

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO ESCOLA POLITÉCNICA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

**PROJETO DE AERONAVE PARA MONITORAMENTO DO PARQUE MARÍTIMO DE
FERNANDO DE NORONHA**

Diego Movio Borburema

São Paulo
2017

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO ESCOLA POLITÉCNICA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

**PROJETO DE AERONAVE PARA MONITORAMENTO DO PARQUE MARÍTIMO DE
FERNANDO DE NORONHA**

**Trabalho de formatura apresentado à Escola
Politécnica da Universidade de São Paulo para
Obtenção do Título de Graduação em Engenharia**

Diego Movio Borburema

Orientador: Marcos de Sales Guerra Tsuzuki

**Área de Concentração:
Engenharia Mecânica**

**São Paulo
2017**

Catálogo-na-publicação

Borburema, Diego

Projeto de Aeronave para Monitoramento do Parque Marítimo de
Fernando de Noronha / D. Borburema -- São Paulo, 2017.
63 p.

Trabalho de Formatura - Escola Politécnica da Universidade de São
Paulo. Departamento de Engenharia Mecânica.

1.Otimização Geométrica 2.Algoritmo Metaheurístico 3.Veículo Aereo Não
Tripulado (VANT) I.Universidade de São Paulo. Escola Politécnica.
Departamento de Engenharia Mecânica II.t.

RESUMO

Este trabalho apresenta a metodologia do projeto de otimização de uma Aeronave, cuja missão é monitorar certas áreas do arquipélago de Fernando de Noronha, definidas como Áreas de Risco. A otimização geométrica deste projeto utiliza um algoritmo meta-heurístico, conhecido como "Recozimento Simulado", que fornece uma configuração baseada na função objetivo, parametrizações, restrições, e nas rotinas de cálculo, que englobam as áreas de Aerodinâmica, Estabilidade, Desempenho e Estrutura.

Palavras-chave: VANT, Otimização Geométrica, Recozimento Simulado, Pesca Predatória, Metodologia de Projeto, Fernando de Noronha

ABSTRACT

This work presents the methodology of the design and optimization of an Aircraft which mission is to survey certain areas of Fernando de Noronha's Islands, defined as risk areas. This project used a meta-heuristic algorithm in the geometrical optimization of the aircraft, known as "Simulated Annealing" which provided a geometrical configuration based on the objective function, parametrization and calculation routines (Aerodynamics, Stability, Performance, Structure).

Keywords: Optimization, UAV, Performance, Meta-Heuristics, Simulated Annealing, Constraint.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Representação do parque nacional marinho de Fernando de Noronha. . . .	12
Figura 2 – Ecossistemas de Fernando de Noronha, e suas posições geográficas. . . .	13
Figura 3 – Setores de monitoramento para o parque aquático de Fernando de Noronha .	13
Figura 4 – Relação entre a distância focal e ângulo de abertura da câmera.	16
Figura 5 – Barco com rede de emalhe.	16
Figura 6 – Primeira etapa do percurso da aeronave	17
Figura 7 – Segunda etapa do percurso da aeronave	17
Figura 8 – População de Aeronaves a partir da base de dados para análise primária. . .	21
Figura 9 – População de Aeronaves a partir da base de dados para análise de peso total do projeto.	22
Figura 10 – Protótipo TERN - phase 3, utilizado para lançamento a partir de embarcações com dimensões reduzidas.	23
Figura 11 – BAT3, utilizado no auxílio de marchas de soldados no Iraque.	24
Figura 12 – Aeronave Puma, da AeroVironment.	24
Figura 13 – Aeronave BQM-147, configuração asa-voadora.	25
Figura 14 – Fator de Empuxo do conjunto moto-propulsor em função da velocidade do ar.	28
Figura 15 – Consumo Específico do Conjunto Moto-Propulsor para a faixa de rotações de interesse.	29
Figura 16 – Empuxo estático do motor com relação à variação da rotação.	29
Figura 17 – Forças atuantes na aeronave e suas posições.	31
Figura 18 – Análise de restrições para configuração de asa voadora.	34
Figura 19 – Análise de restrições para configuração de avião convencional.	34
Figura 20 – Polares dos perfis utilizados na otimização.	37
Figura 21 – Exemplo de malha de painéis do VLM para aeronave genérica.	40
Figura 22 – Fluxograma do algoritmo de cálculo da aeronave.	42
Figura 23 – Influência das rotinas de cristalização no movimento dos parâmetros e no caráter exploratório/refinado da otimização.	44
Figura 24 – Estrutura geral do algoritmo contendo função de cristalização de variáveis..	45
Figura 25 – Cristalização para alguns parâmetros da aeronave ao longo da otimização. .	46
Figura 26 – Resultado da convergência do algoritmo, exibindo a evolução histórica da pontuação, assim como seus respectivos intervalos máximo e mínimo. . . .	46
Figura 27 – Análise de populações para o Algoritmo (Envergadura).	47
Figura 28 – Resultado da Otimização para primeiro teste de Função de Mérito.	48
Figura 29 – Resultado da Otimização para primeiro teste em função de um alcance "ótimo".	48
Figura 30 – Resultado da Otimização para teste incluindo a distância entre cauda e asa, além dos parâmetros considerados anteriormente.	49

Figura 31 – Resultado da Otimização para teste incluindo a distância entre cauda e asa, além dos parâmetros considerados anteriormente.	49
Figura 32 – Resultado da primeira etapa da análise de otimizações pontuais: Configuração da asa com menor valor de alongamento.	53
Figura 33 – Histograma da velocidade do vento em Fernando de Noronha, considerando o numero de ocorrências para cada faixa de velocidades.	53
Figura 34 – Probabilidade de ocorrência das velocidades de vento para os dados obtidos.	55
Figura 35 – Aeronave ScanEagle, analisada para influência de WingLets em VANTs. . .	57

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Dados da câmera selecionada	16
Tabela 2 – Informações de Telemetria para Dimensionamento Inicial da Aeronave . . .	19
Tabela 3 – Dados sobre o protótipo fase 3 do DARPA	23
Tabela 4 – Dados do VANT BAT3, da MLB	24
Tabela 5 – Dados da aeronave puma, da AeroVironment.	25
Tabela 6 – Dados da aeronave Dragon Drone	26
Tabela 7 – Dados das restrições obtidas na etapa atual do projeto.	27
Tabela 8 – Parâmetros iniciais, utilizados para descrever uma nova aeronave.	39
Tabela 9 – Parâmetros calculados pelas rotinas, utilizados para otimização geométrica da aeronave.	40
Tabela 10 – Intervalos analisados na determinação da estabilidade da aeronave.	41
Tabela 11 – Dados geométricos iniciais da solução escolhida no projeto Preliminar. . . .	50
Tabela 12 – Parâmetros calculados da solução escolhida, divididos por áreas de interesse.	51
Tabela 13 – Resultados da Análise de Robustez	52
Tabela 14 – Dados geométricos da configuração alcançada através das otimizações pontuais.	54
Tabela 15 – Coeficientes obtidos através da configuração geométrica final da aeronave. .	55
Tabela 16 – Dados geométricos do estabilizador vertical.	56

