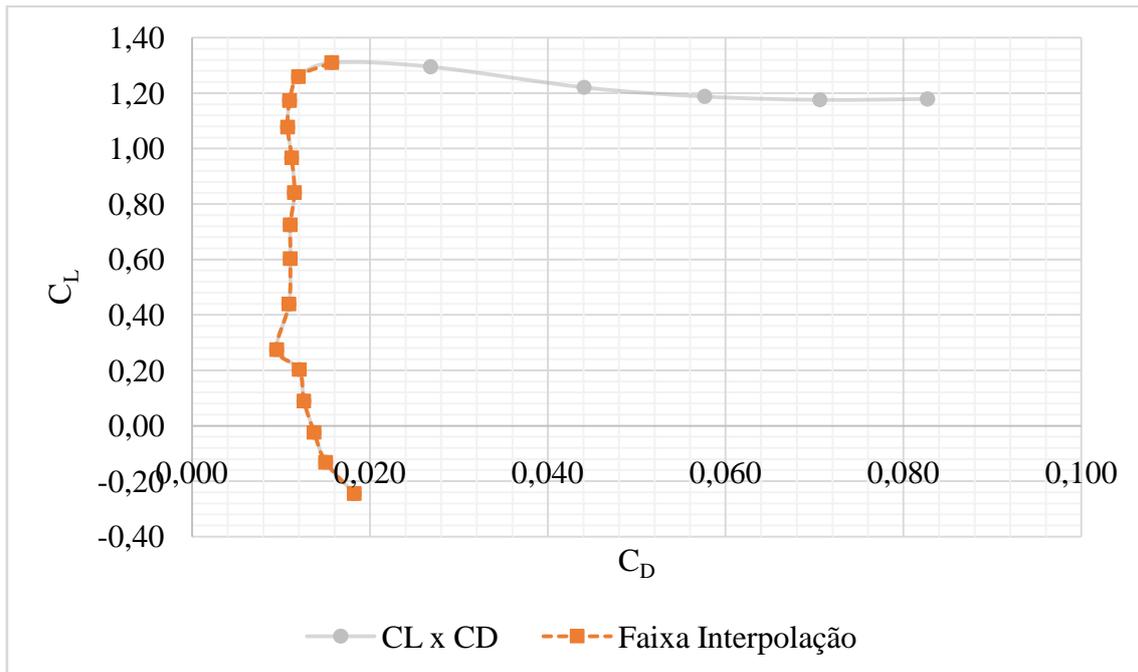


FIGURA 4.12 - Faixa de valores $C_L \times C_D$ (aerofólio) considerada para a análise.

A FIG. 4.13 mostra os valores de C_{do} em função de C_l , para um ângulo de ataque geométrico de 10° , considerando a asa utilizada como base para este trabalho. A linha preta pontilhada representa os valores provenientes da polar de arrasto do aerofólio. A curva azul por sua vez representa os pontos calculados para a asa base (neste caso, com ângulo de ataque igual à 10°), tomando como referência os dados provenientes da curva pontilhada preta. Este procedimento foi utilizado para todas as asas calculadas neste trabalho, até se chegar na configuração otimizada.

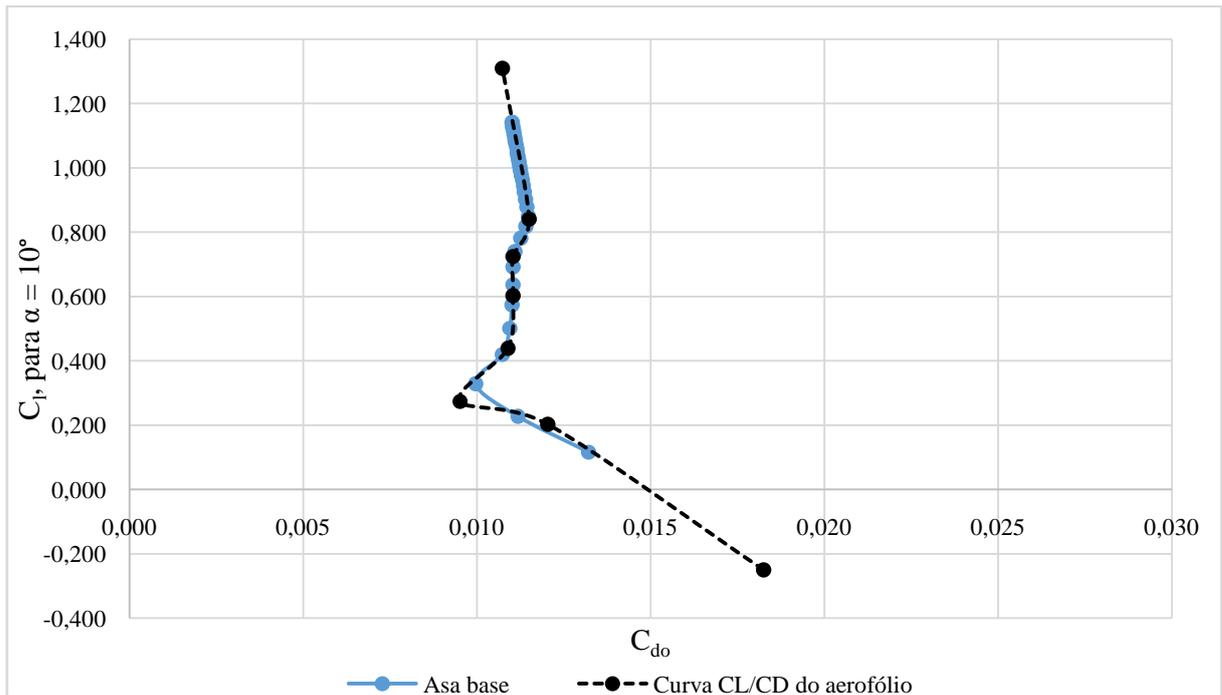


FIGURA 4.13 - Curva utilizada para a determinação dos valores de C_{do} / C_l para as asas calculadas.

Desta forma, para cada estação tem-se um coeficiente de arrasto correspondente, calculado a partir da interpolação dos valores originais do gráfico da polar de arrasto do aerofólio. Para o cálculo do coeficiente de arrasto parasita global da asa, foi realizado um procedimento similar àquele para a obtenção do valor global de C_L e de C_{Di} e mostrado na EQ. 4.9.

$$C_{D_o \text{ global}} = \frac{\sum_{v=1}^{71} (C_{do} \cdot x(y) \cdot c(y))}{S} \quad (4.9)$$

4.3.6.7. Determinação da curva $C_L \times \alpha$

Com o cálculo dos valores de C_L global da asa em função de cada ângulo de ataque foi possível gerar uma curva $C_L \times \alpha$ para determinar o comportamento da asa. Para efeitos comparativos, foi adotada a nomenclatura de $C_{L_{3D}}$ para indicar os coeficientes gerados considerando a asa tridimensional. Com isso, os valores de $C_{L_{3D}}$ são equivalentes aos de $C_{L_{global}}$.

A FIG. 4.14 abaixo mostra a curva gerada com os valores de $C_{L_{global}}$ para diferentes α . Nota-se que, como característica do método de Multhopp, os coeficientes são achados em relação à linha de sustentação nula, ou seja, para valores onde o ângulo de ataque é nulo, considera-se a sustentação nula. Na teoria, a curva pode ser estendida até qualquer valor de ângulo de ataque, visto que o método de Multhopp opera de maneira linear. Para manter a coerência com os resultados da curva $C_L \times \alpha$ do aerofólio, optou-se por plotar a curva até o primeiro ponto de máximo C_L acima de 1.31, que é o ponto de máximo C_L do aerofólio. Os pontos calculados são mostrados na TAB. 4.9.

TABELA 4.9 - Dados da curva $C_{L_{3D}} \times \alpha$ da asa.

$\alpha(^{\circ})$	$C_{L_{global}}$
0	0,00
1	0,105
2	0,210
3	0,316
4	0,421
5	0,526
6	0,631
7	0,736
8	0,842
9	0,947
10	1,052
11	1,157
12	1,262
13	1,368

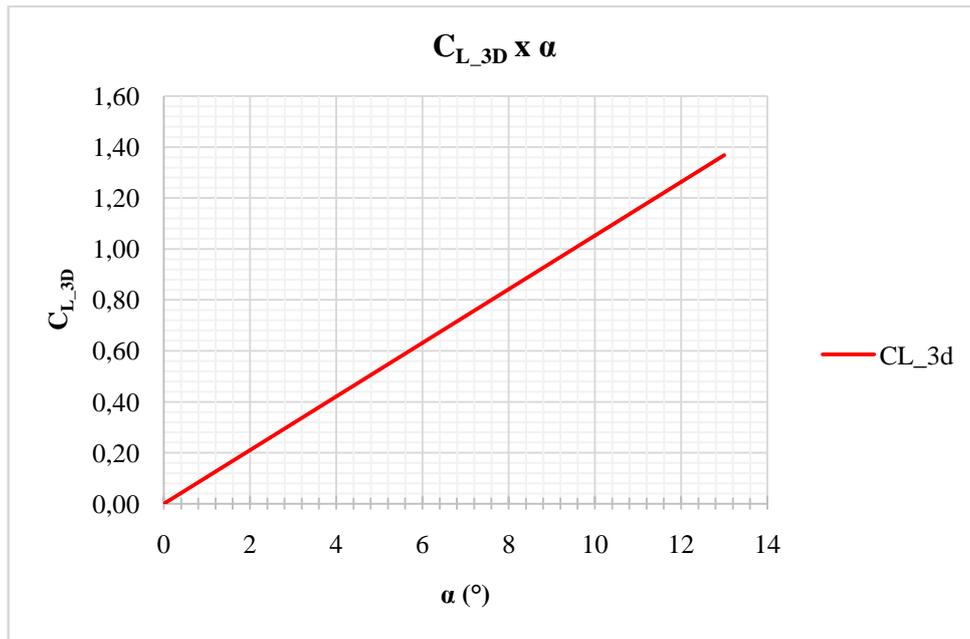


FIGURA 4.14 - Curva $C_{L_{3D}} \times \alpha$.

Embora a curva acima considere a linha de sustentação em relação ao método de Multhopp, a mesma foi reajustada para a curva $C_{L_{2d}}$ (nomenclatura adotada para tratar da curva do aerofólio). A curva $C_{L_{2d}}$ atinge o ponto de sustentação nula quando o ângulo de ataque vale aproximadamente $-0,884^\circ$. Desta forma, a curva $C_{L_{3D}}$ foi rearranjada, subtraindo-se este valor do ângulo real. A FIG. 4.15 mostra as duas curvas plotadas, sendo que a curva $C_{L_{3D}}$ foi deslocada para a esquerda a fim de encontrar os pontos onde a sustentação é nula, para um ângulo α de $-0,884^\circ$.

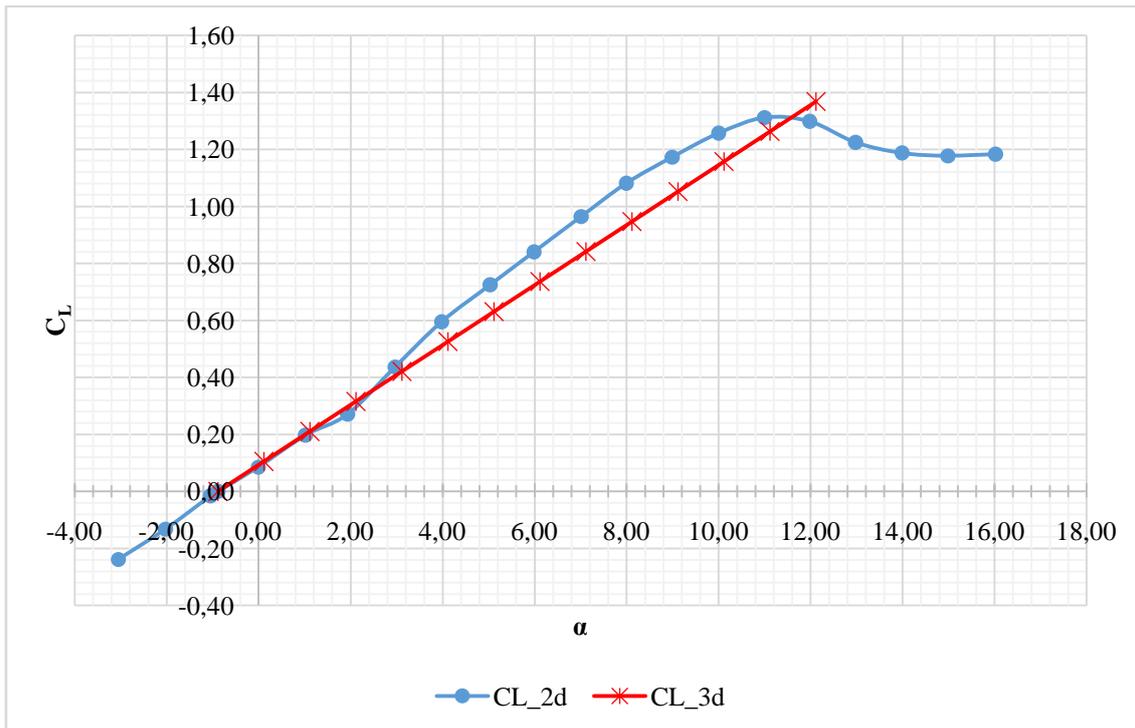


FIGURA 4.15 - Comparação das curvas de $C_{L_{2D}}$ e $C_{L_{3D}}$ em função de α .

Considerando que a curva permanece linear até C_L atingir o seu valor máximo, o valor de máximo C_L (1.31) na curva $C_{L_{2d}}$ corresponde ao ângulo α de aproximadamente 11° . A menor inclinação da curva tridimensional indica que, para mesmos valores de ângulo de ataque, o valor de $C_{L_{max}}$ é menor quando comparado ao da curva do perfil. Desta forma, pode-se assumir que a asa atinge o estol com valores de coeficiente de sustentação mais baixos.

4.3.7. Dimensionamento de cargas

Com a obtenção da distribuição de sustentação ao longo da envergadura, foi possível realizar o dimensionamento das cargas atuantes ao longo da asa. O dimensionamento das cargas considerou o seguinte cenário:

- Aeronave em voo nivelado, onde o peso equivale à quantidade de sustentação gerada (em equilíbrio).
- Conforme item §25.337 da norma FAR 25, para a realização da manobra, foi considerado um fator de carga limite de 2,5 g.
- Como premissa, foi desprezada toda a carga distribuída ao longo da envergadura (compartimentos que carregam componentes eletrônicos, experimentos, etc) para o cálculo do momento fletor. Desta forma, a carga paga foi concentrada no compartimento central, na raiz da aeronave, conforme exemplo na FIG. 4.16.



FIGURA 4.16 - Compartimento da aeronave.

- O peso da carga paga (considerando aceleração da gravidade $9,81 \text{ m/s}^2$) foi multiplicado pelo fator de carga previsto no item anterior e o resultado foi o valor máximo de carga limite que a aeronave deve suportar. A TAB. 4.10 mostra a especificação da carga no qual a aeronave está sujeita. Nota-se que a carga está dividida por dois, já que cada metade corresponde a uma semi-envergadura. Como as semi-asas são simétricas, o dimensionamento das longarinas ocorrerá somente em uma das asas. Desta forma, o valor a ser utilizado é de aproximadamente 4046,6 N.

TABELA 4.10 - Especificação das cargas.

	m(kg)	mg(N)	W (N)
Carga paga	330	3237,3	3237,3
n (fator de carga, g)	2,5		
W x n			8093,3
Carga b/2			4046,6

A distribuição dos carregamentos ao longo da envergadura foi realizada em função dos valores dos coeficientes de sustentação e corda locais, sendo que em cada estação da asa, foi calculado o parâmetro $C_l \times c(y)$ (coeficiente de sustentação local multiplicado pela corda local). A integração dos valores em cada estação permitiu o cálculo do carregamento distribuído nas estações correspondentes. A partir do valor de carga em cada ponto da envergadura foi possível traçar o gráfico (FIG. 4.17) do diagrama de esforços cortantes que atua na asa.