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	8
2	PESQUISA BIBLIOGRÁFICA	9
2.1	Metodologia do Projeto	9
2.2	Algoritmos de Otimização	9
2.3	Projeto baseado em Missão Específica	10
3	METODOLOGIA DO PROJETO	11
4	PROJETO CONCEITUAL I	12
4.1	Missão	12
4.2	Restrições sobre Aquisição de Imagens	15
4.3	Restrições sobre a telemetria	18
4.4	Limites iniciais de Projeto	19
4.5	Projetos com Região de Operação Similar	21
4.5.1	VANT Tern (Protótipo 3)- DARPA	22
4.5.2	BAT 3 - MLB	23
4.5.3	Puma - AeroVironment	23
4.5.4	BQM-147 Dragon Drone	25
4.6	Considerações Finais do Projeto Conceitual I	25
5	PROJETO CONCEITUAL II	28
5.1	Conjunto Moto-Propulsor - DLE30 + APC 18x8	28
5.2	Revisão Teórica I - Desempenho I	30
5.2.1	Condição I - Voo Nivelado	32
5.2.2	Condição II - Curva a Altitude Constante	32
5.2.3	Condição III - Estol	33
5.3	Análise de Restrições para as Configurações Adotadas	33
5.4	Projeto de Parametrização da Aeronave	35
5.4.1	Parametrização Inicial	35
5.4.2	Parametrização Detalhada	35
5.4.2.1	Fuselagem	35
5.4.2.2	Asa	36
5.4.2.3	Estabilizador Horizontal	36
5.4.2.4	Estabilizador Vertical	36
5.4.2.5	Relações entre os Corpos da Aeronave	36
5.4.2.6	Perfis Utilizados nas Superfícies	36

6	PROJETO PRELIMINAR	38
6.1	Rotinas de Cálculo da Aeronave	38
6.1.1	Determinação da Geometria	38
6.1.2	Aerodinâmica	38
6.1.3	Estabilidade	41
6.1.4	Desempenho	41
6.2	Otimização Geométrica	41
6.2.1	Algoritmo de Otimização	42
6.3	O caminho da Otimização	44
6.3.1	Fator de Cristalização	45
6.3.2	Convergência do Algoritmo	45
6.3.3	Análise de Populações	46
6.4	Função de Merito	47
6.5	Dados da Solução Obtida	49
7	PROJETO DETALHADO	52
7.1	Análise de Robustez	52
7.2	Dimensionamento do Estabilizador Vertical e Leme	53
7.3	Especulações sobre Winglets vs. EndPlates	56
7.4	Considerações sobre Fuselagem	57
8	CONSIDERAÇÕES FINAIS E ANDAMENTO DO PROJETO	58
	REFERÊNCIAS	59

1 INTRODUÇÃO

O Brasil possui, devido à sua localização geográfica, clima, e relevo, uma das regiões de maior diversidade de ecossistemas do mundo, e áreas únicas para desenvolvimento da fauna, como é o caso da região das ilhas de Fernando de Noronha.

Esta região possui grande importância para a biodiversidade marinha, uma vez que constitui uma área para reprodução, descanso e alimentação de espécies marinhas de caráter migratório, resguardando o único manguezal de ilhas Oceânicas do Atlântico Sul, segundo (VITALI, 2009).

A beleza natural das ilhas associada com grande divulgação resultou no aumento progressivo do número de habitantes na região, turismo, e comércio envolvendo a sua fauna. Estas mudanças pressionam a natureza, criando modificações nos ecossistemas. Dentre estas modificações está a redução da biodiversidade ocasionada por pesca predatória, motivada pelo comércio ilegal, como é o caso do comércio de barbatanas de tubarão, como descrito no Portal do Meio Ambiente.

A fim de regulamentar e auxiliar o monitoramento das áreas de risco em Fernando de Noronha, foram criadas unidades de conservação, assim como estabelecimento do parque natural marinho de Fernando de Noronha, segundo (RADA, 2010). Porém estas práticas não são mais efetivas devido à falta de técnicas capazes de focar seus esforços em áreas específicas do parque natural.

A missão proposta para a aeronave projetada neste trabalho é, portanto, monitorar a região do parque natural de Fernando de Noronha através da aquisição de imagens, que são fornecidas às unidades de conservação, que as analisarão na busca de embarcações clandestinas, realizando pesca predatória.

2 PESQUISA BIBLIOGRÁFICA

A proposta deste trabalho pode ser essencialmente descrita como o projeto de um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) visando uma função objetivo pré-selecionada. Para que esta função seja cumprida com excelência, a otimização geométrica dessa aeronave é utilizada.

A análise de viabilidade deste projeto começa através de uma pesquisa bibliográfica, que fornece informações sobre pesquisas que englobam a mesma área (desde projetos geométricos de VANT à utilização de algoritmos otimizadores para modificações geométricas em aeronaves).

2.1 Metodologia do Projeto

O primeiro aspecto a ser pesquisado é a metodologia de projeto de aeronaves, que será melhor elaborada nas seções consequentes do projeto. A metodologia apresentada por (RAYMER, 2012) será utilizada no projeto, com a divisão em etapas conceitual, preliminar e detalhada, visando o aprimoramento e refinamento a cada etapa e utilização de um algoritmo de otimização multidisciplinar para determinação da geometria da aeronave.

Alguns projetos utilizam-se de outras metodologias, como o caso de (S. GANGULI, 2008), que utiliza dois algoritmos otimizadores para determinação geométrica da aeronave. Este método auxilia o contorno de algumas restrições geométricas, em troca de maiores custos computacionais.

A tese de doutorado de, (NORTH A., 2007) mostra o projeto de um VANT alimentado por energia solar com objetivo de voos contínuos, e exhibe a sua metodologia, especificando as suas funções objetivo, seguindo para seleção de materiais e, depois disso, dando início ao projeto conceitual.

2.2 Algoritmos de Otimização

Além do projeto da aeronave, este trabalho é baseado na sua otimização geométrica. Portanto, é interessante pesquisar a validade da utilização de algoritmos de otimização para espaços amostrais compostos de restrições. (CAI Z., 2006), por exemplo, demonstra a eficiência de algoritmos evolucionários para este tipo de espaço amostral quando mais de uma função objetivo é utilizada. Além disso, mostra o potencial da utilização de algoritmos otimizadores no projeto de aeronaves, e apresenta diferentes tipos de algoritmos que podem ser utilizados, pesando seus prós e contras.

A competência de algoritmos de otimização para determinação geométrica de aeronaves é validada de formas diferentes e confirmada através de vários projetos diferentes, como na tese de Paul Olugbeji, (JEMITOLA, 2012), que permitiu determinações aerodinâmicas e estruturais de um novo modelo de aeronave (Asa em formato de caixa, ligada ao estabilizador horizontal) ou então no artigo de Rafael Fernandes, (OLIVEIRA R. F., 2009), que otimizou o formato de um perfil

de asa para Reynolds reduzido, com objetivo de manter as características do perfil original (de uma aeronave cargueira). Esta pesquisa permitiu a análise de um modelo em escala da aeronave original, resultando na drástica redução de custos da pesquisa.

Alguns projetos, porém, não conseguem escapar de um elevado número de restrições geométricas e/ou de projeto, assim como o projeto apresentado no artigo publicado por D.D. Smith, (SMITH D. D., 2012), que também utilizou um algoritmo multiobjetivo. Para evitar elevados gastos computacionais com eliminações devido às restrições, as diversas funções objetivo foram avaliadas, e pesos foram atribuídos. As diferentes funções foram então englobadas em uma única função, mais abrangente, que melhora o comportamento do algoritmo para as condições de restrição do projeto.

2.3 Projeto baseado em Missão Específica

Outro aspecto deste trabalho a ser analisado é o projeto e otimização baseado em uma função específica, como demonstra a tese (DONOVAN, 2007), consistindo num projeto de aeronave para monitoramento de áreas do Ártico. Este projeto também se utilizou de otimizações multidisciplinares para determinação de características geométricas. Porém, seu projeto conceitual foi baseado em aeronaves já existentes, o que limitou seu espaço amostral (apenas aviões convencionais foram considerados). Sua metodologia para determinação de restrições do projeto e função objetivo são consideradas neste projeto (levantamento de dados de VANTs existentes auxilia na escolha do propulsor e ordens de grandeza para envergadura/peso).

A pesquisa apresentada por (GONZALES L. F., 2006), também é a otimização geométrica de uma aeronave, utilizando um algoritmo com mais de uma função objetivo, reduzindo o número de restrições a que o projeto fica sujeito. Essa abordagem auxilia o tipo de algoritmo otimizador utilizado, evolucionário, uma vez que ele depende de gerações de aeronaves que constituem pequenas populações a cada iteração. Caso o algoritmo penalizasse muitas aeronaves, a otimização levaria muito tempo.

3 METODOLOGIA DO PROJETO

O projeto da aeronave segue a metodologia proposta por (RAYMER, 2012), com uma modificação no projeto conceitual, que é dividido em duas partes distintas: Projeto Conceitual I e Projeto Conceitual II.

- Projeto Conceitual I

Durante o projeto conceitual, a missão da aeronave é determinada e analisada, visando sua viabilidade. As restrições primárias de projeto são levantadas, como a duração de voo, distância de voo, volume mínimo de fuselagem e peso dos equipamentos de telemetria. Também determina-se o motor a ser utilizado, e faixas de tamanho adequadas para a aeronave, assim como uma aproximação inicial para a velocidade de cruzeiro. Estes dados e restrições permitirão a determinação de restrições secundárias, que auxiliam na escolha da configuração de aeronave utilizada.

- Projeto Conceitual II

Nesta etapa do projeto, diferentes configurações são pesquisadas e consideradas (asa voadora, configuração convencional, biplano) e, através de análises de restrições, aquela que apresenta maior potencial é selecionada. Em seguida, a parametrização tem início (descrição geométrica em parâmetros, como envergadura da asa, distância entre asa estabilizador horizontal, perfil da asa, etc.). Esta parametrização é a base das rotinas de cálculo do projeto (aerodinâmica, estabilidade, desempenho), que permitem a atuação do algoritmo de otimização.

- Projeto Preliminar

Durante esta etapa do projeto, rotinas de cálculo são desenvolvidas para obtenção de coeficientes aerodinâmicos, de estabilidade e alguns resultados de desempenho e controle. Essas rotinas são implementadas em um algoritmo de otimização, que busca a melhor geometria possível as funções propostas. Uma vez que esta geometria tenha sido determinada, o projeto detalhado tem início.

- Projeto Detalhado

Uma vez que a geometria geral da aeronave foi determinada pelo algoritmo de otimização, modificações pontuais são realizadas, visando o refinamento do projeto em áreas pouco detalhadas durante o algoritmo de otimização (estabilidade dinâmica, análises de desempenho e considerações sobre novas implementações geométricas, como end plates ou winglets).

4 PROJETO CONCEITUAL I

A primeira etapa do projeto é a definição das restrições e requerimentos da aeronave, assim como a sua missão. Estas informações são utilizadas na próxima etapa do projeto para determinação da configuração e parametrização da aeronave, antecedendo a criação das rotinas de cálculo e otimização geométrica.

4.1 Missão

A missão proposta para a aeronave projetada neste trabalho é monitorar a região do parque natural de Fernando de Noronha, representado na Figura 1, através da aquisição de imagens, que são fornecidas às unidades de conservação, que as analisarão na busca de embarcações clandestinas, realizando pesca predatória.

O Parque Nacional Marinho de Fernando de Noronha foi criado pelo decreto 96.693, em 1988. Esta área possui 11.270 hectares (112,7 km²), e áreas onde a visibilidade da água chega a 50 metros, de acordo com (OLIVEIRA, 2016). Outro fator interessante da região do arquipélago é representado na Figura 2, que mostra diferentes “regiões de interesse”, como tartarugas próximas à ilha morro da viúva, tubarões na enseada dos tubarões, e golfinhos na baía dos golfinhos.

O posicionamento destes ecossistemas, geograficamente “separados” com o posicionamento do aeroporto em seu centro, abre margem para uma otimização na missão da aeronave. Ao invés de monitorar toda a região do parque aquático (processo demorado, considerando sua área total), este foi dividido em três setores, demonstrados na Figura 3. Esta divisão permite a fiscalização segmentada, que pode favorecer um determinado setor de acordo com sua urgência no momento.



Figura 1 – Representação do parque nacional marinho de Fernando de Noronha.

Utilizando-se da ferramenta Google Maps, é possível identificar as áreas assinaladas e, através das coordenadas que limitam estas áreas, pode-se determinar seus comprimentos geométricos. Essas informações são necessárias na determinação das restrições primárias do projeto (alcance de voo e altura de voo). Assim, as seguintes informações foram obtidas:

- Setor 1
 - Ponto Inferior Esquerdo: -3,891102; -32,482603
 - Ponto Superior Direito: -3,827012; -32,431359
- Setor 2
 - Ponto Inferior Esquerdo: -3,851230; -32,418718
 - Ponto Superior Direito: -3,778717; -32,33978
- Setor 3
 - Ponto Inferior Esquerdo: -3,914164; -32,431359
 - Ponto Superior Direito: -3,853866; -32,340736

Com base nos dados das coordenadas, calcula-se as especificações das áreas através de equações trigonométricas simples, especificadas abaixo, baseando-se em pontos arbitrários P1 e P2, onde os dados das coordenadas já estão transformados em radianos:

$$P_1 = (\alpha_1, \beta_1), P_2 = (\alpha_2, \beta_2) \quad (4.1)$$

Para os dados de latitude e longitude dos pontos, pode-se calcular a distância entre eles através da relação trigonométrica de distância esférica entre pontos:

$$\frac{Dist}{R} = \arccos \left(\cos \left(\frac{\pi}{2} - \alpha_2 \right) + \cos \left(\frac{\pi}{2} - \alpha_1 \right) + \sin \left(\frac{\pi}{2} - \alpha_1 \right) + \cos (\beta_1 - \beta_2) \right) \quad (4.2)$$

Com base nesta fórmula e nas coordenadas obtidas, realizou-se a determinação das dimensões de cada área:

- Setor 1
 - Distância Norte-Sul: 7,13 km
 - Distância Oeste-Leste: 5,68 km
 - Área Total: 40,5 km²

- Setor 2
 - Distância Norte-Sul: 8,06 km
 - Distância Oeste-Leste: 8,76 km
 - Área Total: 70,61 km²
- Setor 3
 - Distância Norte-Sul: 6,7 km
 - Distância Oeste-Leste: 10 km
 - Área Total: 67 km²

4.2 Restrições sobre Aquisição de Imagens

A determinação do alcance de voo e da respectiva altura é dependente da câmera escolhida para aquisição das imagens, que engloba fatores como ângulo de abertura da imagem, resolução, e disparos por segundo (que auxilia na determinação da velocidade máxima de cruzeiro). Segundo o trabalho de conclusão de (CEYLAN, 2012), vários fatores devem ser considerados na escolha do equipamento utilizado na aquisição de imagens de aeronaves não tripuladas, e a correta escolha também depende do tipo de aeronave (multirotor ou monoplano, por exemplo).

Para o caso de uma aeronave do tipo monoplano, destinada para monitoramento de áreas através de múltiplas imagens, o trabalho recomenda câmeras como a Panasonic Lumix DMC-LX3, devido suas funções de estabilização das imagens em movimento em associação com elevada qualidade de aquisição de imagens (10.1 Megapixel, 3648x2736 para tamanho de imagem, e zoom óptico, que mantém a qualidade da imagem).

Com base nestas características, foi realizada uma pesquisa para câmeras que se enquadram nestas características e que são normalmente aplicadas neste tipo de aeronave. O site especializado em equipamentos de aquisição para VANTs (MICRODRONES, 2016) recomendou a câmera SONY NEX7 para esta aeronave, devido à suas características superiores, que permitem um voo mais elevado e rápido, permitindo maior eficiência. Os dados gerais da câmera estão expostos na Tabela 1.