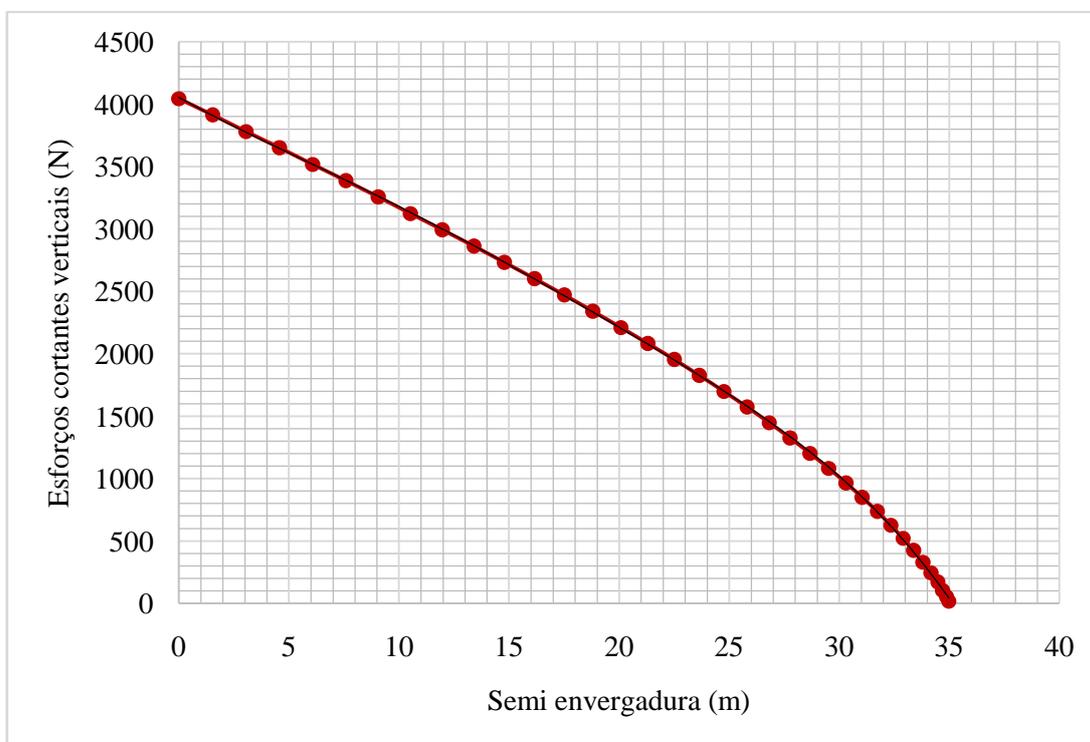


FIGURA 4.17 - Diagrama dos esforços cortantes da asa 1.0 (base).

Para a aplicação na asa, a carga distribuída foi concentrada em sete estações (de igual espaçamento) ao longo da envergadura, em pontos de aplicação pré-determinados no modelo de elementos finitos utilizado. A soma final da carga atuante pôde ser comprovada em cada modelo calculado.

4.3.8. Cálculo de desempenho ótimo

O cálculo do desempenho das diferentes alternativas de modificações das asas levou em consideração a variação de dois parâmetros: o ângulo de ataque geométrico e o ângulo de torção das asas. Foi realizada uma varredura, onde a faixa de valores considerada para o ângulo de ataque geométrico foi de 0° a 11° , e o ângulo de torção de -2° a 2° . A justificativa para a escolha desta faixa de valores deve-se ao fato de serem valores limitantes no que se diz respeito às informações disponíveis para C_L e C_D do aerofólio. Além disso, optou-se por não utilizar ângulos de ataque maiores do que os de estol.

Os valores de alcance máximo e autonomia máxima foram calculados considerando a combinação dos dois parâmetros, para cada envergadura analisada. Os ângulos foram variados em $0,1^\circ$ para o maior refino dos resultados. Foram analisados 111 valores de ângulo de ataque (0° a 11°) e 41 valores de ângulo de torção (-2° a 2°), resultando em um total de 9102 combinações para cada envergadura analisada (considerando o cálculo para alcance máximo e autonomia máxima).

Dentre a nuvem de dados calculada, foi escolhido o valor maximizado de C_L/C_D , para alcance máximo, e $C_L^{3/2}/C_D$, para autonomia máxima. A metodologia adotada prevê a análise de cada resultado em função dos ângulos ótimos encontrados, no intuito de avaliar se os valores de desempenho ótimos encontram-se próximos às fronteiras do cálculo. Para os casos onde o valor ótimo foi encontrado na fronteira, fez-se uma análise para avaliar a diferença percentual entre o valor encontrado e valores em regiões próximas. Desta forma, foi possível estipular para cada envergadura, o valor de desempenho ótimo, fazendo variações no ângulo de ataque e no ângulo de torção da asa.

4.4. Otimização estrutural

Para a realização da otimização estrutural, foram seguidos os seguintes passos:

- Escolha do material a ser utilizado;
- Modelagem de elementos finitos e condições de contorno
- Análise de resistência do material;
- Dimensionamento das longarinas;
- Determinação de uma longarina com geometria otimizada;

4.4.1. Material

O material escolhido para ser utilizado na longarina é o 2024-T351, uma liga de alumínio extensamente utilizada na indústria aeronáutica, aplicada geralmente onde há presença de grandes esforços de tração/compressão, devido à sua boa rigidez mecânica e resistência à fadiga. A opção por este material teve como base a melhor correlação com os modelos analíticos, visto que seu comportamento é isotrópico.

Na literatura, são encontrados vários valores de tensão permissível do material, que dependem principalmente da forma de manufatura da liga, tamanho da bitola, tratamento térmico utilizado. Diferenças de manufatura podem ser levadas em conta na construção final da peça, sendo que cada processo pode agregar resistência mecânica diferente ao componente.

Desta forma, foi realizada uma investigação em várias referências (dentre eles fornecedores e fabricantes) para se estipular um valor de tensão de escoamento e ruptura a ser considerado no trabalho. Os valores de massa específica, módulo de elasticidade e coeficiente de Poisson foram mantidos constantes, devido à sua baixa ou nenhuma variação.

A TAB. 4.11 mostra três referências consultadas para a definição das tensões permissíveis do material utilizado e a TAB. 4.12 mostra os admissíveis de

tensão para três referências consultadas (dentre livros e informações comerciais), e listadas no final do trabalho. Foi realizada uma média entre os valores e uma aproximação conservadora para o dimensionamento. Conforme checado nas referências abaixo, uma média foi realizada para achar o valor ideal de tensão a ser utilizado para o cálculo. Como as análises deste trabalho consideram carregamentos limites, assume-se que o componente deve suportar a carga limite sem que haja nenhuma deformação residual. Desta forma, todas as tensões calculadas devem permanecer abaixo do limite de escoamento do material.

TABELA 4.11 - Referências para definição das propriedades do material.

1	Mechanics and Mechanics of Fracture: An introduction. Appendix 7.
2	ASM Aerospace Specification Metals Inc. Aluminum 2024-T4; 2024-T351.
3	Continental Steel & Tubes Co. 2024-T351-600-605-1445, Aluminum Plate - Series 2024-T351.

TABELA 4.12 - Características do material.

Alumínio 2024	Tensão (MPa)	
	Escoamento	Ruptura
1	304	449
2	324	469
3	324	469
Média	317	462
Considerado	300	450

Como o valor de admissível pode variar conforme a espessura da chapa matriz utilizada, foi considerado uma margem de segurança de 10% de maneira conservadora. A TAB. 4.13 mostra o resumo final das propriedades do material consideradas para o dimensionamento da longarina.

TABELA 4.13 - Propriedades do alumínio 2024-T351.

Material	2024-T351
Densidade (kg/m ³)	2800
Módulo de Elasticidade (GPa)	73,1
Módulo de Cisalhamento (GPa)	28,0
Poisson (-)	0,33
Tensão de Escoamento (MPa)	300
Tensão de Ruptura (MPa)	450

4.4.2. Modelagem de elementos finitos

A modelagem de elementos finitos partiu da escolha do software a ser utilizado, da especificação das condições de contorno e da validação analítica e estudo de malha, conforme metodologia apresentada abaixo.

4.4.2.1. Informações de modelagem

Para a análise em elementos finitos, foi utilizado o software LISA® versão livre, que apresenta uma plataforma que permite análises de vários sistemas (estruturais, térmicos, etc), com uma limitação de 1300 nós. Devido ao estudo se restringir somente à longarina, este número foi suficiente para a execução da análise estrutural.

Para a análise, foram utilizados elementos de casca que representam um quadrilátero com um nó em cada extremidade, sendo que cada nó possui 6 graus de liberdade (rotação em torno x, y e z; translação em x, y e z) conforme FIG. 4.18. Para cada elemento foi dada uma propriedade contendo a sua espessura e o seu material (densidade, módulo de elasticidade e coeficiente de Poisson).

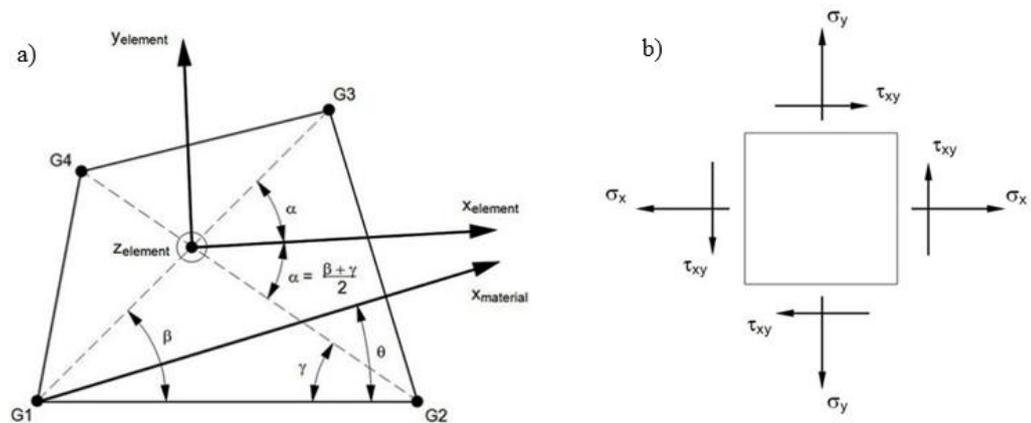


FIGURA 4.18 - a) Elemento CQUAD4 e sistema de coordenadas; b) Tensões em um elemento CQUAD4.

Fonte: Autodesk Nastran.

Segundo formulações provenientes do software, as cargas são aplicadas considerando a aresta lateral do elemento de placa, sendo dividida entre os nós adjacentes, conforme FIG. 4.19.

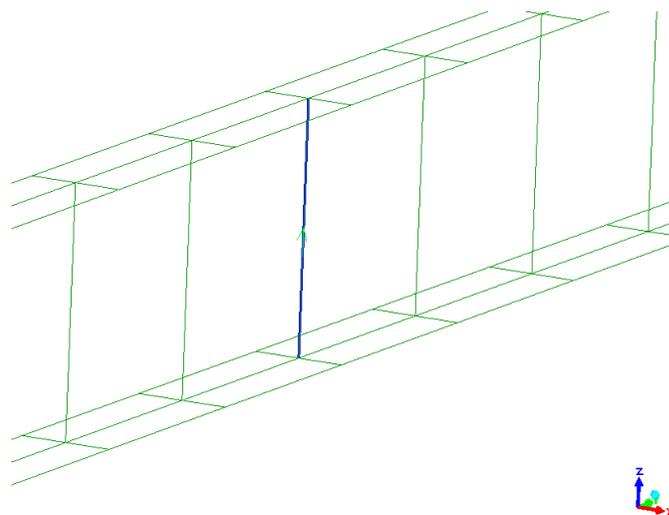


FIGURA 4.19 - Região de aplicação das cargas no modelo de elementos finitos.

Para automatizar o processo de análise estrutural, foi criado um modelo base, com as cargas distribuídas nas sete estações ao longo da envergadura e com as condições de contorno previamente aplicadas. Desta forma, foi possível avaliar diferentes envergaduras alterando somente a escala das dimensões no eixo Y do sistema de coordenadas (direção crescente da envergadura). Todos os modelos de longarina construídos possuem o mesmo número de elementos e nós, sendo que a variação decorre somente no tamanho de cada elemento. A TAB. 4.14 abaixo mostra informações para o modelo base.

TABELA 4.14 - Informações sobre os modelos utilizados.

b / b_{ref}	Núm. nós	Núm. Elementos	Comprimento elem.(mm)
1,00	1266	1050	167

4.4.2.2. Condições de contorno

A aplicação das cargas se deu em sete estações igualmente espaçadas ao longo da envergadura, de acordo com a distribuição de carregamentos e o diagrama de esforços cortantes de cada modelo. A FIG. 4.20 ilustra os pontos de aplicação de carga na asa base.

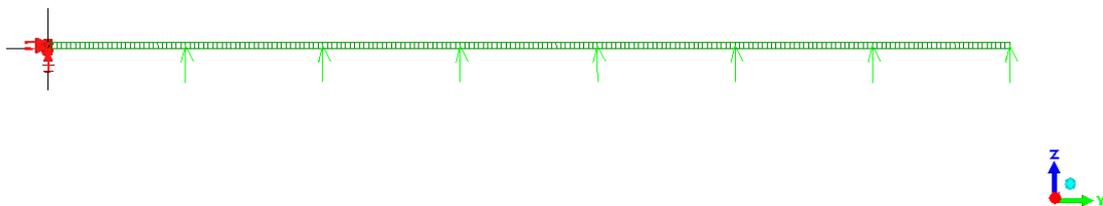


FIGURA 4.20 - Pontos de aplicação de cargas no modelo.

A longarina foi engastada nos nós da sua extremidade, nos seis graus de liberdade, restringindo assim os movimentos de translação e rotação nos três eixos (FIG. 4.21).

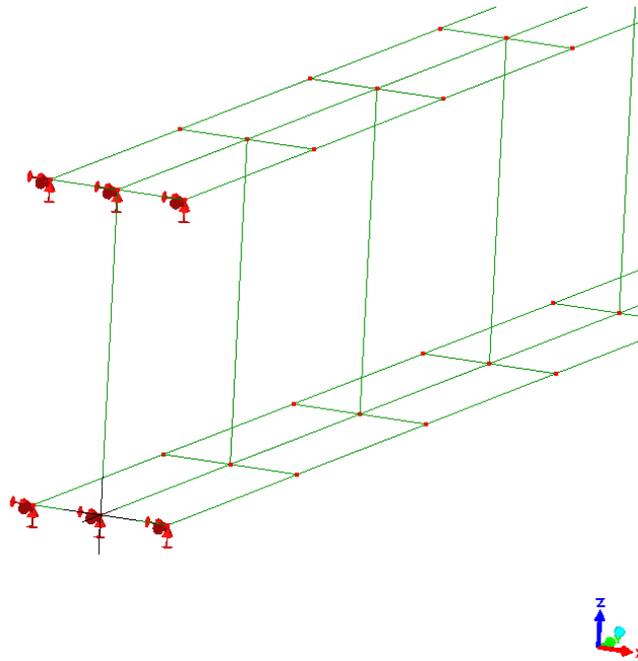


FIGURA 4.21 - Restrição nos nós da raiz da longarina.

4.4.2.3. Validação analítica

Para a validação analítica, optou-se por um modelo de análise estrutural simples de uma viga engastada com uma carga pontual aplicada na sua extremidade livre. As dimensões da viga e os valores de carga aplicados são de magnitude similar àqueles aplicados nos modelos da longarina. A FIG. 4.22 mostra a viga com a carga aplicada.

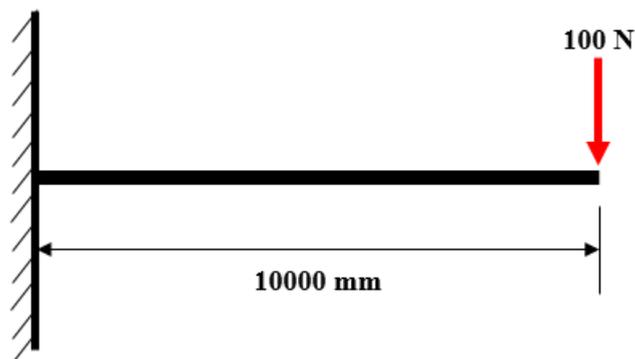


FIGURA 4.22 - Exemplo de viga engastada com carga aplicada.

A deformação da viga (flecha) foi calculada e então foi comparada com modelos de elementos finitos com diferentes tamanhos de malha. A seção transversal A é quadrada de lados iguais a 100 milímetros (e área igual a 10000 mm²). A TAB. 4.15 abaixo mostra os parâmetros de cálculo.

TABELA 4.15 - Cálculo da deformada.

Material	Alumínio 2024
P (N)	100,00
H(mm)	10000,00
E (MPa)	73000,00
I (mm ⁴)	8333333,33
A (mm ²)	10000,00
Y (mm)	54,79

O valor da deformada no cálculo analítico foi de 54,79 mm. A FIG. 4.23 e TAB. 4.16 apresentam o resultado do cálculo utilizando MEF (modelo de elementos finitos) para diferentes tamanhos de malha, a fim de se obter correlação. Neste caso, o deslocamento máximo foi de 54,73 mm.

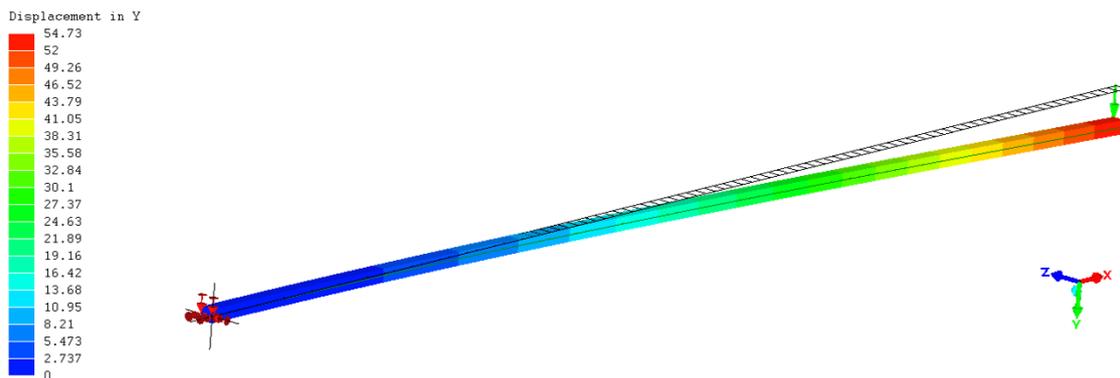


FIGURA 4.23 - Deslocamento no modelo de validação.