Com base nos dados da câmera e nos dados geométricos das áreas de interesse, é possível dar início na determinação das restrições da aeronave, como altura de voo, velocidade máxima de cruzeiro e distância de voo. Para isto, uma relação exposta em (PANASONIC, 2016) sobre a distância focal e ângulo de captura, exposta na Figura 4. Desta relação e dos dados da câmera, tem-se que o ângulo de captura disponível para a aeronave é entre 84 e 29 graus.

A altura de voo da aeronave pode então ser determinada através da área de captura necessária para cada fotografia. Este dado será estimado através de dois fatores: O tamanho médio de um navio de pesca predatória que deve ser encontrado em uma patrulha, e seu tamanho na imagem retirada através da câmera.

Tabela 1 – Dados da câmera selecionada

Dados da Sony NEX-7	
Modelo	NEX-7
Peso [g]	560
Tamanho [mm]	120x67x43
Megapixels	24.3
Razão de Aspecto	3:4
Resolução	6000x4000
Fotos por Segundo	10
Distância Focal [mm]	27-83

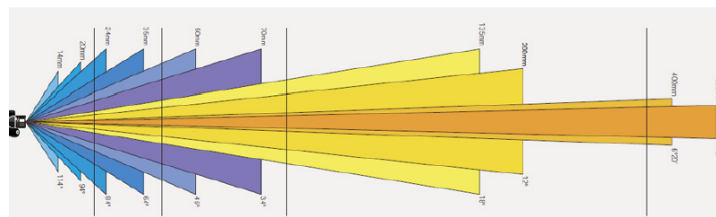


Figura 4 – Relação entre a distância focal e ângulo de abertura da câmera.



Figura 5 – Barco com rede de emalhe.

Através de uma pesquisa sobre tipos de barcos utilizados em pesca, e sua frequência em pesca predatória, foi encontrado que barcos pesqueiros que utilizam redes de espera, também denominadas “Redes de Emalhe”, como na Figura 5 são os mais utilizados em pescas predatórias de tubarões e botos, com casos identificados em (GLOBO, 2016) e (IBAMA, 2009).

De acordo com (KOTAS J. E., 2008), o tipo deste barco, quando destinado à pesca de tubarões e botos, pode ter comprimento de 10 a 13 metros. Para dimensionar o tamanho da imagem de aquisição, estima-se que o comprimento da embarcação é de 10 metros, e que esta deve tomar aproximadamente 5 % do comprimento vertical (menor comprimento) da imagem, permitindo a correta identificação de embarcações clandestinas. Desta forma, tem-se que o comprimento vertical da imagem deve ser de, aproximadamente, 200m. O comprimento horizontal é obtido através da resolução da câmera, que devolve 300m. Para os ângulos de abertura da

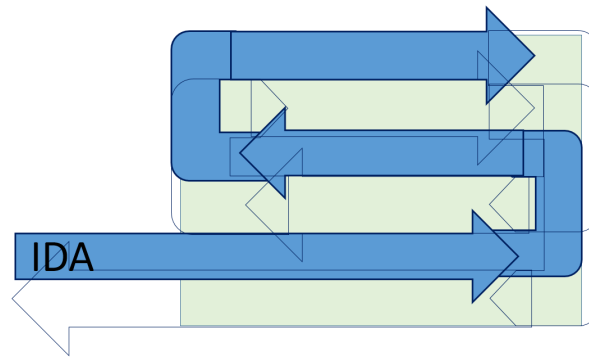


Figura 6 – Primeira etapa do percurso da aeronave

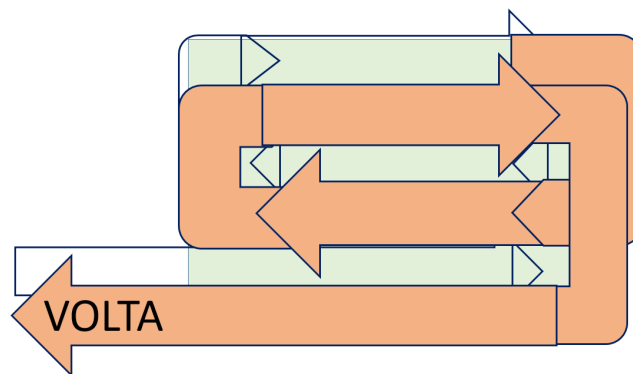


Figura 7 – Segunda etapa do percurso da aeronave

imagem obtidos, a distância da câmera necessária para captar a embarcação deve ser entre 167m (abertura de 84 graus) e 580m (abertura de 29 graus).

Para a velocidade de disparo de alta qualidade da câmera (10 imagens por segundo), é possível retirar a máxima velocidade de cruzeiro da aeronave. Considerando uma sobreposição de 10 % entre as imagens, a aeronave possui velocidade menor que 180 metros em 0.1 segundos, ou seja, 650 quilômetros por hora.

Como as dimensões das áreas de patrulhamento são relativamente pequenas, sabe-se que esta velocidade é muito superior à velocidade a ser utilizada no projeto, e que o fator limitante para a velocidade de cruzeiro será o motor selecionado. Desta forma, as imagens sempre possuirão a qualidade requerida e não há necessidade de preocupação com perda de território na aquisição de imagens devido à velocidade excessiva. A determinação do alcance necessário para a aeronave é realizado a partir de uma estimativa de trajetória, que é aplicada para todas as áreas (esta trajetória visa curvas suaves, que permitem a aquisição contínua das imagens). O alcance é estimado para a área 2, uma vez que esta possui maior área.

Implementando-se o percurso, considerando superposições entre as imagens, tem-se a distância de voo de aproximadamente 260 km. Considerando um coeficiente de segurança para possíveis abortos e imprevistos, a distância máxima de voo da aeronave é de 280 km.

Dessa forma, com base nos dados da câmera e das áreas de monitoramento, tem-se as seguintes restrições de projeto:

- Altura de voo = Entre 167m e 580m;
- Alcance de voo = 280 km;
- Velocidade de Cruzeiro = Menor que 650 km/h.

4.3 Restrições sobre a telemetria

O objetivo desta aeronave é realizar sua missão de forma autônoma após a seleção do setor a ser monitorado. Dessa forma, a seleção dos componentes que compõe a fuselagem da aeronave é importante, uma vez que este dimensionamento permite melhor análise da aeronave (peso, dimensões, velocidade de cruzeiro e seleção do motor).

Os componentes que embarcam na aeronave devem ser apenas os necessários para determinar sua posição geográfica, estado e aquisição de imagens:

- Câmera para aquisição das imagens, posicionada preferencialmente na área inferior da aeronave, para captação das imagens;
- Tubo de Pitot: Determinação da velocidade da aeronave, deve ser posicionado fora das áreas de turbulência do motor e da fuselagem. Preferencialmente no bordo de ataque da asa. O equipamento selecionado em (FACTORY, 2016) pesa 41 gramas e está ilustrado na Figura 8, possui 160 mm de comprimento preliminarmente. Este valor pode ser modificado depois do dimensionamento da aeronave.
- Acelerômetros: Determinação dos ângulos de rolagem, arfagem e guinada da aeronave através da integração dos dados dos Acelerômetros. Este conjunto, também denominado “Unidade de medições inerciais, (UMI)”, deve ser posicionado no centro de gravidade da aeronave, a fim de reduzir vibrações providas do motor (vibrações excessivas podem reduzir a acuracidade das medições). O sistema selecionado em (Cloud Capetch, 2016), com 3 giroscópios, 3 acelerômetros e 3 compassos pesa 29 gramas, e ocupa uma caixa volumétrica de (76.17 x 45.72 x 10.90 mm);
- Sistema de posicionamento GPS: Posicionamento para orientação do curso de voo, com melhor posicionamento na área superior da aeronave, com vista livre para o céu (precisão de 1 a 3 metros). O sistema selecionado em (Unmanned System Source, 2016) possui 20 gramas de peso, e volume 25x 39x12 mm;
- Barômetro: Redundância com o GPS, que pode ser inexato para informações de altura. Deve ser posicionado do lado de fora da fuselagem, mas livre da ação do escoamento, para

Tabela 2 – Informações de Telemetria para Dimensionamento Inicial da Aeronave

Item	Volume [cm ³]	Massa [g]
Câmera	345.72	560
Tubo de Pitot	Fora da Fuselagem	41
UMI	37.95	29
GPS	11.7	20
Barômetro	0.18	19
Bateria	29.05	200
Placa	9.24	55
Total	433.84	924

que as medições não sejam perturbadas. O barômetro eletrônico encontrado em (NXP, 2016) possui 19 gramas, e dimensões de (5 x 3 x 1.2 mm);

- Bateria (alimentação do sensoriamento). A seleção da bateria é preliminar nesta etapa do projeto, realizada através de comparações com sistemas de aquisição pré-existentes. Foi selecionada a bateria em (Unmanned System Source, 2016), com massa de 200 gramas, e dimensões de 18,5 x 25,2 x 62,3 mm.;
- Placa de aquisição das informações vindas dos sensores + receptor/transmissor de sinais: Entrega informações dos sensores para o controle, localizado em terra. A placa selecionada pode ser obtida em (Unmanned System Source, 2016), com massa de 55 gramas e dimensões de 77 x 120 mm.

A escolha dos equipamentos que compõe o sistema de telemetria da aeronave permite o levantamento de informações essenciais para a determinação de outras características da aeronave, como volume mínimo de fuselagem e peso útil (carga levantada sem combustível).

Os equipamentos selecionados permitem a aquisição de informações utilizadas no dimensionamento inicial da aeronave, assim como do sistema propulsor utilizado. A Tabela 2 exibe um sumário de informações dos componentes.

4.4 Limites iniciais de Projeto

Com base nos dados obtidos de distância de voo da aeronave, pode-se iniciar o processo de dimensionamento inicial baseando-se em aeronaves com função similar (outros VANTS já existentes no mercado, com funções de monitoramento). Através de dados fornecidos por (INTERNATIONAL, 2005) é possível realizar uma análise de populações. Foram levantados dados de 21 aeronaves, sendo que 5 utilizam propulsão elétrica e 16 utilizam propulsão com motor à combustão.

Para estas aeronaves, as seguinte informações foram levantadas inicialmente, permitindo a definição de alguns limites iniciais para o projeto:

- Limites de Envergadura:
 - A menor envergadura encontrada, considerando o peso mínimo obtido para carga paga, foi de 1,88 metros, na aeronave "BAT 3", da MartinUAV.
 - A maior envergadura encontrada, considerando possíveis valores de carga paga em conjunto com combustível (considera-se no máximo 7kg nesta etapa do projeto), encontrou-se um valor de 4,6 metros no "Mini Falcon I", da Innocon.
- Limites de Velocidade de Cruzeiro
 - A menor velocidade de cruzeiro encontrada, considerando os pesos mínimo e máximo estimados para carga paga, foi de 20 km/h, na aeronave "Luna", da EMT-Penzerg.
 - A maior velocidade de cruzeiro, através das mesmas considerações, foi encontrada na aeronave "Neptune", da DRS, com 160 km/h.

Considerando-se os valores encontrados para a velocidade de cruzeiro e o valor da distância de voo necessária para completar a missão, pode-se determinar uma área de viabilidade da aeronave, que relaciona a velocidade de cruzeiro com a distância de voo:

- Para 20 km/h: Duração de voo é de 13 horas.
- Para 160 km/h: Duração de voo é de 1h40.

O valor da duração de voo para a velocidade de cruzeiro inferior é muito elevada, comprometendo a missão de monitoramento da aeronave. Dessa forma, limita-se a duração superior da missão em 3h (tempo razoável para monitoramento do setor, considerando a velocidade e duração da missão dos barcos com rede de emalhe). Assim, tem-se que:

- Para 4 horas de duração, a velocidade é de 65 km/h.

A análise da população é realizada buscando-se estas características dentre as aeronaves do banco de dados, como é demonstrado no gráfico da Figura 8. Como pode-se observar, existem 5 aeronaves próximas da região estimada para o projeto, sendo 4 equipadas com propulsão à combustão, e 1 equipada com propulsão elétrica. Também pode-se observar que apartir de 120 km/h, não há mais aeronaves próximas da região de projeto. Desta forma, é possível criar uma região mais refinada, com velocidade máxima de aproximadamente 120 km/h. Para esta velocidade, há duração de voo necessária de 2h10.

As aeronaves que mais se aproximaram da região de projeto serão pesquisadas com maior profundidade no fim do projeto conceitual I, para melhor embasamento na parametrização

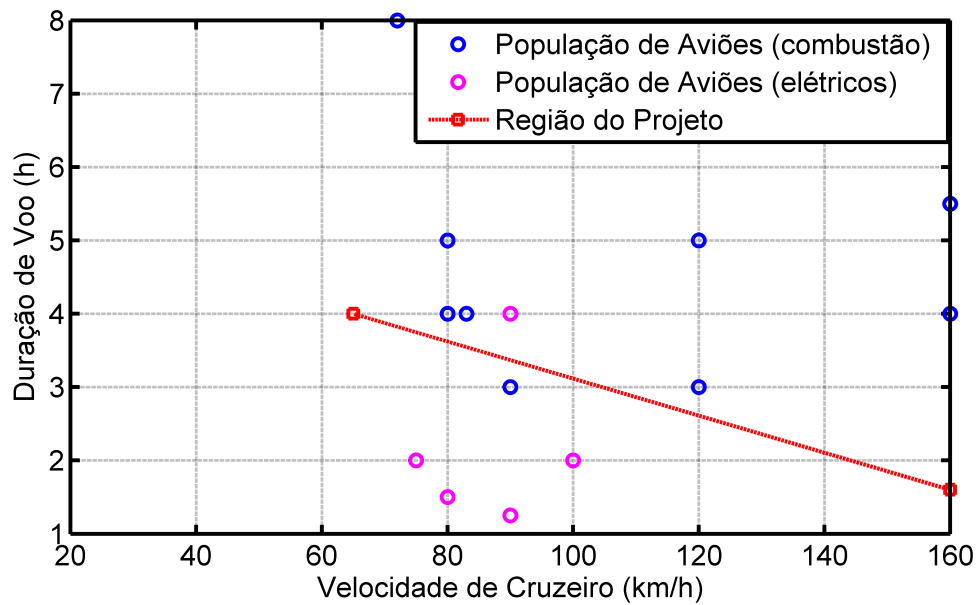


Figura 8 – População de Aeronaves a partir da base de dados para análise primária.

do projeto conceitual II. A fim de seguir com a evolução desta etapa do projeto, mais duas informações devem ser adquiridas a partir da base de dados: O peso máximo carregado pela aeronave e o motor utilizado.

Para isto, a população de aeronaves é analisada para levantamento de uma relação entre a envergadura e o peso máximo carregado, como exibido na Figura 9, através de uma regressão linear simples (mesmo que esta aproximação não modele perfeitamente o comportamento das variáveis, é satisfatória pois seu objetivo é apenas um dimensionamento primário). Esta relação é utilizada na otimização geométrica como aproximação do peso final do projeto, uma vez que não há projeto estrutural refinado neste trabalho.