TABELA 4.16 - Deformada do MEF para diferentes tamanhos de malha.

Material	L (mm)	P (N)	Malha (mm)	Deformada(mm)	Diferença (%)
Alumínio 2024	10000	100	50	54,76	-0,05
			100	54,73	-0,11
			150	54,71	-0,15
			250	54,75	-0,07
			500	54,49	-0,55
			1000	54,13	-1,20

A TAB. 4.16 mostrou que a análise realizada com diferentes tamanhos de malhas não apresentou diferenças significativas em termos de deslocamento. Assim, assume-se que tamanhos de malha dentro do intervalo analisado podem ser adotados para a construção do modelo de elementos finitos.

Para a correlação analítica dos valores de tensão, a carga foi aumentada para 1000N a fim de se aumentar a sensibilidade do modelo virtual. A TAB. 4.17 mostra os parâmetros utilizados na análise.

TABELA 4.17 - Parâmetros para cálculo da tensão de flexão.

Material	Alumínio 2024
P (N)	1000,00
H(mm)	10000,00
I (mm ⁴)	8333333,33
y(mm)	50,00
σ Flexão (MPa)	60,00

O valor da tensão de flexão pelo cálculo analítico foi de 60 MPa. A TAB. 4.18 abaixo apresenta o resultado do cálculo utilizando modelo de elementos finitos para diferentes tamanhos de malha.

TABELA 4.18 - Tensão do MEF para diferentes tamanhos de malha.

Material	H(mm)	P (N)	Malha (mm)	σ Flexão (MPa)	Diferença %
Alumínio 2024	10000	1000	50	60,64	+ 1,07
			100	59,36	-1,07
			150	59,21	-1,32
			250	59,34	-1,10
			500	57,23	-4,62
			1000	54,25	-9,58

Tendo em vista os resultados apresentados, o tamanho de malha médio utilizado nas análises apresentou boa correlação com o modelo de validação, permanecendo dentre a faixa de 100 e 250 milímetros. Desta forma, o modelo de elementos finitos foi validado quanto à sua precisão numérica em relação ao modelo analítico.

4.4.3. Análise de resistência do material

Para a avaliação do componente, foi aplicado o critério de que a tensão encontrada no componente não deve exceder a tensão de escoamento do material. Para todos os casos, foi calculada uma margem de segurança, conforme EQ.4.10.

$$M.S. = \frac{\sigma_{admissivel}}{\sigma_{calculada}} - 1 \quad (4.10)$$

Onde $\sigma_{\text{admissível}}$ é a tensão suportada pelo material (tensão de escoamento ou ruptura, dependendo do critério) e $\sigma_{\text{calculada}}$ é a tensão encontrada no componente de acordo com a carga aplicada. Como critério de análise, a margem de segurança foi fixada em 10% para o comparativo de todas as longarinas calculadas. A justificativa da escolha de 10% é que, além de servir de base comparativa para análise das propostas, qualquer incremento de carga que atua sobre a asa pode ser facilmente fatorado da margem de segurança, considerando que as análises ocorrem somente no regime linear da curva tensão/deformação do material.

4.4.4. Dimensionamento das longarinas

O dimensionamento das longarinas partiu da determinação das limitações geométricas de cada modelo, de acordo com o aerofólio utilizado em cada proposta. A longarina correspondente à asa base (1.0) serviu como modelo inicial para a otimização da estrutura, sendo que a massa meta gira em torno de 100 quilos, conforme estimativa de massa inicial. As etapas realizadas estão descritas nas seções abaixo.

4.4.4.1. Dimensões consideradas

Conforme explicado na seção 3.1.1, a viga I é dimensionada pelas mesas (largura e espessura das mesas superior e inferior) e pela alma (espessura e altura). Os valores de altura e largura da viga foram dimensionados de acordo com as limitações físicas provenientes dos perfis de aerofólio utilizados em cada proposta. Desta forma, foi possível dimensionar diferentes longarinas para cada asa, de forma a encontrar o modelo que atendesse os critérios descritos pela norma e também tivesse o menor peso possível.

Para estipular a altura máxima de cada longarina, foi considerada a altura máxima do perfil aerodinâmico de cada asa, conforme FIG. 4.24. Do valor máximo de cada perfil, foram subtraídos 30 milímetros referentes aos painéis, revestimentos e algum outro equipamento que possa vir a ser instalado na asa.

A largura máxima de cada mesa também foi limitada de acordo com a referência geométrica dada por cada perfil. A estimativa foi feita da seguinte maneira: foi especificada uma faixa de valores na corda, onde a espessura do aerofólio se torna máxima. Foram escolhidos três pontos que representam os valores de máxima espessura do perfil, sendo que cada um possui uma posição correspondente na corda. A FIG. 4.24 mostra a posição de acomodação da longarina, na região de máxima espessura do aerofólio.

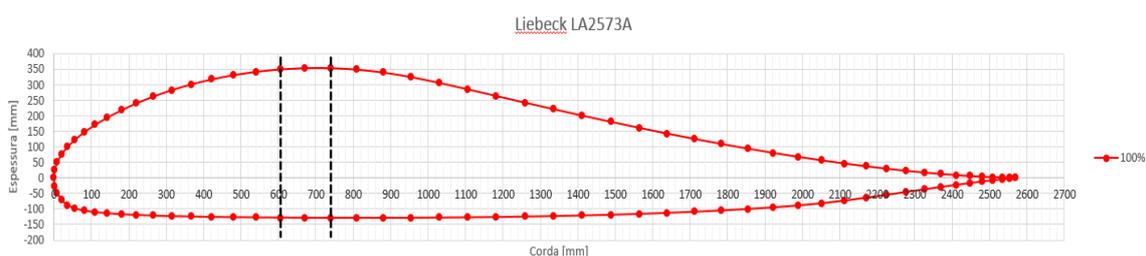


FIGURA 4.24 - Posição de acomodação da longarina no perfil.

Pela figura, nota-se que a região de máxima espessura é compreendida entre as posições de aproximadamente 605 milímetros e 739 milímetros em relação ao ponto de zero da abscissa, resultando em uma diferença entre as duas estações de 135 milímetros. Logo, assume-se que a longarina pode ser acomodada dentro desta região, com altura máxima de 320 milímetros (já descontados os 30 milímetros) e largura máxima das mesas de 135 milímetros. Desta forma, a abordagem torna-se conservadora, estabelece uma base comparativa para todas as longarinas e assume que, em termos de manufatura, as longarinas possuem dimensões próximas, variando somente a escala em comprimento. A TAB. 4.19 abaixo mostra a posição na corda e a espessura correspondente de cada longarina.

TABELA 4.19 - Informações geométricas dos aerofólios das propostas.

	1,00	
	C (mm)	t(mm)
P1	605	319
P2	671	322
P3	740	322
Diferença (P3 - P1)	135	321
Considerado	100	360

4.4.4.2. Otimização das dimensões

O dimensionamento inicial contemplou a largura das mesas fixas, limitadas em 100 milímetros, e a altura máxima do aerofólio subtraídos 30 milímetros, conforme apresentado na seção anterior. Para achar a geometria otimizada da longarina, partiu-se da asa base, com as seguintes dimensões iniciais, conforme TAB. 4.20.

TABELA 4.20 - Dimensões iniciais da longarina.

	Dimensão (mm)
b/2	35000
Altura da alma	300
Largura das mesas	100
Espessura alma	1.5
Espessura mesas	10
Altura total	320

Os resultados da análise da longarina inicial são mostrados na FIG. 4.25 e compilados na TAB. 4.21.

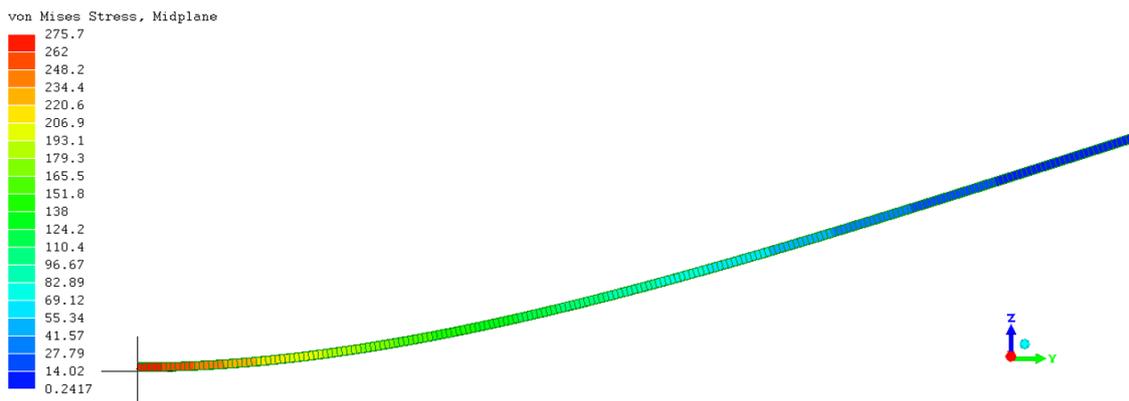


FIGURA 4.25 - Resultado de tensão do modelo de elementos finitos.

TABELA 4.21 - Resultado do dimensionamento inicial.

Peso meta (kg)	Peso Total (kg)	Desloc. Z (mm)	Tensão (MPa)	Tensão Permissível (MPa)	M.S. (%)
100	240.1	8143	276	300	9%

Nota-se que a massa encontrada ficou muito acima da meta estipulada e a concentração de tensões deu-se próximo à raiz da longarina. Desta forma, foi realizada um novo dimensionamento, considerando a largura das mesas superior e inferior na raiz da longarina de 100 milímetros. Assim, as dimensões de largura da mesa foram reforçadas próximas a raiz e aliviadas ao longo da envergadura, no sentido da ponta da asa, até se atingir a rigidez estrutural para suportar a carga. A dimensão mínima considerada foi de 1 milímetro no final da envergadura. A FIG. 4.26 mostra o resultado final das longarinas, do dimensionamento inicial para o final, e a TAB. 4.22 o comparativo dos resultados.

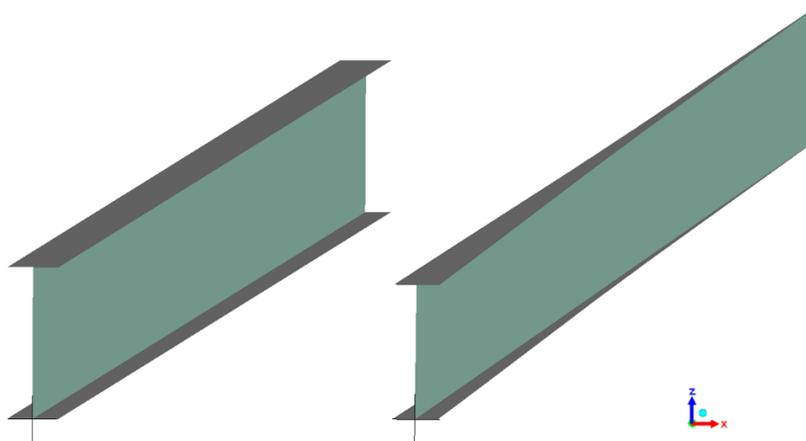


FIGURA 4.26 - Comparativo do formato otimizado das longarinas.

TABELA 4.22 - Comparativo entre o dimensionamento inicial e final.

Longarina	Massa (kg)	Desloc. Z (mm)	Tensão (MPa)	Tensão Permissível (MPa)	M.S. (%)
Inicial	240,1	8143	276	300	9
Final	125,6	12090	273,2	300	10

A TAB. 4.23 mostra o comparativo de áreas das mesas das longarinas. Foi retirado cerca de 58% de material de cada mesa, sem comprometer a margem de segurança. As dimensões da alma (altura e espessura) foram mantidas constantes. A FIG. 4.27 mostra as mesas sobrepostas e as respectivas dimensões na largura (eixo X) e comprimento (eixo Y).

TABELA 4.23 - Comparativo das áreas das mesas e as respectivas massas.

	Mesa Inicial	Mesa Final
Espessura (mm)	10,0	10,0
Área (m ²)	3,5	1,46
Massa (kg)	98,0	40,8

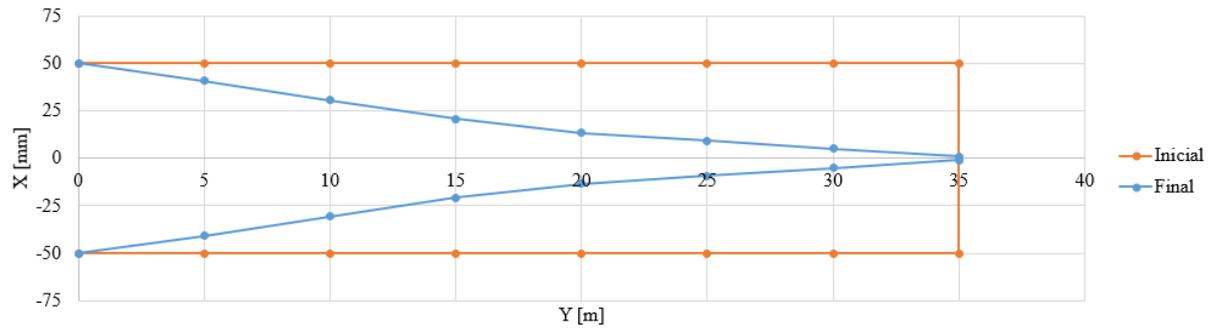


FIGURA 4.27 - Área das mesas de cada longarina ao longo da envergadura.

É importante frisar que, para todas as longarinas dimensionadas, foi mantida a mesma configuração de largura das mesas, devido ao bom resultado apresentado na longarina base. Desta forma, as variações para envergadura ocorreram somente em escala, na direção Y.

5. RESULTADOS

Este capítulo apresenta o resultado da otimização para condições de autonomia máxima e alcance máximo. Foram otimizados três formatos diferentes de asas, que são apresentados em sequência de execução. Em suma, a seção 5.1 apresenta detalhes gerais sobre o processo de otimização, a seção 5.2 apresenta o resultado da otimização da asa retangular, a seção 5.3 apresenta os resultados para a asa trapezoidal e a seção 5.4 apresenta os resultados de otimização da asa bi-trapezoidal. Na seção 5.5, é apresentado um sumário com todas as propostas reunidas. Os valores ótimos foram comparados com os valores ótimos da asa base para cada situação, com o respectivo ângulo de ataque, ângulo de torção da asa, afilamentos e posição de transição dos trapézios, no caso da asa bi-trapezoidal. Todos os resultados foram aferidos considerando a aeronave em voo nivelado a 10000 metros de altitude.

5.1. Método de avaliação dos valores ótimos

Para condição de máxima autonomia, o valor de $C_L^{1.5}/C_D$ deve ser maximizado e, para máximo alcance, o valor de C_L/C_D deve ser maximizado. Desta forma, a variação dos ângulos de ataque e torção, envergadura, afilamento e ponto de transição dos trapézios (para a asa bi-trapezoidal) dentro das fronteiras delimitadas permitiu encontrar qual o parâmetro ótimo para as condições avaliadas.

Em relação aos ângulos de ataque e torção, foram delimitadas as seguintes fronteiras: ângulo de ataque variando de 0° a 11° (111 valores) e ângulo de torção variando de -2° a 2° (41 valores), ambos com passo de $0,1^\circ$. No total, cada asa apresentou uma combinação de 9102 ângulos de ataque e torção (sendo 4551 para autonomia e 4551 para alcance) para cada envergadura analisada (considerando que cada envergadura apresenta um afilamento/ponto de transição). A avaliação dos resultados nas tabelas foi feita através um gradiente de cores para identificar as regiões onde os valores são mínimos/máximos, onde os valores em verde tendem a serem os

ótimos. A TAB. 5.1 mostra o exemplo de formatação das tabelas para $C_L^{1,5}/C_D$ calculados para a asa base.

TABELA 5.1 - Resultados de $C_L^{1,5}/C_D$ para a asa 1.0 (base) com variação de 1° .

		Ângulo de ataque ($^\circ$)											
		0,0	1,00	2,00	3,00	4,00	5,00	6,00	7,00	8,00	9,00	10,00	11,00
Ângulo de torção ($^\circ$)	-2	0,00	0,88	8,83	18,90	28,02	33,04	36,74	39,26	40,34	40,83	40,97	40,68
	-1	0,00	4,20	12,76	24,11	30,35	34,42	37,56	39,47	39,98	40,35	40,31	39,86
	0	0,00	7,77	17,16	27,57	31,70	35,46	38,02	39,24	39,51	39,76	39,53	38,95
	1	0,00	11,51	22,94	29,33	32,96	36,10	38,15	38,66	38,99	39,03	38,66	37,99
	2	0,00	15,65	26,01	30,40	33,87	36,42	37,83	38,04	38,33	38,20	37,72	39,72

Como exemplo, no caso específico da TAB. 5.1, o valor máximo de $C_L^{1,5}/C_D$ (40,97) foi encontrado na fronteira, com ângulo de ataque de 10° e ângulo de torção de -2° . Para refinar a análise, foi computado um novo resultado com variações de $0,1^\circ$ nos ângulos de ataque e torção, o que possibilitou a geração de dados mais precisos para a avaliação geral de cada asa. Em asas onde os valores máximos foram encontrados em alguma fronteira, foi realizado o seguinte procedimento mostrado na FIG. 5.1.