A equação obtida para esta regressão linear é dada por:

$$Massa = -9,1074 + 7,73 * Envergadura \quad (4.3)$$

É importante observar que, como calculado anteriormente, o peso útil carregado pela aeronave é de aproximadamente 1 kg. Caso apenas este valor fosse considerado, a envergadura mínima da aeronave seria de 1,3 metros. Como ainda devem ser considerados outros fatores como motor, combustível/bateria e estrutura, o valor para a envergadura mínima ainda será atualizado nesta etapa do projeto.

4.5 Projetos com Região de Operação Similar

A propulsão utilizada na aeronave é então determinada analisando-se as aeronaves encontradas nas proximidades da região de projeto exibida na Figura 8. Dentre as cinco aeronaves

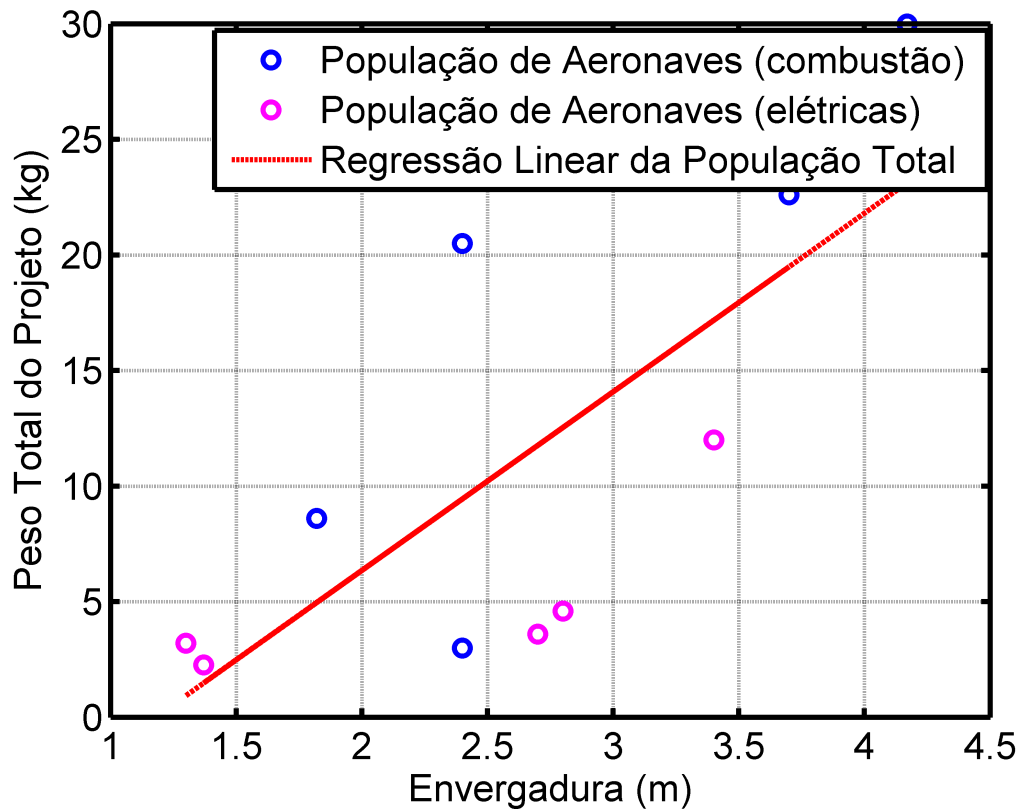


Figura 9 – População de Aeronaves a partir da base de dados para análise de peso total do projeto.

posicionadas em regiões similares, 4 foram pesquisadas, sendo 3 com motores à combustão e 1 com motor elétrico. A quinta aeronave, Fox-TA1, possui massa total muito superior ao escopo do projeto (mais que 70 kg), e portanto, não foi considerada.

4.5.1 VANT Tern (Protótipo 3)- DARPA

Esta aeronave foi desenvolvida pelo (DARPA - Defense Advanced Research Projects Agency), e faz parte do programa TERN (Tactically Exploited Reconnaissance Node), segundo (KELLER, 2016). O objetivo deste protótipo é decolar de embarcações com reduzidas dimensões, facilitando a aquisição de dados para o monitoramento de regiões próximas.

Os dados desta aeronave, fornecidos pelo banco de dados, estão expostos na tabela 3.

Pode-se observar que a distância de voo deste projeto é muito próxima da desejada, mas o valor de carga útil/combustível é inferior ao calculado (obteve-se 1 kg, sem contar a massa de combustível). Porém, esta aeronave possui várias redundâncias estruturais, por exigir um caráter de combate, se necessário. Desta forma, o motor utilizado nesta aeronave é superdimensionado quando comparado ao motor necessário para o presente trabalho.

Tabela 3 – Dados sobre o protótipo fase 3 do DARPA

DARPA - TERN phase 3	
Envergadura [m]	3,45
Massa Total [kg]	59,0
Massa Combustível/Util [kg]	1,3
Velocidade [km/h]	80,0
Duração de voo [h]	4
Propulsão	100 Cilindradas/ 2 tempos
Configuração	Asa Voadora



Figura 10 – Protótipo TERN - phase 3, utilizado para lançamento a partir de embarcações com dimensões reduzidas.

4.5.2 BAT 3 - MLB

Este UAV possui operação autônoma, com dimensões reduzidas para facilitar o transporte e montagem. Possui um sistema de aquisição de imagens que auxiliaria soldados durante movimentação em regiões perigosas e arenosas do Iraque, de acordo com (HANLON, 2005). Este VANT possui várias aplicações não militares para monitoramento, como o projeto atual. Este pode ser visualizado na Figura 11, com dados expostos na tabela 4.

Este avião apresenta configurações promissoras para o projeto em termos de peso e dimensões. O motor utilizado será considerado como propulsão para a aeronave do presente trabalho.

4.5.3 Puma - AeroVironment

Este VANT foi desenvolvido para operações de aquisição de informações marítimas, por isso possui estrutura apropriada para pouso em terra no oceano. A decolagem pode ser realizada por lançamento manual e por catapulta, segundo (AEROVIRONMENT, 2016). A aeronave pode ser visualizada na Figura 12, e seus dados estão na tabela 5.



Figura 11 – BAT3, utilizado no auxílio de marchas de soldados no Iraque.

Tabela 4 – Dados do VANT BAT3, da MLB

MLB - BAT 3	
Envergadura [m]	1,82
Massa Total [kg]	8,6
Massa Combustível/Útil [kg]	1,8
Velocidade [km/h]	83,0
Duração de voo [h]	4
Propulsão	Zenoah G23/ 2 tempos/26 cilindradas
Configuração	Monoplano Convencional

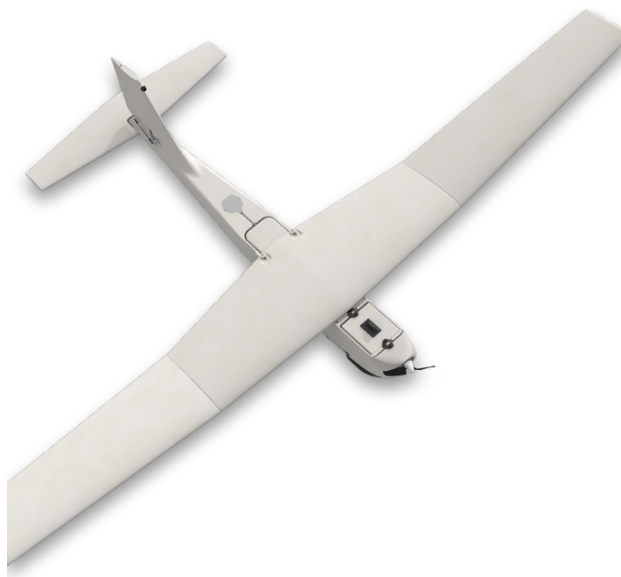


Figura 12 – Aeronave Puma, da AeroVironment.