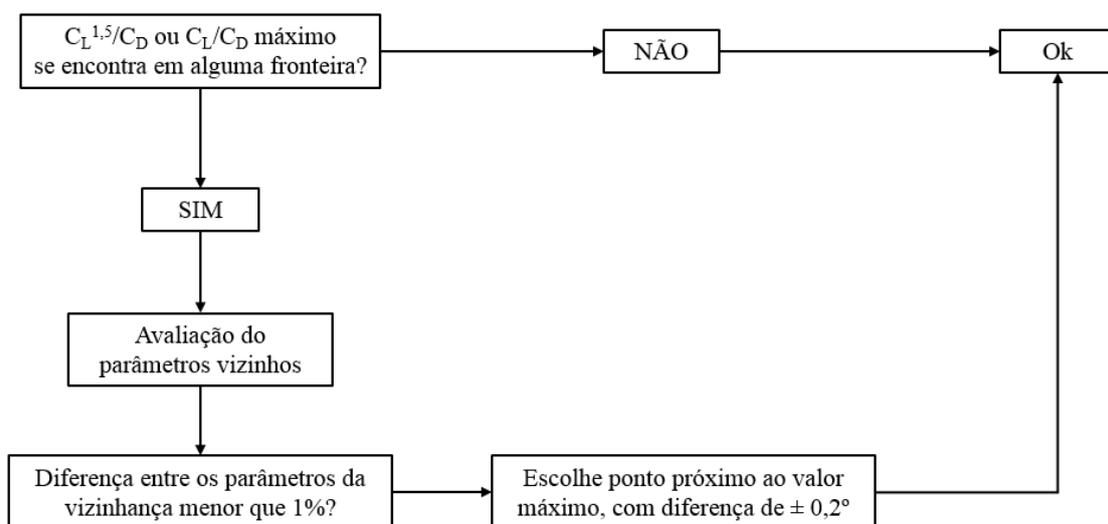


FIGURA 5.1 - Procedimento de análise dos parâmetros $C_L^{1,5}/C_D$ e C_L/C_D .

Desta forma, foi possível assegurar que valores máximos dos parâmetros avaliados não fossem calculados na fronteira. O critério de avaliação das regiões próximas possibilitou assegurar valores dentro das tabelas, onde a diferença de resultados de ângulo de ataque/torção e parâmetros de desempenho fosse mínima. Este processo foi realizado para todos os casos avaliados até se chegar ao resultado ótimo para máxima autonomia e máximo alcance.

5.2. Otimização da asa retangular

A partir dos valores ótimos dos parâmetros aerodinâmicos ($C_L^{3/2}/C_D$ e C_L/C_D) para cálculo de desempenho descritos anteriormente, foi possível calcular a autonomia e alcance para cada alternativa de asa retangular proposta. Partindo da primeira especificação de realizar a análise da asa base com a adição de quatro propostas de modificação, foi adotada a seguinte estratégia de acordo com os resultados encontrados.

5.2.1. Processo de otimização da asa retangular

Para a avaliação dos parâmetros, foi fixada uma altitude de 10000 metros, considerando um voo intermediário da aeronave para fins de avaliação global de desempenho das asas consideradas.

- Varredura da envergadura com fatores de 0,80 a 1,20, utilizando intervalos de 0,10: criadas 4 propostas de modificação da envergadura, que correspondem a diminuição em 10% e 20% e o aumento em 10% e 20% do valor original (70 metros). A partir desta análise, foi possível focar nas asas que apresentaram potencial para maximizar o desempenho. A FIG. 5.2 mostra o resultado do cálculo da autonomia máxima para as cinco asas iniciais.

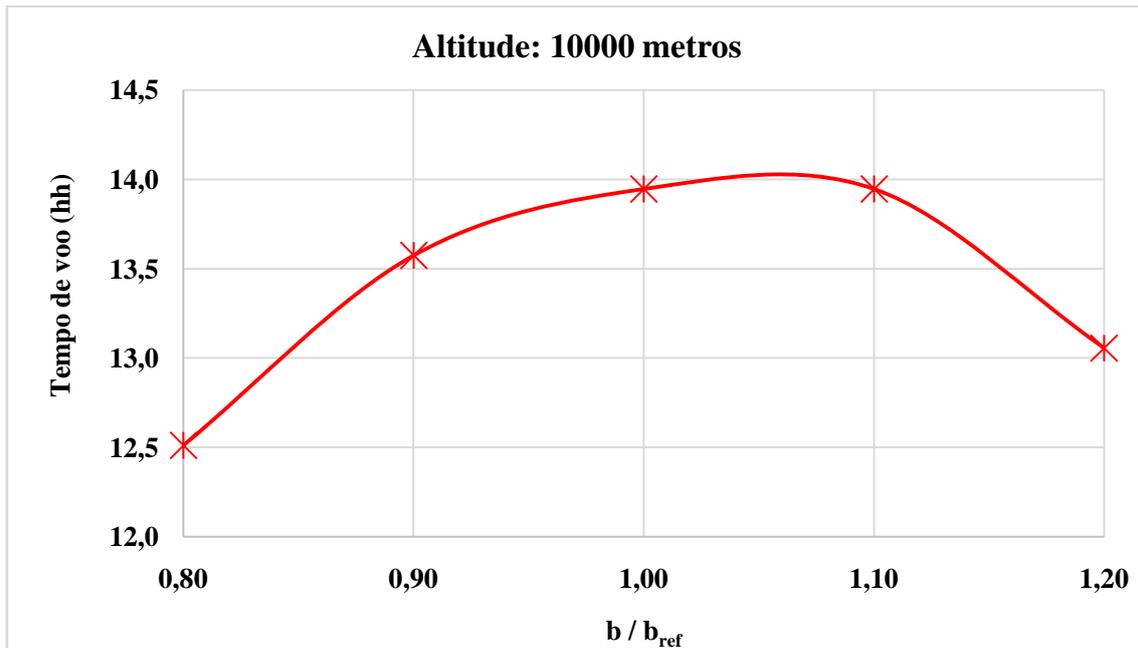


FIGURA 5.2 – Resultados de autonomia para as cinco propostas iniciais.

O gráfico mostra que o máximo tempo de voo é atingido entre as asas 1,0 (base) e 1,10 (aumento de 10% no valor original). Nesse caso, “b” corresponde a envergadura alterada e “ b_{ref} ” corresponde a envergadura original. É possível observar que houve uma diferença considerável entre a asa 0,80 e a asa 1,10, o que leva a conclusão que o aumento em envergadura, em um primeiro momento, favorece a autonomia da aeronave até certo ponto, onde a curva começa a decrescer. A FIG. 5.3 apresenta o resultado em termos de alcance máximo.

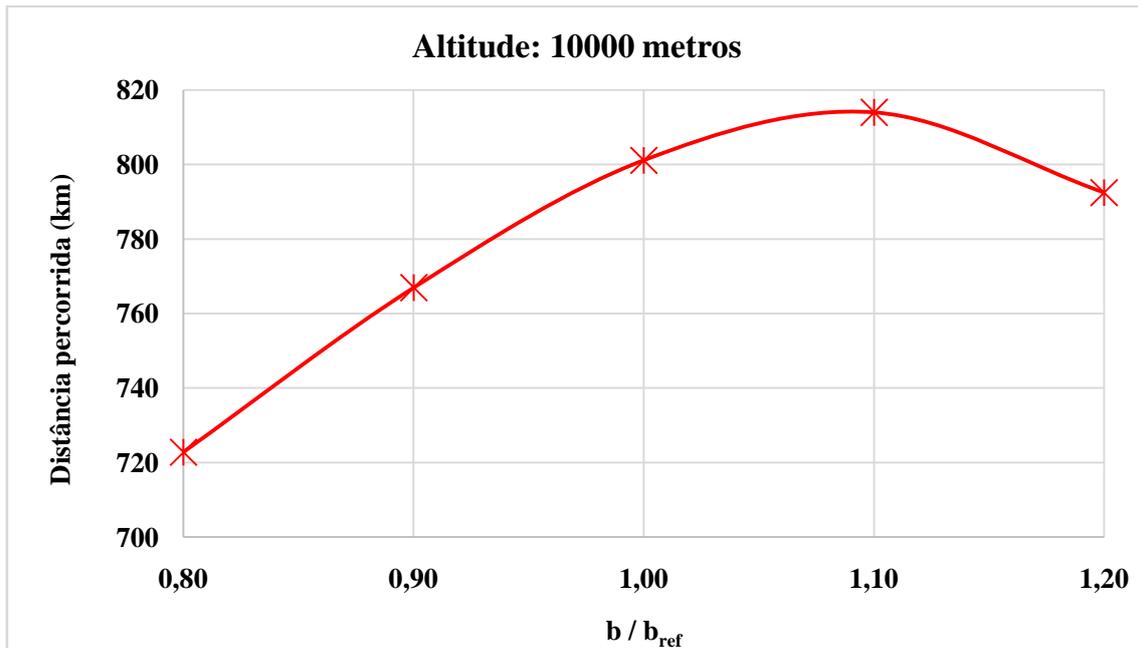


FIGURA 5.3 – Resultados de alcance para as cinco propostas iniciais.

Novamente, o aumento da envergadura favoreceu o desempenho da aeronave, desta vez nos valores de alcance máximo. Foi assumido que a asa ótima para alcance máximo esteja na faixa entre aproximadamente 1,05 e 1,15 (aumento de 5% e 15% respectivamente). O resultado encontrado levou ao refino da análise, conforme mostrado a seguir.

- Varredura utilizando fatores de 0,95 a 1,15, com intervalos de 0,05: o resultado preliminar mostrou uma tendência de que os valores de ótimo desempenho fossem encontrados entre 1,05 e 1,15, tanto para alcance máximo quanto para autonomia máxima. A FIG. 5.4 mostra a curva com os pontos de distância percorrida para alcance máximo e a FIG. 5.5 mostra a curva para os pontos de tempo de voo para autonomia máxima.

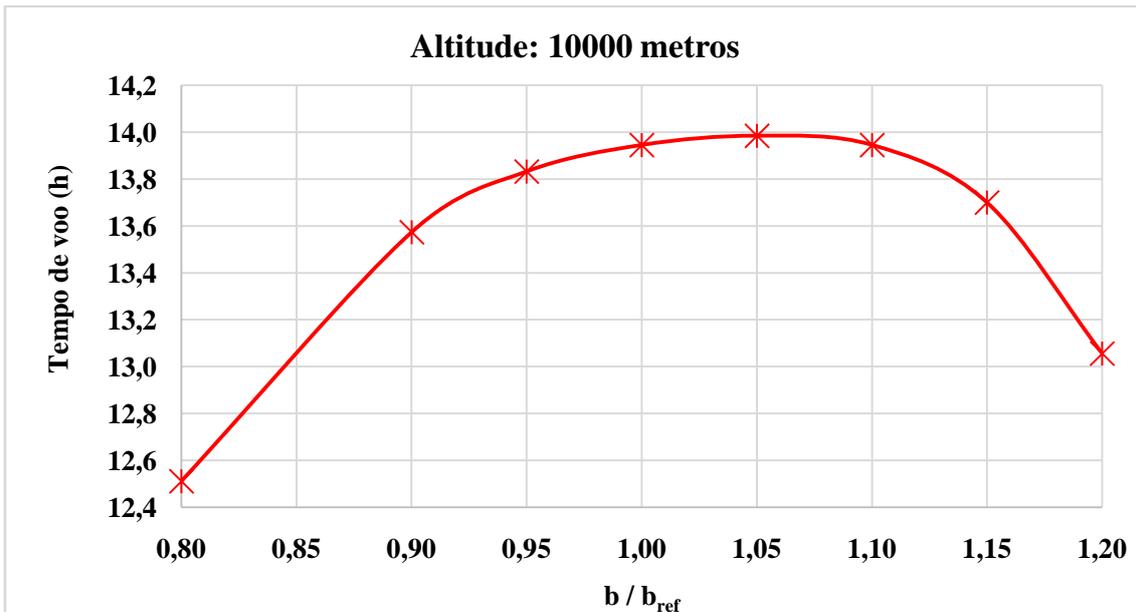


FIGURA 5.4 - Inclusão das asas 0,95, 1,05 e 1,15 para avaliação da autonomia.

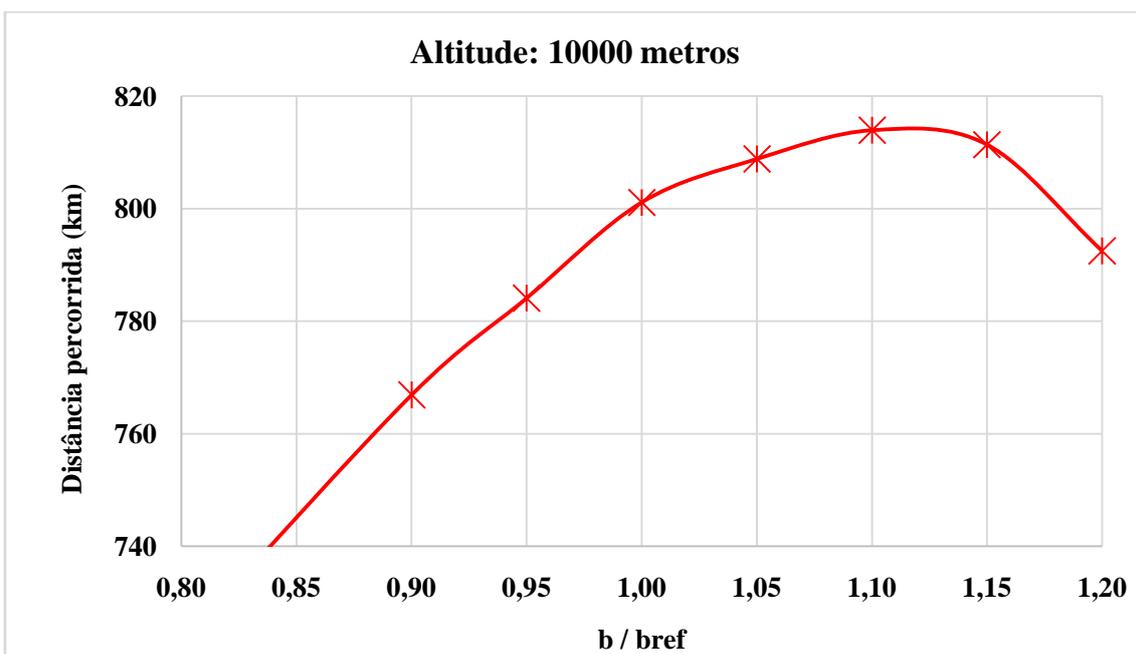


FIGURA 5.5 - Inclusão das asas 0,95, 1,05 e 1,15 para avaliação do alcance.

Os resultados refinados confirmaram que, no caso da autonomia máxima, o valor de envergadura ótimo está compreendido entre 1,05 e 1,10, ou seja, entre um aumento de 5% e 10% do valor da envergadura original. Para alcance máximo, pode-se afirmar que o valor de envergadura ótimo está ao redor de 1,10. Desta forma, para a

obtenção da asa ótima para cada caso, foi realizada uma nova varredura entre as asas 1,0 (base) e a asa 1,20 (aumento de 20%), com variações da ordem de 1%, totalizando 16 novos casos de análise.

Os valores de autonomia e alcance foram calculados em função das características estruturais e aerodinâmicas de cada asa. Cada longarina foi dimensionada separadamente para as oito asas apresentadas acima, de acordo com as características aerodinâmicas e cargas de cada modelo. De maneira a viabilizar o cálculo de mais 16 propostas de asas (16 longarinas), foi gerada uma curva de estimativa de massa partindo das oito longarinas previamente calculadas. Os pontos calculados foram plotados e permitiram a extração de uma curva de tendência, resultando em uma equação polinomial de terceiro grau. Desta forma, foi possível estimar a massa para qualquer asa dentro do intervalo de fatores de 0,80 a 1,20. A FIG. 5.6 abaixo mostra as asas calculadas (marcação em vermelho) e a linha de tendência representada por uma equação polinomial de terceiro grau (em azul).

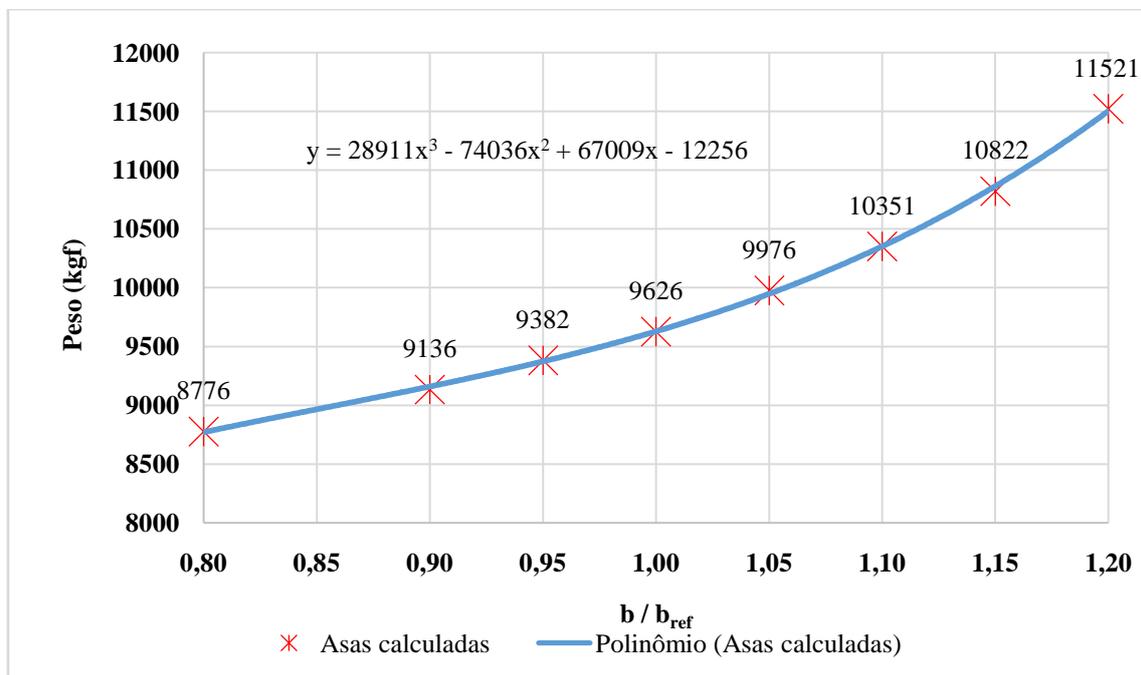


FIGURA 5.6 - Curva de estimativa de peso para cada asa avaliada.

Com a estimativa de massas para qualquer asa no intervalo de fatores de 0,80 a 1,20, foi possível encontrar os valores de autonomia e alcance para todas as

propostas no intervalo de interesse (1,0 a 1,20), com variações de 1%. Os resultados finais para condição de autonomia máxima e alcance máximo são mostrados na FIG. 5.7 e na FIG. 5.8, respectivamente.

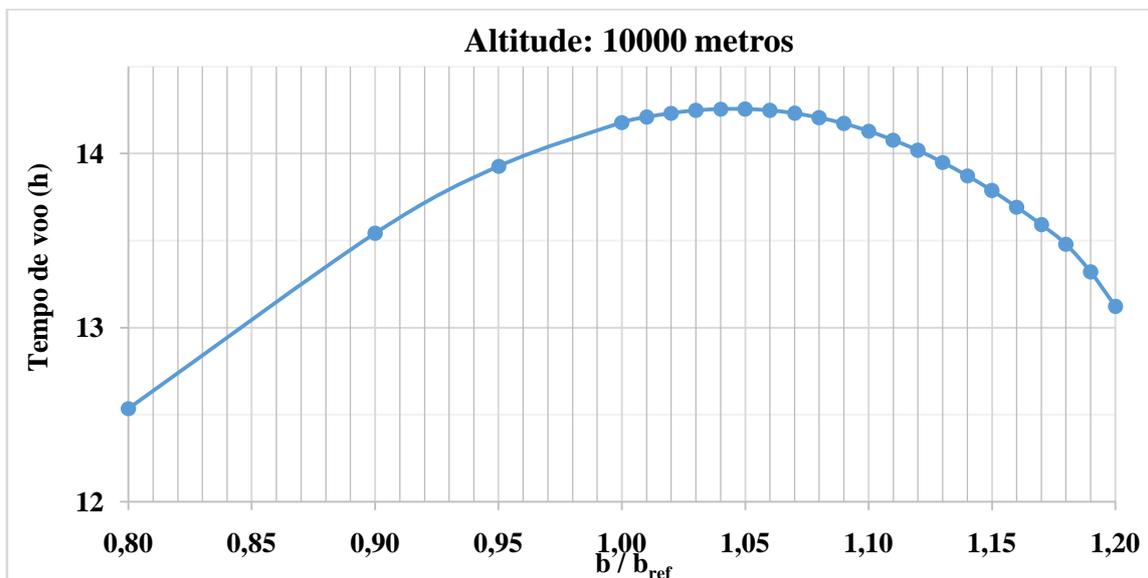


FIGURA 5.7 - Resultado da análise da autonomia refinada.

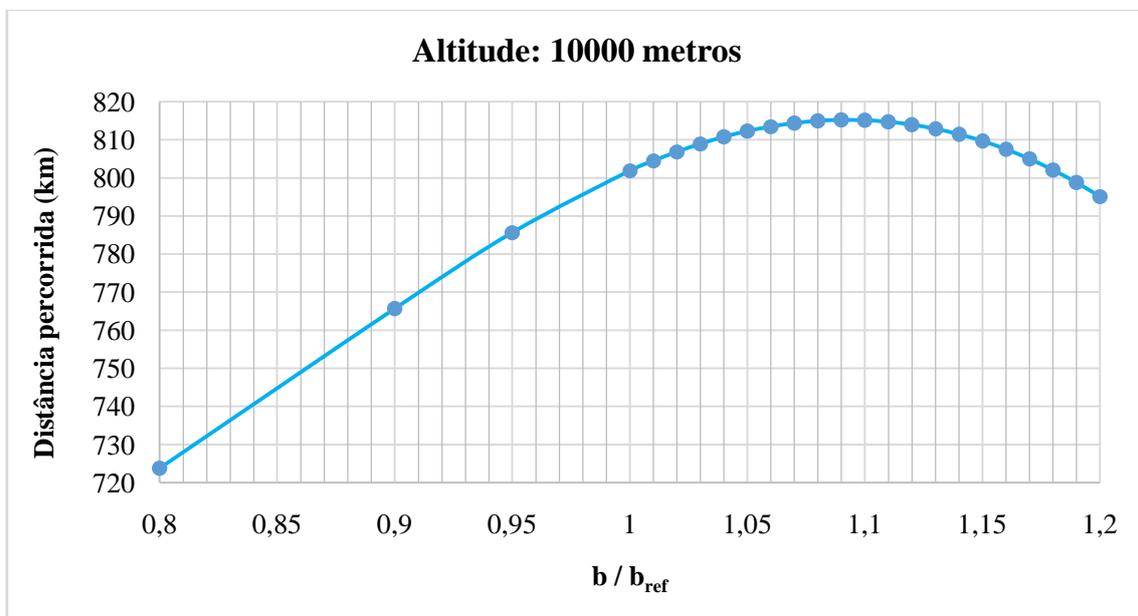


FIGURA 5.8 - Resultado da análise do alcance.

Para a condição de máxima autonomia, a asa 1,04 foi a que apresentou o melhor desempenho. Em voo nivelado a 10000 metros, a asa consegue voar por 14 horas e 15 minutos até descarregar totalmente a bateria. Para a condição de máximo alcance, a asa 1,09 foi a que apresentou o melhor desempenho, podendo voar por 815,2 km com a carga de bateria.

Uma análise detalhada das asas ótimas é apresentada a seguir. Foi realizado um comparativo em relação à asa base, no intuito de quantificar perdas e ganhos de cada modelo em termos estruturais e aerodinâmicos.

5.2.2. Parâmetros ótimos da asa retangular para máxima autonomia

O resultado da otimização mostrou que a asa 1,04 (o que representa um aumento de 4% na envergadura) apresentou o melhor desempenho em termos de autonomia. A TAB. 5.2 mostra os resultados da asa 1,04 em comparação com os resultados da asa base retangular, para condições de máxima autonomia.

TABELA 5.2 - Resultados da asa retangular para autonomia ótima.

	Retangular base	Retangular otim.	%
b/b_{ref}	1,00	1,04	-
b (m)	70,0	72,8	+ 4,0%
c (m)	2,57	2,47	-3,9%
Alongamento	27,22	29,44	+ 8,2%
Massa total (kg)	981,2	1005,6	+ 2,5%
Máx. $C_L^{3/2}/C_D$ (-)	41,75	43,61	+ 4,5%
Ângulo de ataque (°)	10,8	10,8	-
Ângulo de torção (°)	-0,9	-0,7	-
Máx. Autonomia (hh:mm)	14:10	14:15	+ 0,59%

Os resultados mostraram que aumento da envergadura em 4% refletiu no aumento do tempo de voo na ordem de 0,59%, chegando a 14 horas e 15 minutos de autonomia a 10000 metros de altitude. Neste caso, a asa ótima é 8,2% mais alongada e 2,5% mais pesada que a asa base. Em termos de aerodinâmica, o valor de $C_L^{3/2}/C_D$ para a asa 1,04 ótima é 4,5% maior em relação à base. O ângulo de ataque é de 10,8° e o de torção de -0,7°. Se levarmos em consideração que VANT's de elevada envergadura tem como meta a permanência em voo durante longos períodos, o aumento de autonomia pode ser significativo se extrapolarmos as horas de voo para dias. Considerando que, dependendo da configuração adotada, podem permanecer voando por até 6 meses (ou 180 dias), por exemplo, somente com o aumento da envergadura, a aeronave pode chegar a ganhar entre 1 e 2 dias de operação devido somente aos ganhos aerodinâmicos provenientes do aumento da envergadura.

5.2.3. Parâmetros ótimos da asa retangular para máximo alcance

Em termos de alcance máximo, a asa 1,09 (aumento de 9% na envergadura) foi a que apresentou o melhor desempenho, ou seja, percorreu a maior distância em voo nivelado. A TAB. 5.3 mostra os resultados da asa ótima comparados aos da asa base.

TABELA 5.3 - Resultados da asa retangular para alcance ótimo.

	Retangular base	Retangular otim.	%
b/b _{ref}	1,00	1,09	%
b (m)	70,0	76,3	+ 9,0%
c (m)	2,57	2,36	-8,2%
Alongamento	27,22	32,33	+ 18,8%
Massa total (kg)	981,2	1044,6	+ 6,5%
Máx. C_L/C_D (-)	41,28	44,26	+ 7,2%
Ângulo de ataque (°)	9,8	10,4	-
Ângulo de torção (°)	-1,8	-1,8	-
Máx. Alcance (km)	802	815	+ 1,62%

A TAB. 5.3 mostra que a asa 1,09 apresentou ganhos de 1,62% em distância percorrida quando comparada à asa base, ou seja, o alcance máximo é da ordem de 815 quilômetros. O aumento em 9% na envergadura acarretou também em uma diminuição de 8,17% na corda e um aumento de 18,81% no alongamento da asa. O valor de C_L/C_D aumentou em 7,2% em relação à asa base. Em relação à massa, a asa 1,09 ficou 6,5% mais pesada. Os valores dos ângulos de ataque e torção ótimos encontrados foram de $10,4^\circ$ e $-1,8^\circ$, respectivamente. Este resultado mostra que a melhor eficiência aerodinâmica aliada ao peso estrutural consistente gera resultados interessantes de desempenho. Se considerarmos que a aeronave é dimensionada para permanecer longos períodos no ar e que pode cobrir determinada região, tem-se que este ganho é relevante tendo em vista somente o aumento da envergadura e otimização dos ângulos de ataque e torção.

5.3. Otimização da asa trapezoidal

A otimização da asa trapezoidal partiu de alterações na envergadura, afilamento e ângulo de torção na ponta de asa, quando se trata de variáveis geométricas, e ângulo de ataque, quando se trata de variável operacional. Para vias de comparação, os resultados apresentados nesta seção são comparados aos resultados das asas retangulares otimizadas para máxima autonomia e máximo alcance.

5.3.1. Processo de otimização da asa trapezoidal

Para esta análise, a otimização foi feita considerando os seguintes parâmetros: envergadura, afilamento, ângulo de ataque e ângulo de torção. A TAB. 5.4 abaixo mostra os valores limites considerados para cada variável otimizada.

TABELA 5.4 - Domínio das variáveis otimizadas.

	Mínimo	Máximo	Precisão
$b/b_{ref}(-)$	1,0	1,25	0,01
$\lambda (-)$	0,2	0,9	0,10
Âng. Ataque (°)	0,0	11,0	0,10
Âng. Torção (°)	-2,0	2,0	0,10

O afilamento (λ) foi variado de 0,2 a 0,9 (com passo de 0,1) pois, de acordo com a bibliografia (Raymer, 1992), asas trapezoidais com afilamentos menores que 0,2 tendem a atingir o estol em regiões próximas à ponta das asas.

Para a viabilização do dimensionamento das longarinas, uma metodologia de estimativa de massas foi gerada a partir de longarinas pré-dimensionadas, onde foi possível montar um banco de informações onde foram relacionados os valores de corda (e conseqüentemente altura) com as massas aproximadas em cada seção principal da asa (raiz, meio e ponta. As EQ. 5.1, 5.2 e 5.3 abaixo mostram as funções utilizadas para estimar os valores de massa em cada região da semi-envergadura.

$$f(y) = 130y^2 - 1060,6y + 2272,5 \quad 0 \leq y < \frac{1}{3} \quad (5.1)$$

$$f(y) = 361,1y^2 - 1767,7y + 2272,5 \quad \frac{1}{3} \leq y < \frac{2}{3} \quad (5.2)$$

$$f(y) = 3249,9y^2 - 5303,2y + 2272,5 \quad \frac{2}{3} \leq y \leq 1 \quad (5.3)$$

Onde “y” corresponde à posição normalizada ao longo da semi-envergadura ($b/2$). Neste caso, considerou-se satisfatório que a diferença entre a massa calculada e a massa estimada seja por volta de $\pm 1\%$. Desta forma, foi possível avaliar diferentes modelos de asas com vários afilamentos, onde a variação das cordas ao longo da envergadura é correlacionada diretamente com um determinado valor de massa na posição desejada.

5.3.2. Parâmetros ótimos da asa trapezoidal para máxima autonomia

A TAB. 5.5 abaixo mostra os resultados calculados para a asa trapezoidal com a autonomia maximizada.

TABELA 5.5 - Resultados da asa trapezoidal autonomia ótima.

	Retangular otim.	Trapezoidal otim.	%
b/b_{ref}	1,04	1,16	+ 11,5%
b (m)	72,8	81,2	+ 11,5%
c_R (m)	2,47	3,69	+ 49,4%
c_T (m)	2,47	0,74	-70,0%
λ (-)	1,00	0,20	-79,9%
Massa total (kg)	1005,6	987,0	-1,8%
Máx. $C_L^{3/2}/C_D$ (-)	43,61	54,69	+ 25,4%
Ângulo de ataque (°)	10,8	10,5	-
Ângulo de torção (°)	-0,7	1,4	-
Máx. Autonomia (hh:mm)	14:15	18:24	+ 29,1%

Para a asa operando em condições de autonomia máxima, a envergadura ótima é de 81,2 metros, o que representa um aumento de 16% em relação à retangular base e 11,5% em relação à retangular otimizada para máxima autonomia. O afilamento é de 0,2, e o ângulo de torção 1,4°. A corda na raiz aumentou cerca de 49%, enquanto na ponta diminuiu 70%, mantendo a área em planta fixa. A massa diminuiu 1,8% em relação à retangular otimizada, enquanto o fator aerodinâmico $C_L^{3/2}/C_D$ aumentou 25,4%, o que confirma a teoria de que asas trapezoidais possuem melhor comportamento aerodinâmico quando comparadas às retangulares. Em termos operacionais, o ângulo de ataque ótimo encontrado foi de 10,2°. O desempenho aumentou cerca de 29%, sendo que a 10000 metros, a aeronave é capaz de voar por 18 horas e 24 minutos até a sua bateria se esgotar. Este resultado mostrou-se relevante e prova que o desempenho em autonomia pode ser aumentado com a adoção de uma geometria trapezoidal na construção da asa em face aos modelos retangulares.

5.3.3. Parâmetros ótimos da asa trapezoidal para máximo alcance

A TAB. 5.6 mostra os resultados da asa trapezoidal, comparados com a asa retangular ótima para alcance máximo.

TABELA 5.6 - Resultados da asa trapezoidal alcance ótimo.

	Retangular otim.	Trapezoidal otim.	%
b/b_{ref}	1,09	1,22	+ 11,9%
b (m)	76,3	85,4	+ 11,9%
c_R (m)	2,36	3,51	+ 48,7%
c_T (m)	2,36	0,7	-70,3%
λ (-)	1,00	0,20	-80,1%
Massa total (kg)	1044,6	1032,0	-1,2%
Máx. C_L/C_D (-)	44,26	51,19	+ 15,7%
Ângulo de ataque ($^\circ$)	10,4	10,2	-
Ângulo de torção ($^\circ$)	-1,8	1,8	-
Máx. Alcance (km)	815	954	+ 17,06%

Em termos de alcance máximo, a envergadura ótima encontrada foi de 85,4 metros, um aumento de 22% em relação à retangular base e de 12% em relação à retangular otimizada. O aumento nos comprimentos de corda foi similar ao da asa otimizada para autonomia máxima, sendo de 49% para corda na raiz e -70% para corda na ponta. O afilamento ótimo encontrado foi de 0,2 e o ângulo de torção foi de $1,8^\circ$. Em voo, o ângulo de ataque ótimo é de $10,5^\circ$. O fator C_L/C_D aumentou aproximadamente 16%, o que mostra mais uma vez o aumento na eficiência aerodinâmica de asas trapezoidais em face às retangulares. O alcance por sua vez aumentou 17%, chegando a 954 quilômetros para a asa trapezoidal ótima. Novamente, este resultado encontrado foi bastante relevante e apresenta ganhos importantes em eficiência da aeronave.