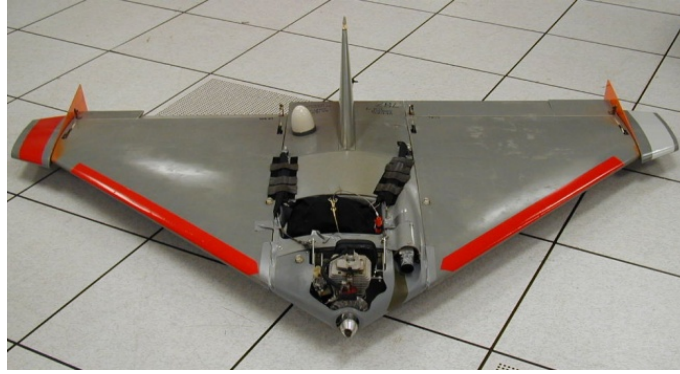


Figura 13 – Aeronave BQM-147, configuração asa-voadora.

Esta aeronave é a única com propulsão elétrica do grupo, que dispõe 600W de potência para a aeronave. Seus dados, tanto em envergadura e massa total, são coerentes com o trabalho apresentado, fornecendo uma alternativa para os motores à combustão das outras opções.

Tabela 5 – Dados da aeronave puma, da AeroVironment.

AeroVironment - Puma	
Envergadura [m]	2,80
Massa Total [kg]	6,30
Massa Combustível/Util [kg]	-
Velocidade [km/h]	90,0
Duração de voo [h]	4
Propulsão	Elétrico, 600W recarregável híbrido
Configuração	Conventional

4.5.4 BQM-147 Dragon Drone

Este VANT, denominado Exdrone, é um mini-UAV com vários propósitos utilizado pelo exército norte americano e marinha. Sua principal função era a interrupção de sinais em voo, desenvolvido em 1986 pela Universidade Johns Hopkins, laboratório de física aplicada, de acordo com (MUNSON, 2000). Sua configuração é exibida na Figura 13, fornecida pela marinha americana, e seus dados estão expostos na tabela 6.

Como esta aeronave foi desenvolvida nos anos 80, muitas tecnologias estruturais utilizadas nos VANTs atuais ainda não eram empregadas, como fibras e carbono e compósitos no geral. Desta forma, a BQM-147 é mais pesada do que o mesmo projeto seria, se realizado atualmente. Considera-se então, que o motor selecionado está superdimensionado.

4.6 Considerações Finais do Projeto Conceitual I

A partir desta pesquisa para aeronaves similares, pode-se notar que as dimensões típicas para envergadura estão entre 1,8 metros e 3,8 metros. A massa total carregada é variável, devido

Tabela 6 – Dados da aeronave Dragon Drone

BQT-147 (Dragon Drone)	
Envergadura [m]	2,50
Peso Total [kg]	41,0
Peso Combustível/Util [kg]	-
Velocidade [km/h]	120,0
Duração de voo [h]	2h30
Propulsão	Quadra 100SS/100 cilindradas/2 tempos/ 8.5hp
Configuração	Asa Voadora

as várias funções dos diferentes projetos, variando entre 8kg e 60kg. Devido a esta diferença, os motores utilizados possuem potências diferentes, que podem ser superdimensionados quando impostos no atual trabalho proposto. Assim, ao fim da etapa Conceitual I, os seguintes motores são considerados:

- Motor à combustão: Motor Zenoah G23 ou DLE30, devido a similaridade. Possuem 2 tempos e 26-30 cilindradas. Usualmente utiliza hélice 18x8 ou 19x8. Através do catálogo do fabricante, obteve-se potência máxima de 3,7hp em 8.500 rpm, e empuxo estático de 8,7kg a 100 metros de altitude, e 7,5kg a 1800 metros de altitude quando utiliza a hélice 18x8. Consumo mínimo de combustível de 820 g/kW.h com combustível de mistura entre gasolina e óleo (razão de 1/30), e consumo de 1.7 kg/h para rotação máxima. Seu peso total instalado é de 1,05Kg.;
- Motor elétrico: Motor Rimfire 1,2O Outrunner Brushless GPMG4770. Hélice recomendada de 18x8 ou 16x8, com empuxo estático de 6,5kg. O motor exige um ESC de 80A para controle de corrente de pico, mas consome 50A quando em operação usual. A relação RPM/V é de 450, e sua massa é de 400 g, desconsiderando o ESC e a bateria do conjunto.

A viabilidade do motor elétrico na aeronave Puma dá-se por seu caráter híbrido e recarregável, que aumenta sua vida drasticamente. Além disso, a aeronave é lançada manualmente, o que auxilia na economia da bateria, cujo maior consumo é durante a decolagem. O projeto não é lançado manualmente pois isto iria de encontro com o objetivo da automatização do processo de monitoramento das diferentes áreas (pousar, abastecer, decolar). Assim, o motor selecionado para a aeronave é o Zenoah G23/DLE30.

Considerando o peso do motor e o peso da carga paga calculada anteriormente, temos a nova massa mínima de 2kg (ainda desconsiderando a estrutura da aeronave e a massa de combustível). Com este novo valor, a envergadura mínima é de 1,44 metros.

A tabela 7 exhibe um resumo das restrições levantadas nesta etapa do projeto, que auxiliam na determinação da configuração da aeronave da etapa conceitual II.

Tabela 7 – Dados das restrições obtidas na etapa atual do projeto.

Restrições de Projeto	
Distância de voo [km]	280,0
Altura de voo [m]	167 - 580
Duração do voo	1h40 - 4h
Velocidade de Cruzeiro [km/h]	60,0 - 120,0
Envergadura [m]	1,44 - 3,8
Massa da Carga Útil [kg]	0,95
Motor	Zenoah G23/DLE30
Relação Massa Total/Envergadura	

5 PROJETO CONCEITUAL II

Nesta etapa do projeto, são definidas características que permitem a definição da configuração da aeronave utilizada no projeto preliminar e na otimização geométrica. A comparação das duas configurações apresentadas em projetos similares (asa voadora e avião convencional) é realizada a partir de uma análise de restrições. Para que esta seja realizada, as principais características do motor selecionado são levantadas.

5.1 Conjunto Moto-Propulsor - DLE30 + APC 18x8

A compra do conjunto moto-propulsor foge do escopo do trabalho, que visa o projeto teórico da aeronave. Dessa forma, buscou-se dados do motor a partir de testes práticos. A variação do empuxo do motor com relação à velocidade do ar foi extrapolada a partir de testes realizados em tunel de vento pela equipe Keep Flying em um motor OS.61. O comportamento obtido aplicado ao modelo utilizado (DLE30) é apresentado na Figura 14.

Através de visitas na pista de aeromodelismo da UNIVAP, em São José dos Campos, obtiveram-se informações sobre o consumo específico do motor para algumas rotações (rotação máxima do conjunto moto-propulsor, de 8000 rpm, e a rotação indicada pelo aeromodelista como a de consumo mínimo do motor, de em torno de 7000 rpm). Os consumos específicos obtidos foram, respectivamente, 228,6 g/kWh e 202,9 g/kWh. A curva de consumo específico por rotações foi adaptada para um comportamento equivalente ao apresentado em (FERGUSON, 2000) para motores de dois tempos e um pistão. A curva obtida é exibida na Figura 15.