5.4. Otimização da asa bi-trapezoidal

Para a otimização da asa bi-trapezoidal, foi adotada a premissa de que aeronaves projetadas e designadas a cumprir os tipos de requisitos e missões descritas anteriormente neste trabalho devem ter a autonomia maximizada. Em outras palavras, VANT's, considerando aplicações típicas, devem ter o seu tempo em voo maximizado. Desta forma, optou-se por avaliar a asa bi-trapezoidal tomando como referência o resultado ótimo encontrado para a asa trapezoidal, onde a envergadura foi mantida em 81,2 metros (ou 16% maior que a retangular base).

5.4.1. Processo de otimização da asa bi-trapezoidal

A partir da premissa adotada de fixar a envergadura de acordo com a asa trapezoidal otimizada para máxima autonomia, foi possível realizar uma avaliação dos parâmetros que influenciam na definição geométrica da asa bi-trapezoidal, sendo eles: corda na raiz, meio e ponta (análogos às bases dos trapézios), ponto de transição entre os trapézios (ponto de transição em 50% indica que o trapézio 1 vai da raiz da asa até o meio da semi-envergadura, e o trapézio 2 vai do meio até a ponta da asa) e ângulo de torção.

Para a otimização, foram geradas 6 propostas de modificação baseadas no comprimento das cordas na raiz e no ponto de transição. Inicialmente, o ponto de transição foi mantido no meio da semi-envergadura (50%), e as cordas na raiz e na transição foram variadas em $\pm 5\%$, indicado pelo fator aplicado em cada proposta. Em um primeiro giro de cálculo de massa, a partir da elaboração das propostas de avaliação, as longarinas foram dimensionadas para todos os casos 6 casos adicionais. A TAB. 5.7 abaixo mostra as propostas compiladas e a porcentagem de variação de massa para cada caso, sendo que P1 corresponde à asa trapezoidal ótima (ou seja, são utilizados os valores nominais das cordas na raiz e na transição como referência para aplicação dos fatores).

TABELA 5.7 - Propostas de configuração das cordas para a asa bi-trapezoidal.

	P1	P2	P3	P4	P5	P6	P7
Fator c_R	1,0	1,0	1,05	0,95	1,0	1,05	0,95
Fator c_M	1,0	1,05	1,05	1,05	0,95	0,95	0,95
% Massa	0%	+ 12%	-	-8%	-5%	+ 2%	+ 11%

A análise dos resultados de massas mostra que na proposta P4, houve a diminuição da corda na raiz em 5% e um aumento na corda no meio em 5%, resultando no menor peso entre todas as propostas avaliadas. O ponto P3 foi desconsiderado na análise por razões construtivas: a corda na ponta ficou bastante pequena e praticamente inviável, visto que a área em planta é fixa e as cordas na raiz e transição aumentaram em 5%.

Estudos preliminares mostraram que o ponto de transição para a maximização da autonomia está em torno de 50% da semi-envergadura, com uma tendência de melhora de resultados para valores maiores que 50%. Desta forma, foi realizada uma varredura de 49% a 54% no ponto de transição, com variação de 1%. Em um segundo giro de cálculo de massas (TAB. 5.8), as longarinas foram dimensionadas a partir da variação do ponto de transição, mantendo as cordas na raiz e na transição conforme os valores para a asa trapezoidal ótima.

TABELA 5.8 - Segundo giro de dimensionamento das longarinas.

b_1/b_{ref}	P1 (kg)
49	126,3
50	130,5
51	128,3
52	132,5
53	140,9
54	150,2

Com as longarinas dimensionadas de acordo com o primeiro e segundo giros, foi adotada a premissa de que as porcentagens calculadas (acrécimo/decrécimo no valor da massa) e mostradas na TAB. 5.8 poderiam ser aplicadas diretamente sobre

as longarinas dimensionadas no segundo giro, sob a seguinte justificativa: o comportamento estrutural da viga na direção da deformada (deslocamento vertical no eixo Z) está sujeito às propriedades derivadas do momento de inércia da seção (I), que por sua vez é em função da altura da longarina. Como as propostas P2 a P7 tem a sua altura variada ao longo da envergadura, visto que o valor da altura é calculado em função dos comprimentos de corda, pode-se assumir que o comportamento estrutural da longarina é similar para cada caso independente do ponto de transição adotado. Exemplificando, as massas calculadas na tabela TAB. 5.8 foram multiplicadas pelos fatores calculados na TAB. 5.7, gerando resultados para P2 a P7. A TAB. 5.9 mostra a estimativa de massa das longarinas para as 36 configurações de asa avaliadas.

TABELA 5.9 - Estimativa de massas das longarinas para asa bi-trapezoidal.

b_1/b_{ref}	P1 (kg)	P2 (kg)	P4 (kg)	P5 (kg)	P6 (kg)	P7 (kg)
49	126,3	141,6	115,7	120,0	129,0	139,6
50	130,5	146,3	119,5	124,0	133,3	144,3
51	128,3	143,9	117,5	121,9	131,1	141,9
52	132,5	148,5	121,4	125,9	135,4	146,5
53	140,9	157,9	129,1	133,9	143,9	155,7
54	150,2	168,4	137,6	142,7	153,4	166,0

5.4.2. Parâmetros ótimos da asa bi-trapezoidal para máxima autonomia

A TAB. 5.10 mostra os resultados para condições de máxima autonomia da asa bi-trapezoidal em comparação com a trapezoidal. Os afilamentos (λ_1 e λ_2) correspondem ao primeiro e segundo trapézios, respectivamente.

TABELA 5.10 - Resultados da asa bi-trapezoidal para autonomia ótima.

	Trapezoidal otim.	Bi-trapezoidal otim.	%
b (m)	81,2	81,2	0,0%
b/b _{ref}	1,16	1,16	0,0%
c _R (m)	3,69	3,51	-5,0%
c _M (m)	2,22	2,33	+5,0%
c _T (m)	0,74	0,65	-11,8%
λ_1 (-)	0,60	0,66	+10,5%
λ_2 (-)	0,33	0,28	-16,0%
Ponto de transição	-	0,51	-
Massa total (kg)	987,0	965,1	-2,2%
Máx. C _L ^{3/2} /C _D (-)	54,69	55,00	+0,6%
Ângulo de ataque (°)	10,5	10,4	-
Ângulo de torção (°)	1,4	1,4	-
Máx. Autonomia (hh:mm)	18:24	19:08	+4,0%

Os resultados mostram que o ponto de transição ótimo encontrado foi em 51% do valor da semi-envergadura. A diminuição da corda na raiz em 5% e o aumento da corda na transição em 5% acarretou em uma diminuição de aproximadamente 12% no valor da corda na ponta. A massa total da aeronave diminuiu 2,2% e o coeficiente C_L^{3/2}/C_D aumentou 0,6%. O ângulo de torção permaneceu o mesmo encontrado na asa trapezoidal ótima. O ângulo de ataque encontrado foi de 10,4°. Em termos gerais, o desempenho da asa bi-trapezoidal foi 4% maior quando comparado à asa trapezoidal para condições de máxima autonomia, chegando a 19 horas e 8 minutos de voo. Nota-se que a diminuição da massa foi um fator importante para o aumento do desempenho, visto que o coeficiente C_L^{3/2}/C_D aumento somente 0,6%. De maneira geral, este resultado se mostrou relevante, já que mostra que o desempenho pode ser ainda melhorado de acordo com a configuração geométrica adotada no projeto.

5.4.3. Parâmetros ótimos da asa bi-trapezoidal para máximo alcance

A TAB. 5.11 mostra os resultados da asa bi-trapezoidal otimizada para alcance ótimo. Embora a sua análise foi realizada tomando como referência a asa trapezoidal otimizada para máxima autonomia, seu resultado foi comparado com a asa trapezoidal otimizada para máximo alcance.

TABELA 5.11 - Resultados da asa bi-trapezoidal para alcance ótimo.

	Trapezoidal otim.	Bi-trapezoidal otim.	%
b (m)	85,4	81,2	-4,9%
b/b _{ref}	1,22	1,16	-4,9%
c _R (m)	3,51	3,51	-0,1%
c _M (m)	2,11	2,33	10,5%
c _T (m)	0,7	0,65	-6,7%
λ_1 (-)	0,60	0,66	10,6%
λ_2 (-)	0,33	0,28	-15,6%
Ponto de transição	-	0,51	-
Massa total (kg)	1032,0	965,1	-6,5%
Máx. C _L /C _D (-)	51,19	48,95	-4,4%
Ângulo de ataque (°)	10,2	10,0	-
Ângulo de torção (°)	1,8	1,7	-
Máx. Alcance (km)	954	976	2,3%

Os resultados calculados para a asa bi-trapezoidal para máximo alcance foram similares àqueles calculados para máxima autonomia. O ponto de transição permaneceu em 51% do valor da semi-envergadura, as cordas na raiz e na transição variaram em -5% e +5%, respectivamente. O ângulo de torção ótimo foi de 1,7° e o ângulo de ataque 10°. Neste caso, a aeronave ficou 6,5% mais leve e o coeficiente C_L/C_D 4,4% menor, o que pode ser explicado pelo fato de que a asa bi-trapezoidal não foi baseada na trapezoidal otimizada para máximo alcance. Embora o desempenho aerodinâmico tenha diminuído, o seu alcance máximo aumentou em 2,2%, passando de 954 para 976 quilômetros. Isso prova que asas bi-trapezoidais podem ser dimensionadas

com menor peso e isso reflete diretamente em seu comportamento em voo, tanto em termos de alcance quanto de autonomia. Este resultado também mostra que o desempenho em alcance pode ser ainda melhorado, visto que mesmo ao se utilizar uma configuração que não é a ótima (no caso da trapezoidal utilizada como referência), os resultados apresentaram um aumento na distância percorrida.

5.4.4. Análise de sensibilidade do resultados

Para avaliar a sensibilidade dos parâmetros variados na análise da asa bi-trapezoidal, uma análise foi realizada no intuito de averiguar o comportamento da asa. Foram utilizados valores nas vizinhanças de cada parâmetro e o desempenho foi recalculado em cada caso. Foram geradas 10 propostas, sendo que a proposta P1 é a asa bi-trapezoidal ótima, tanto para autonomia quanto para alcance. Para cada proposta, somente os parâmetros específicos foram alterados (os outros se mantiveram iguais a P1). A TAB. 5.12 mostra as propostas e os parâmetros avaliados.

TABELA 5.12 - Avaliação de sensibilidade dos parâmetros otimizados.

Proposta	Ponto de transição	c_R	c_M	Ângulo de torção ¹	b/b_{ref}
P1	51%	95%	105%	1,4°/1,7°	1,16
P2	-1%	-	-	-	-
P3	1%	-	-	-	-
P4	-	-5%	-	-	-
P5	-	5%	-	-	-
P6	-	-	-5%	-	-
P7	-	-	5%	-	-
P8	-	-	-	- 0,2°	-
P9	-	-	-	+ 0,2°	-
P10	-	-	-	-	-2%
P11	-	-	-	-	2%

¹analisado tanto para autonomia quanto para alcance

A FIG. 5.9 mostra os resultados normalizados de desempenho para máxima autonomia.

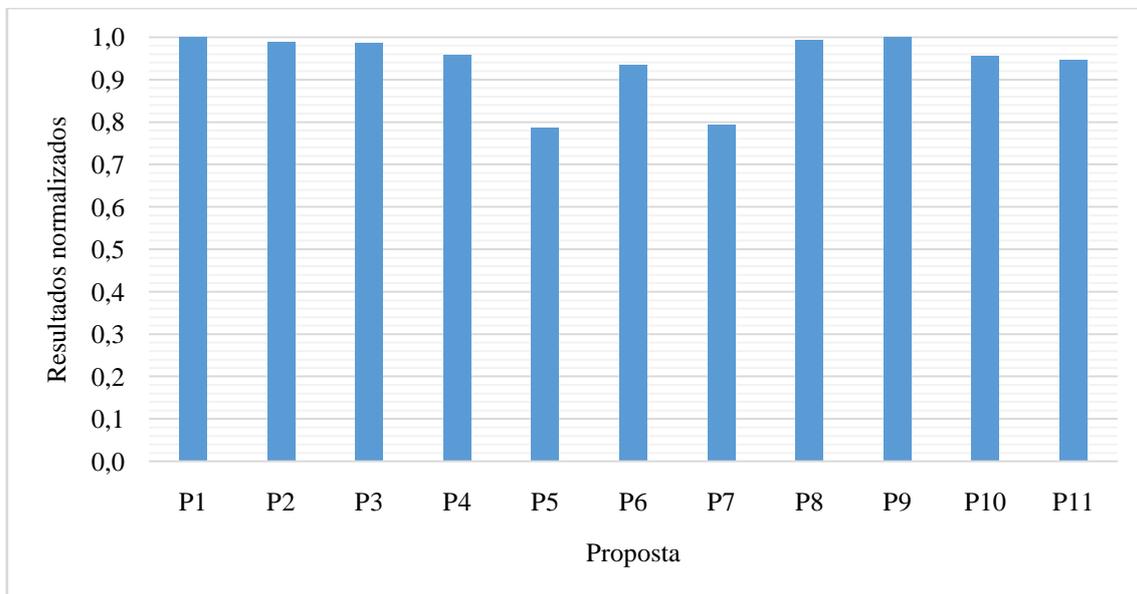


FIGURA 5.9 - Resultados normalizados para condição de máxima autonomia.

Os resultados mostraram que nenhuma das alterações propostas gerou ganhos em desempenho, para condições de máxima autonomia. Embora a proposta P8 tenha se aproximado do resultado de P1, é inviável pois o acréscimo de $0,2^\circ$ no ângulo de torção viola a condição de que o ângulo de ataque efetivo não pode ser superior ao ângulo de estol (11°) em nenhuma estação. Propostas P5 e P7 apresentam o pior comportamento devido às dificuldades construtivas e de dimensionamento, o que leva a um peso elevado.

A FIG. 5.10 mostra os resultados para condição de máximo alcance.

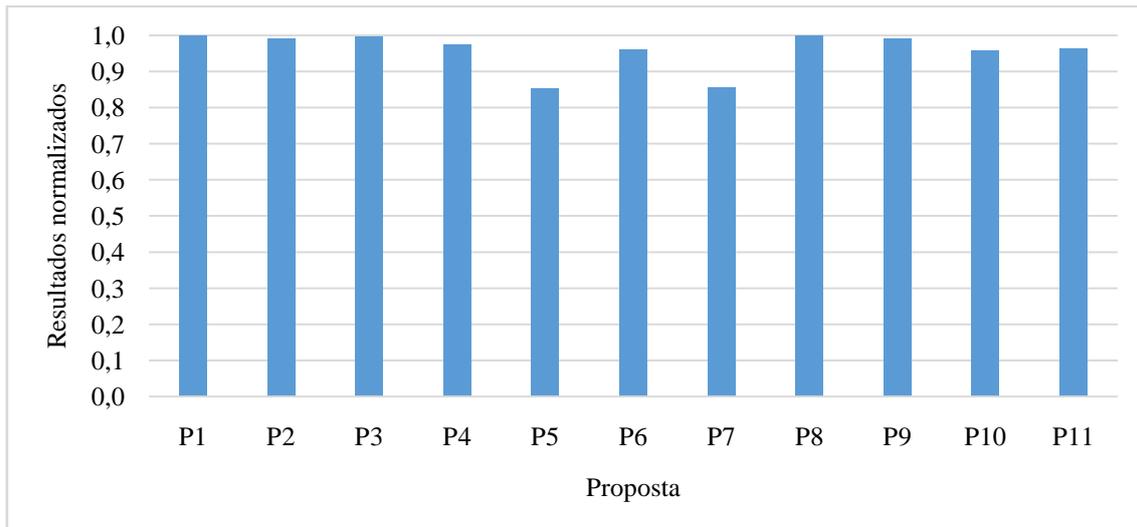


FIGURA 5.10 - Resultados normalizados para condição de máximo alcance.

Assim como na análise para máxima autonomia, nenhuma das propostas apresentou ganhos em termos de desempenho. Desta forma, pode-se considerar que os resultados da análise de otimização são consistentes.

5.5. Sumário dos resultados de otimização

Nesta seção são apresentados os resultados sumarizados da otimização realizada. Devido ao carácter multidisciplinar deste trabalho, é importante notar a evolução em termos de desempenho que as diferentes propostas apresentaram. Os comparativos são mostrados a seguir.

5.5.1. Máxima autonomia

A TAB. 5.13 mostra o sumário de resultados para condições de máxima autonomia.

TABELA 5.13 - Sumário das asas otimizadas para máxima autonomia.

	Retangular base	Retangular otim.	Trapezoidal otim.	Bi-trapezoidal otim.
b (m)	70	72,8	81,2	81,2
b/b _{ref}	1,00	1,04	1,16	1,16
c _R (m)	2,57	2,47	3,69	3,506
c _M (m)	2,57	2,47	2,22	2,326
c _T (m)	2,57	2,47	0,74	0,653
λ_1 (-)	1,00	1,00	0,20	0,66
λ_2 (-)	1,00	1,00	-	0,28
Massa total (kg)	981,2	1005,6	987,0	965,1
Máx. C _L ^{3/2} /C _D (-)	41,75	43,61	54,69	55,00
Ângulo de ataque (°)	10,8	10,8	10,5	10,4
Ângulo de torção (°)	-0,9	-0,7	1,4	1,4
Máx. Autonomia (hh:mm)	14:10	14:15	18:24	19:08
Alcance (km)	783	791	946	984

A FIG. 5.11 mostra o tempo de voo das asas otimizadas para condições de máxima autonomia.

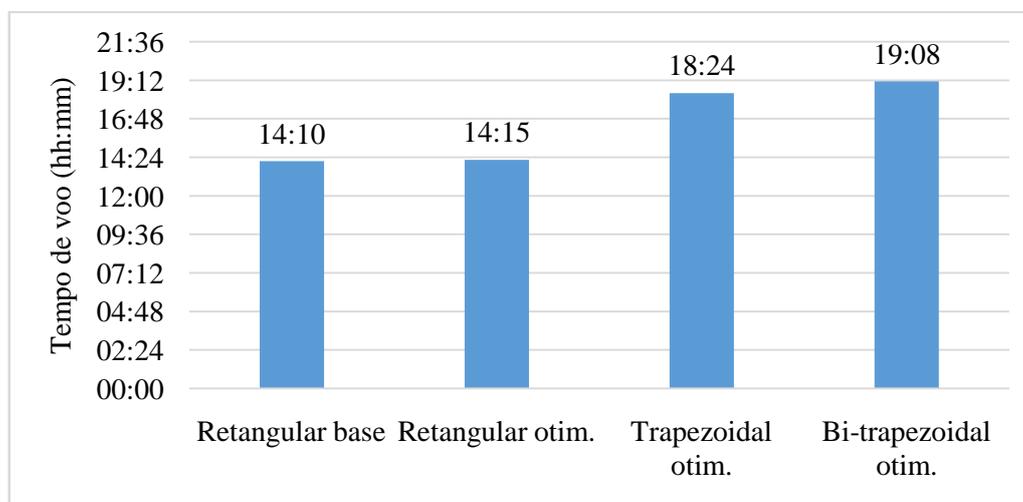


FIGURA 5.11 - Tempo de voo das asas otimizadas para máxima autonomia.

A FIG. 5.12 mostra a diferença em porcentagem das asas otimizadas em relação à asa retangular base.

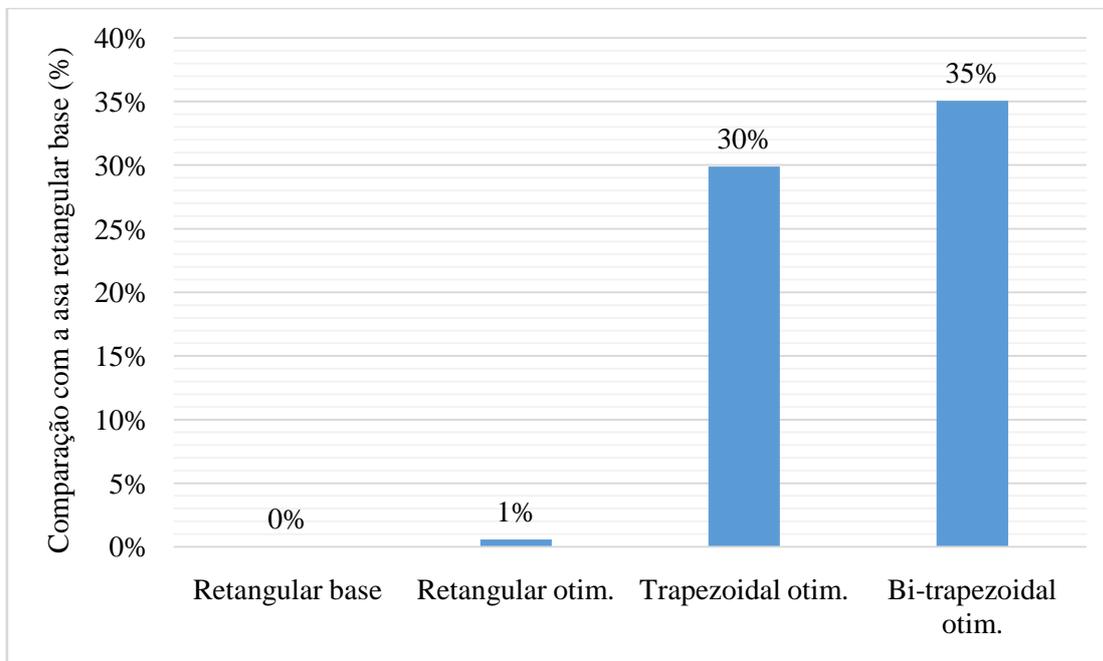


FIGURA 5.12 - Comparação das asas otimizadas para máxima autonomia em relação à asa retangular base.

É possível notar que a otimização da asa retangular não leva a grandes ganhos em desempenho, especialmente quando se comparado as asas trapezoidal e bi-trapezoidal. Embora os ganhos sejam menores quando se compara a asa bi-trapezoidal com a trapezoidal, é relevante observar que apenas com a otimização de parâmetros geométricos e a manutenção da área em planta, é possível chegar a ganhos da ordem de 30% a 35% em desempenho.

A FIG. 5.13 mostra a distribuição de sustentação ao longo da envergadura para todas as propostas otimizadas.

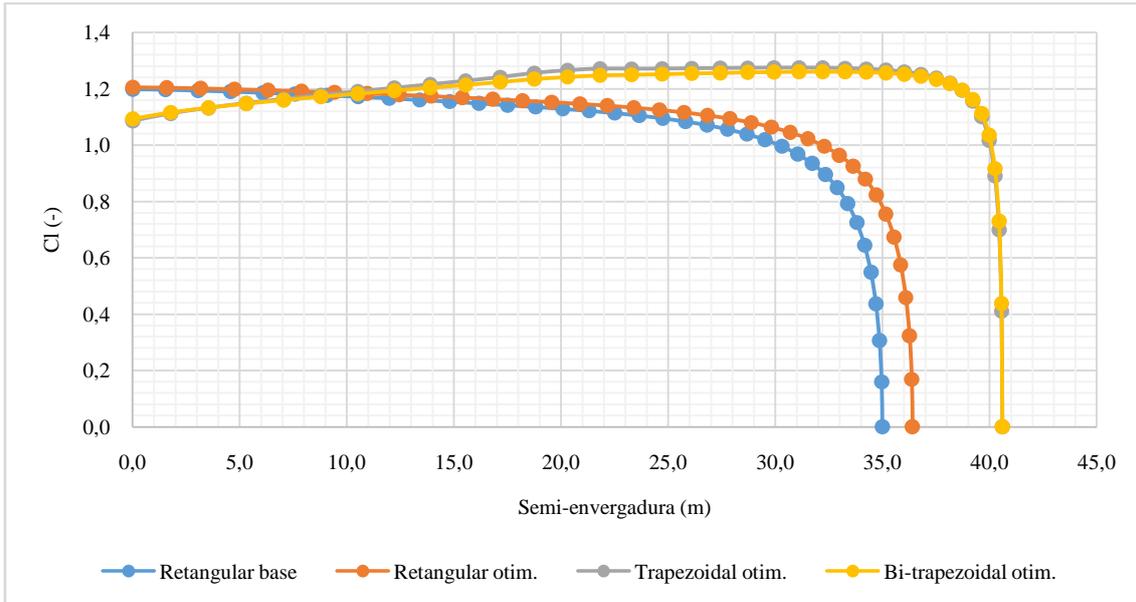


FIGURA 5.13 - Distribuição de sustentação ao longo da envergadura das asas otimizadas para máxima autonomia.

A FIG. 5.14 mostra os formatos das asas otimizadas sobrepostos, em relação a um quarto de corda.

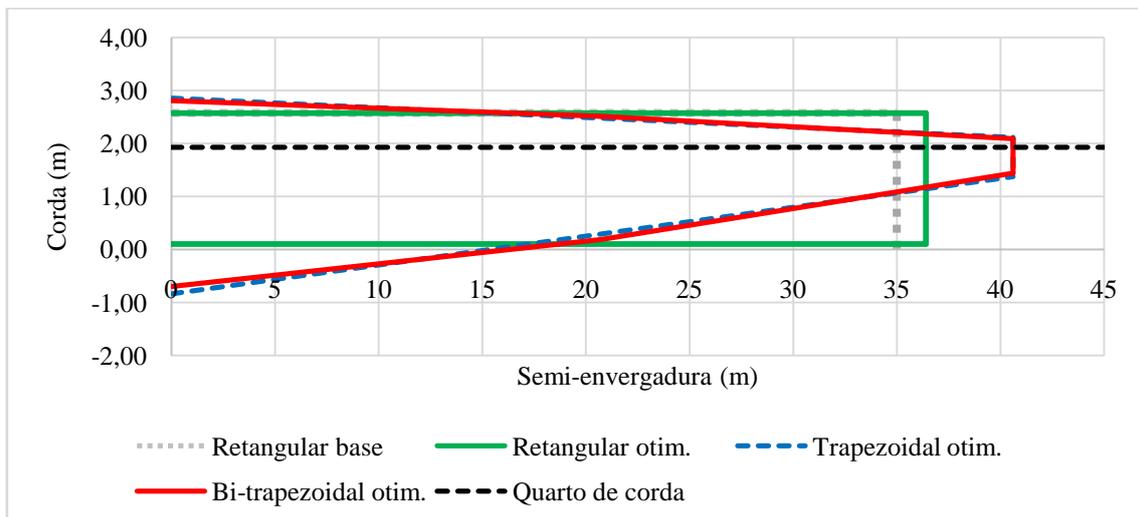


FIGURA 5.14 - Comparação dos formatos otimizados para máximo alcance.

5.5.2. Máximo alcance

Para as condições de máximo alcance, os resultados foram sumarizados na TAB. 5.14 abaixo.

TABELA 5.14 - Sumário das asas otimizadas para máximo alcance.

	Retangular base	Retangular otim.	Trapezoidal otim.	Bi-trapezoidal otim.
b (m)	70,0	76,3	85,4	81,2
b/b _{ref}	1,0	1,09	1,22	1,16
c _R (m)	2,57	2,36	3,51	3,51
c _M (m)	2,57	2,36	2,11	2,33
c _T (m)	2,57	2,36	0,7	0,65
λ_1 (-)	1,0	1,0	0,2	0,66
λ_2 (-)	1,0	1,0	-	0,28
Massa total (kg)	981,2	1044,6	1032,0	965,1
Máx. C _L /C _D (-)	41,28	44,26	51,19	48,95
Ângulo de ataque (°)	-1,8	-1,8	1,8	1,7
Ângulo de torção (°)	9,8	10,4	10,2	10,0
Máx. Alcance (km)	802	815	954	976
Autonomia (hh:mm)	13:31	13:50	18:04	18:53

A FIG. 5.15 mostra o comparativo gráfico das distâncias percorridas para as asas otimizadas para máximo alcance.

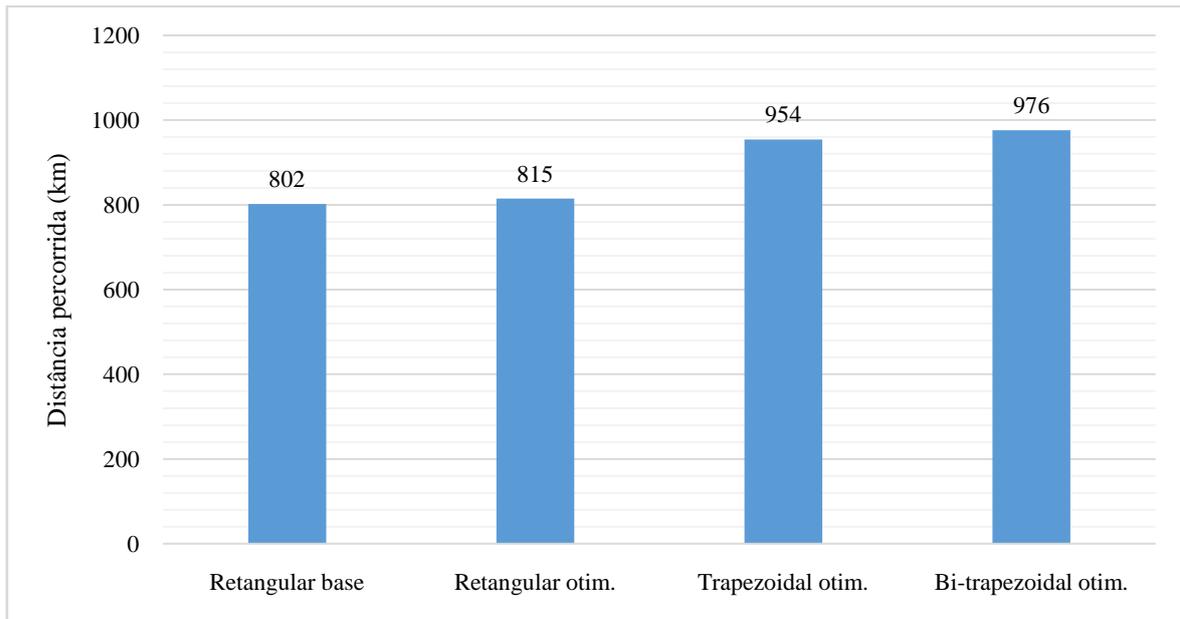


FIGURA 5.15 - Distância percorrida das asas otimizadas para máximo alcance.

A FIG. 5.16 mostra o comparativo em porcentagem do desempenho de cada asa em relação à asa retangular base.

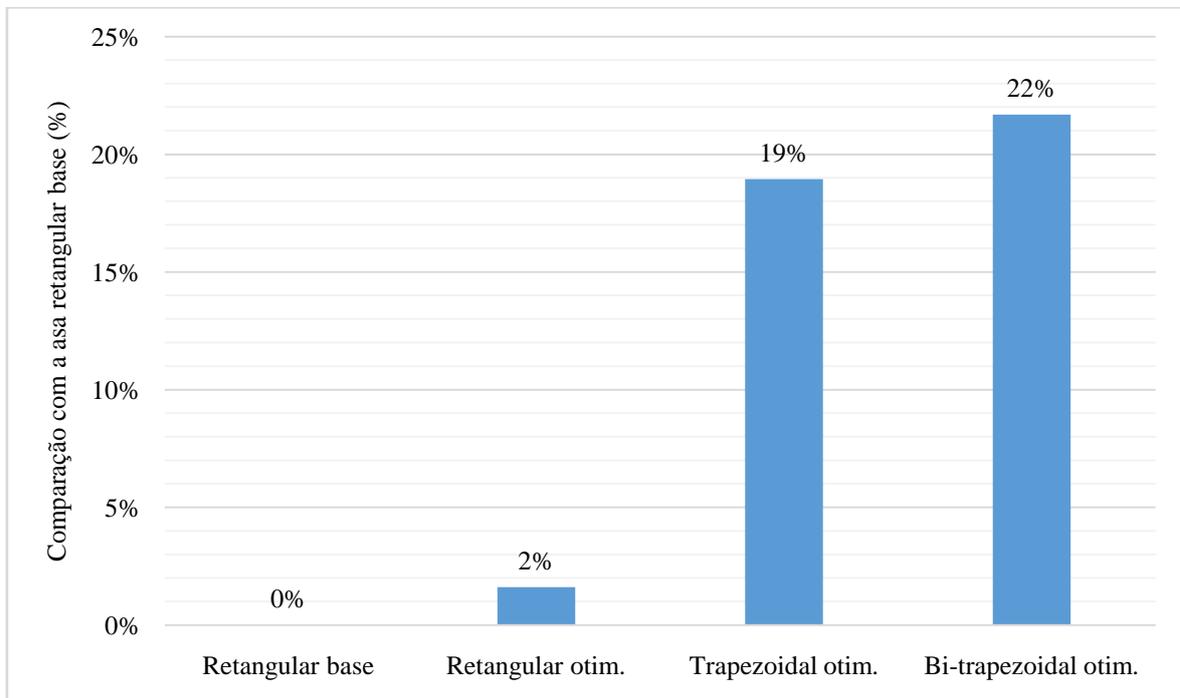


FIGURA 5.16 - Comparação das asas otimizadas para máximo alcance em relação à asa retangular base.

Assim como nas asas otimizadas para autonomia, o aumento do desempenho das asas trapezoidal e bi-trapezoidal foi bem superior ao da retangular. Considerando que para máximo alcance a asa bi-trapezoidal teve como referência a asa trapezoidal otimizada para autonomia, é possível dizer que este resultado pode ser maximizado, embora o comportamento em termos de porcentagem (principalmente a diferença entre as propostas) não fique notavelmente alterado.

A FIG. 5.17 mostra a distribuição de sustentação entre as asas otimizadas para máximo alcance.

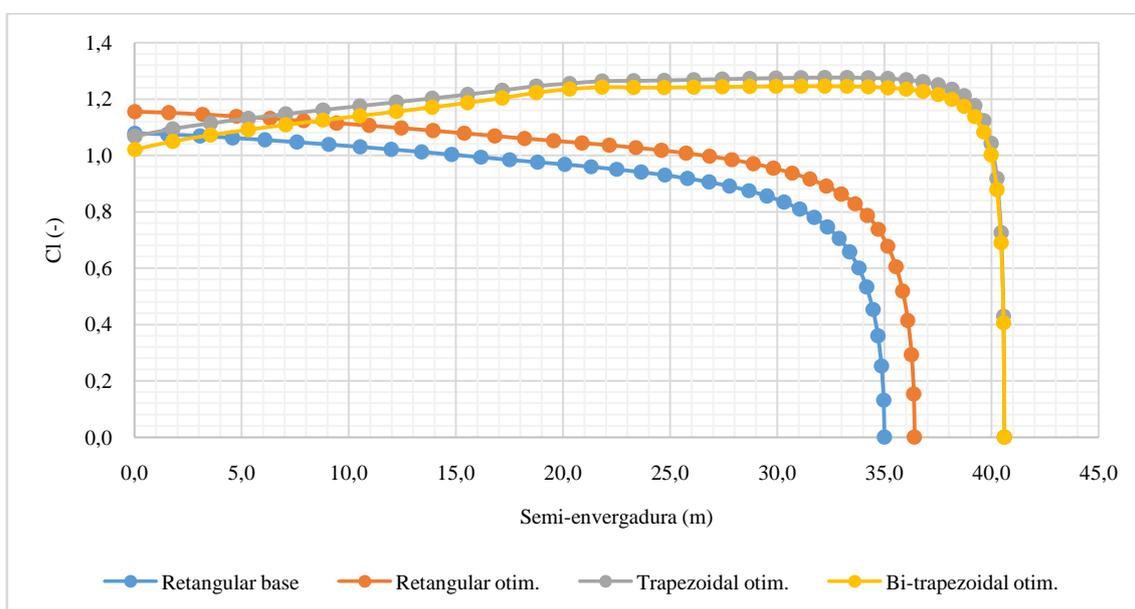


FIGURA 5.17 - Distribuição de sustentação ao longo da envergadura das asas otimizadas para máximo alcance.

A FIG. 5.18 mostra o formato das asas otimizadas para máximo alcance sobrepostas.

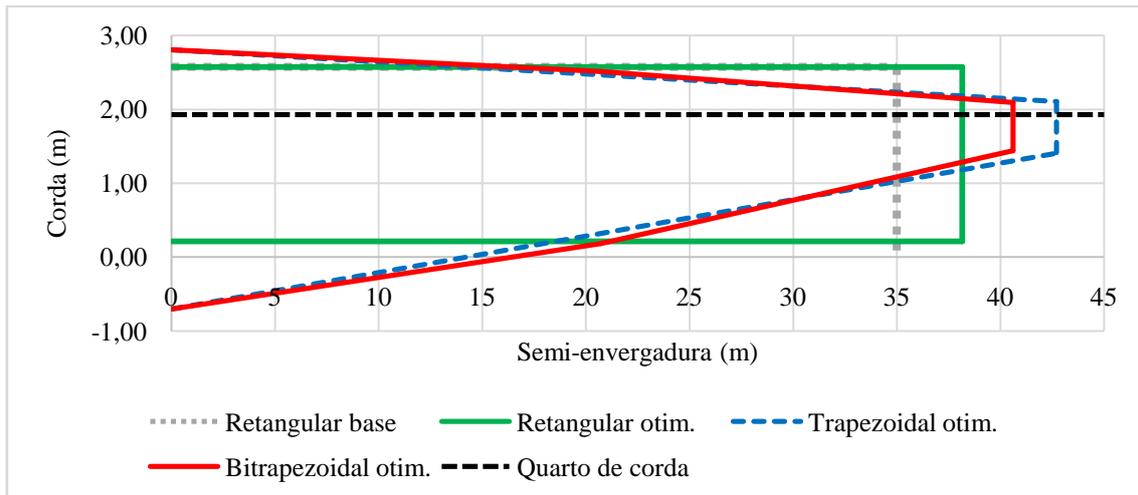


FIGURA 5.18 - Comparação dos formatos otimizados para máximo alcance.

6. CONCLUSÃO

6.1. Comentários finais

Os resultados da otimização da asa retangular mostraram que, quando comparados à asa base e voando a 10000 metros de altitude, o aumento da envergadura em 4% refletiu no aumento do tempo de voo na ordem de 0,59%, chegando a 14 horas e 15 minutos de autonomia, ou seja, um aumento de 5 minutos em relação à asa base, para condições de máxima autonomia. Para alcance máximo, o aumento em 9% na envergadura representou ganhos de 1,62% em distância percorrida, ou seja, o alcance máximo passou de 802 quilômetros para 815 quilômetros. Neste caso, nota-se que devido ao pequeno incremento no desempenho, a asa base já está dimensionada para uma eficiência ótima em termos de desempenho e alcance, considerando o formato retangular.

A otimização da asa trapezoidal levou a ganhos mais expressivos em termos de autonomia e alcance. O tempo de voo aumentou cerca de 29%, chegando a 18 horas e 24 minutos (ou 4 horas e 9 minutos a mais do que a asa retangular otimizada para autonomia). Em termos de alcance máximo, a distância percorrida chegou a 954 quilômetros, ante os 815 quilômetros da asa retangular otimizada e os 802 quilômetros da asa base. Este aumento foi de 17,06% e 18,65%, respectivamente.

Finalmente, a otimização da asa bi-trapezoidal levou a ganhos em relação às asas previamente otimizadas, especialmente quando comparados os desempenhos das asas retangulares base e ótimas. Para condições de máxima autonomia, o desempenho da asa bi-trapezoidal foi 4% maior quando comparado à asa trapezoidal chegando a 19 horas e 8 minutos de voo (um acréscimo de 42 minutos no tempo de voo). Em relação ao alcance máximo, a distância percorrida passou de 954 quilômetros (asa trapezoidal otimizada) para 976 quilômetros, um aumento de 2,3%.

Considerando que este tipo de aeronave é destinada a voos de longa duração, é possível admitir que os ganhos em desempenho devido à otimização do

projeto são relevantes, principalmente quando leva-se em conta que somente alterações geométricas foram propostas, mantendo-se a área em planta da asa.

De modo geral, de acordo com a metodologia apresentada, foi possível avaliar cada proposta de asa para valores ótimos de desempenho aerodinâmico e estrutural, onde a massa foi minimizada. A metodologia se mostrou versátil para a avaliação de diferentes formatos de asas, com inúmeras combinações de ângulos de ataque e torção, aliados ao dimensionamento visando a diminuição de massa da longarina.

6.2. Conclusões gerais

De acordo com os estudos realizados, as seguintes conclusões podem ser enumeradas:

1) O trabalho mostrou que, de maneira geral, o aumento da envergadura é favorável a eficiência aerodinâmica, devido às relações entre coeficiente de sustentação e arrasto encontrados em cada proposta.

2) O desempenho ótimo depende de fatores como o peso da aeronave, visto que quanto maior a envergadura, maior o peso da longarina a ser dimensionada para suportar os esforços de voo.

3) Para as asas com geometria retangular, o desempenho ótimo para máxima autonomia e máximo alcance foi encontrado para as asas 1,04 e 1,09, respectivamente.

4) O resultado mostrou que, respeitados os limites impostos por projeto, quanto menor o afilamento, melhor o desempenho.

5) Os ganhos da bi-trapezoidal, em relação a trapezoidal são menores quando comparados com os ganhos da trapezoidal em relação a retangular, indicando a proximidade de uma geometria ótima genérica.

6) A otimização da longarina é um fator importante para o dimensionamento, visto que é necessário que a estrutura suporte toda a carga atendendo

os requisitos de voo e que seja leve o suficiente para não comprometer o desempenho global da aeronave.

7) É possível adotar metodologias de estimativa de massa para longarinas onde a diferença de correlação dos valores estimados e calculados seja praticamente nula, tornando possível avaliar diferentes configurações de maneira ágil.

8) Os resultados obtidos mostraram que a otimização de poucos parâmetros construtivos da asa pode levar a ganhos significativos de desempenho. No problema estudado no trabalho, o ganho foi de 35% para autonomia e 22% para alcance.

6.3. Trabalhos futuros

Como proposta de trabalhos futuros, sugere-se:

1) Expandir a otimização aerodinâmica/estrutural para análises não lineares de escoamento (onde seriam considerados por exemplo, o efeito do deslocamento vertical da asa na distribuição de sustentação) e de estrutura (levando o dimensionamento estrutural a um nível mais detalhado de resultados).

2) Aumentar o número de componentes estruturais a serem avaliados, como caixas de torção e painéis, com a presença de reforçadores e nervuras. Em relação às análises, pode-se avaliar a estrutura sob diferentes condições de carga e acrescentar análises de flambagem de painéis e fadiga, por exemplo.

3) Em termos energéticos, estender a análise ao estudo de eficiência dos painéis solares instalados, conversão de energia solar em mecânica, estudo de regiões de insolação para o voo contínuo, dentre outros.

4) Analisar a possibilidade de missões alternativas que possam levar a outras funções objetivo.

7. REFERÊNCIAS

- 1 Abdullah, Q. A. Classification of the Unmanned Aerial Systems. MGIS program, The Pennsylvania State University. 2015.
- 2 Airbus. Zephyr Brochure. 2016. Disponível em: <https://airbusdefenceandspace.com/wp-content/uploads/2016/07/zephyr-brochure.pdf>. Acesso em: Jan/2017.
- 3 Airbus. Zephyr, the High Altitude Pseudo-Satellite, is taking off. 2016. Disponível em: <https://airbusdefenceandspace.com/newsroom/news-and-features/zephyr-the-high-altitude-pseudo-satellite-is-taking-off-2>. Acesso em: Jan/2017.
- 4 Albuquerque, Caio. Uso de drones na agricultura de precisão é tema de estudo na Esalq. 2013. USP. Disponível em: <http://www5.usp.br/31918/uso-de-drones-na-agricultura-de-precisao-e-tema-de-estudo-na-esalq/>. Acesso em: Jan/2017.
- 5 Alemayehu, Desta, Eaton, Elizabeth, Faruque, Imraan. HALE UAV: AeroVironment Pathfinder. Disponível em: http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/pathfinder.pdf. Acesso em: Jan/2017.
- 6 Alsahlani, A., Rahulan, T.. 2017. Conceptual and preliminary design approach of a high altitude, long endurance solar powered UAV. University of Salford.
- 7 Anderson, John. Aircraft Performance and Design. 1999. WCB/McGraw-Hill. ISBN 0070019711.
- 8 Anderson, John. Fundamentals of Aerodynamics. 2001.3a Edição. ISBN 0072373350.
- 9 ASM Aerospace Specification Metals Inc. Aluminum 2024-T4; 2024-T351. Disponível em: <http://asm.matweb.com>. Acesso em: Jun/2017.
- 10 Barkanov, Evgeny. Introduction To The Finite Element Method. 2001. Institute of Materials and Structures. Faculty of Civil Engineering. Riga Technical University.
- 11 Bhatt, Manish R.. Solar Power Unmanned Aerial Vehicle: High Altitude Long Endurance Applications (HALE-SPUAV). 2012. Dissertação de Mestrado. The Faculty of the Department of Mechanical and Aerospace Engineering San Jose State University.

- 12** Continental Steel & Tubes Co. Disponível em: <https://titanium-stainless-steel.continentalsteel.com/item/aluminum-plate/>. Acesso em: Jun/2017.
- 13** Federal Aviation Administration (FAA) Regulations. Disponível em: https://www.faa.gov/regulations_policies/faa_regulations/. Acesso em: Jun/2017.
- 14** Frágola, Luciano M. Development Of A Conceptual Design Methodology Focused On Solar Aircrafts. 2014. Dissertação de Mestrado. Universidade Federal de Minas Gerais. Belo Horizonte/Brasil.
- 15** Gibbs, Yvonne. NASA Armstrong Fact Sheet: Helios Prototype. 2017. Disponível em: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-068-DFRC.html>. Acesso em: Jan/2017.
- 16** Gibbs, Yvonne. The forerunner of 21st century solar-powered "atmospheric satellites". 2015. NASA. Disponível em: <http://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-068-DFRC.html>. Acesso em: Jan/2017.
- 17** Glazebrook, G.. Solar Energy Collection Analysis Tool for Conceptual Aircraft Design. Senior Project. 2012. Faculty of the Aerospace Engineering Department California Polytechnic State University, San Luis Obispo.
- 18** Hibbeler, R. C. Resistência dos Materiais. 2010. 7a Edição. São Paulo: Pearson Prentice Hall.
- 19** Hirschberg, Michael J.. To Boldly Go Where No Unmanned Aircraft Has Gone Before: A Half-Century of DARPA's Contributions to Unmanned Aircraft. 2010. 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition.
- 20** Kozuba, J., Muszyński, T. Design Concept of a Low-Cost, Long-Endurance Unmanned Aerial Vehicle. 2011. Transactions of the Institute Of Aviation. 217, p. 61-78, Warsaw. ISSN: 05096669.
- 21** Liebeck, R., Blackwelder, R.. Low Reynolds Number Separation Bubble. 1987. Technical Report. N00014-84-K-0500.
- 22** Malvern, L.E.. Introduction to the mechanics of a Continuous Medium. 1969. Prentice Hall. Englewood Cliffs, EUA.

- 23** Martha, Luiz Fernando. Notas de Aula do Curso Método dos Elementos Finitos. 1994. Dept. de Engenharia Civil. PUC-Rio.
- 24** Merlin, Peter W., Crash course: lessons learned from accidents involving remotely piloted and autonomous aircraft. NASA SP; 2013-600. ISBN 978-1-62683-002-8
- 25** Meyer, J., Plessis, F., Clarke, W. Design Considerations for Long Endurance Unmanned Aerial Vehicles. 2009. Aerial Vehicles Intech Open, DOI: 10.5772/6482.
- 26** Michel, Arthur H. High-Altitude Drones. 2015. Disponível em: <http://dronecenter.bard.edu/high-altitude-drones/>. Acesso em: Jan/2017.
- 27** Morrisey, B., McDonald, R. Multidisciplinary Design Optimization of an Extreme Aspect Ratio HALE UAV. 2009. 9th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (ATIO). EUA.
- 28** Multhopp. H., Methods for Calculating the Lift Distribution of Wings (Subsonic Lifting-Surface Theory). 1950. Reports and Memoranda No.2884. ReinoUnido.
- 29** NASA Photo Collection. 2004.Disponívelem: [http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/Helios/Large/ERAST: Pathfinder / Pathfinder Plus](http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/Helios/Large/ERAST:Pathfinder/PathfinderPlus). Acesso em: Jan/2017.
- 30** NASA. Global HawkAircraft. 2017. Disponível em: https://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery/image_feature_2362.html. Acesso em: Jan/2017.
- 31** Nickol, Craig L., Guynn, Mark D., Kohout, Lisa L., Ozoroski, Thomas A..High Altitude Long Endurance UAV Analysis of Alternatives and Technology Requirements Development. 2007. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno/NV. United States.
- 32** Niu, Michael C.. Airframe: Stress Analysis and Sizing. 1999. 2edição. Hong Kong Conmilit Press Ltd. ISBN: 96271280802.
- 33** Niu, Michael C. Airframe Structural Design. 1988. Lockheed Aeronautical System Company. ISBN: 962712804X.
- 34** Noth, A.. Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight. 2008. Tese de Doutorado. Eidgenossische Technische Hochschule Zurich.

- 35** Pullin, Décio C., 1979, "Apostila de "Aerodinâmica do Avião ; Desempenho". Belo Horizonte; CEA-EEUFMG.
- 36** Raymer, Daniel P.. Aircraft Design: A Conceptual Approach. 1992. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 2edição. ISBN 0-930403-51-7.
- 37** Romeo, G., Frulla, G., Cestino, E.. Design of a high-altitude long-endurance solar-powered unmanned air vehicle for multi-payload and operations. 2006. Department of Aerospace Engineering. Turin Polytechnic University. Corso Duca Abruzzi. Turin, Italy.
- 38** Sadraey, Mohammad. Daniel Webster College. Sample Chapters. 2013. Disponível em: <http://faculty.dwc.edu/sadraey/>. Acesso em: Jan/2017.
- 39** Selig, Michael S., Guglielmo, James J.. High-Lift Low Reynolds Number Airfoil Design. 1997. Journal Of Aircraft. Vol. 34. No. 1. Acesso em: Jan/2017.
- 40** Sivells, J. C., Neely, R. H.. Method for Calculating Wing Characteristics by Lifting-Line Theory using Non-Linear Section Lift Data. 1947. National Advisory Committee For Aeronautics.
- 41** Stevenson, Beth. Small UAV market to be worth \$8.4 billion by 2019. Reino Unido. 2015. Disponível em: <https://www.flightglobal.com/news/articles/small-uav-market-to-be-worth-84-billion-by-2019-407643/>. Acesso em: Jan/2017.
- 42** Surhone, Lambert M., Tennoe, Mariam T., Henssonow, Susan F.. Prehistory Of Endurance UAV's. 2010. ISBN: 6133005688. 98p.
- 43** Tsagarakis, M.. Project Solaris – Analysis of airfoil for solar powered flying wing UAV. 2011. Mälardalen University Sweden.
- 44** Vieira, Lucas S. Projeto aerodinâmico-estrutural e de estabilidade de um Mini-VANT para imageamento giro-estabilizado utilizando técnicas analíticas e numéricas. 2012. Trabalho de Conclusão de Curso. Departamento de Engenharia Mecânica. Universidade de Brasília.
- 45** White, Frank M. Fluidmechanics. 2012. 7a Edição. ISBN: 9780073529349.
- 46** Zienkiewicz, O.C., Taylor, R.L., Zhu J.Z.. The Finite Element Method: Its Basis and Fundamentals. 2005. 6a Edição. ISBN: 0750663200.