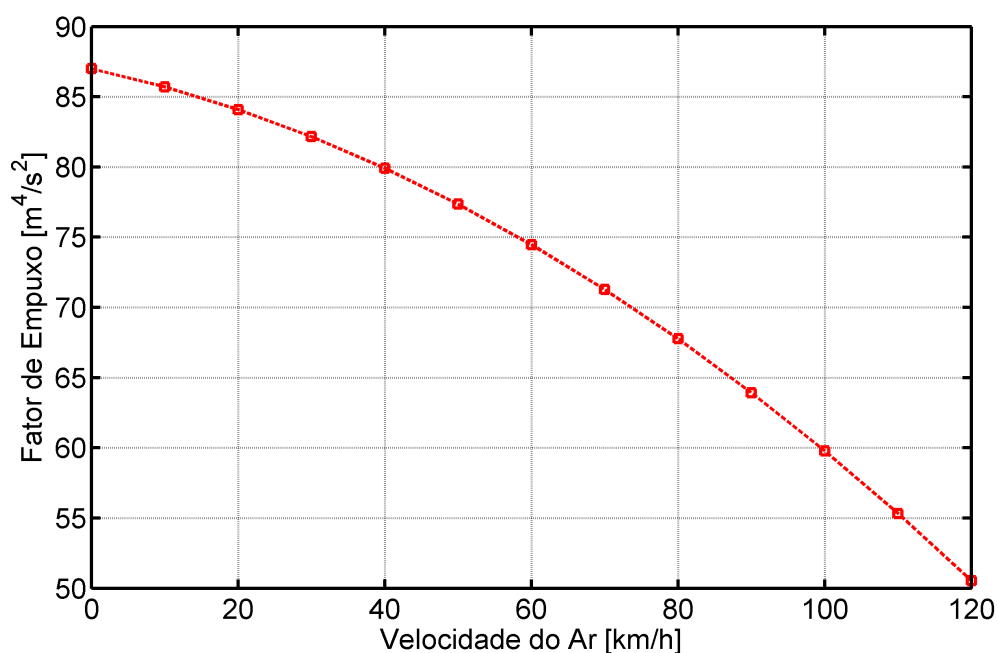


Figura 14 – Fator de Empuxo do conjunto moto-propulsor em função da velocidade do ar.

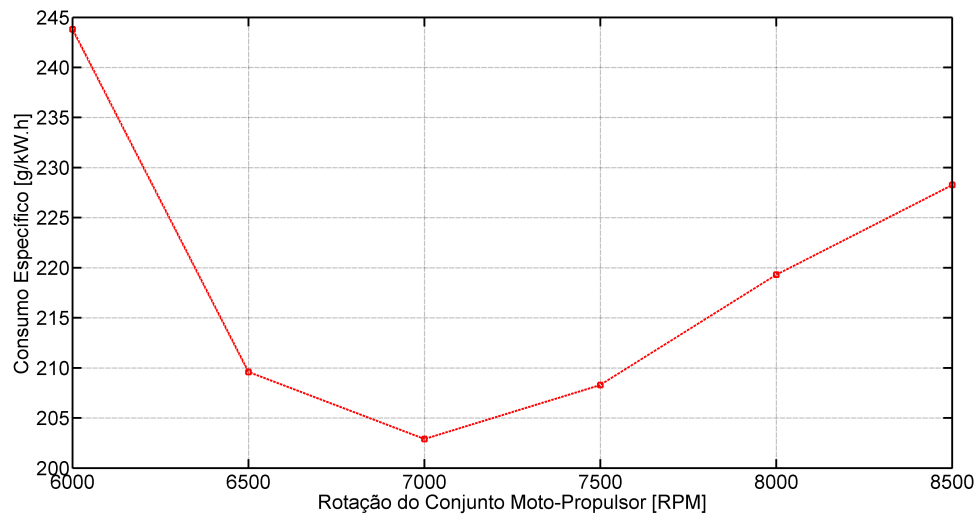


Figura 15 – Consumo Específico do Conjunto Moto-Propulsor para a faixa de rotações de interesse.

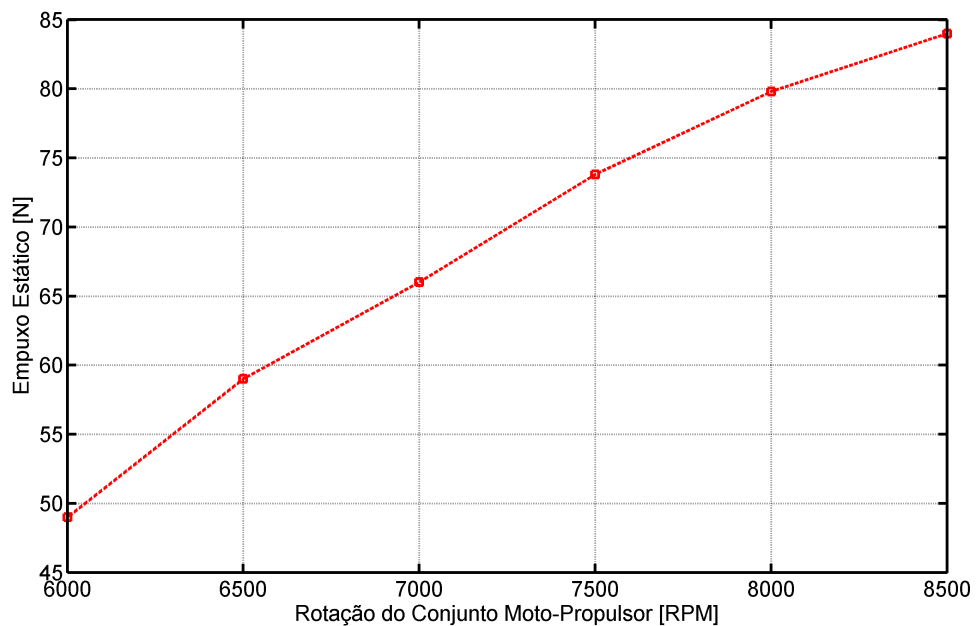


Figura 16 – Empuxo estático do motor com relação à variação da rotação.

O comportamento do conjunto moto-propulsor foi então obtido através de adaptação da curva de empuxo obtida em teste de tunel de vento realizado pela equipe Keep Flying. A curva obtida é observada na Figura 16.

Com estas informações e uma breve revisão teórica, é possível dar início à análise de restrições das duas configurações de aeronaves após uma breve revisão teórica de desempenho de aeronaves.

5.2 Revisão Teórica I - Desempenho I

A análise de restrições depende de alguns conceitos de desempenho de aeronaves, que serão revisados nesta seção, seguindo a teoria apresentada em (JR., 1989).

O projeto de uma aeronave começa a partir da consideração de forças atuantes sobre ela. Estas forças são sustentação, arrasto, peso e empuxo. Estas forças surgem a partir de reações aerodinâmicas do corpo da aeronave para com o vento (pressão e atrito distribuídos).

Ao passo que o peso da aeronave é uma informação conhecida, e o empuxo pode ser obtido através das curvas do motor levantadas anteriormente para dada velocidade do ar, o arrasto e a sustentação são dependentes das características geométricas da aeronave e da velocidade do ar, como descrito nas equações 5.1 e 5.2.

$$L = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * C_L * S \quad (5.1)$$

$$D = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * C_D * S \quad (5.2)$$

Onde S é a área alar da aeronave, V é a velocidade do ar, e os coeficientes C_L e C_D são dependentes das características geométricas da aeronave (tanto configuração asa-cauda quanto perfil de sustentação adotado). A determinação destes parâmetros será analisada na próxima etapa do projeto. O objetivo da revisão atual é qualitativo, para melhor compreensão da análise que se segue.

A análise de restrições baseia-se nos seguintes parâmetros: Empuxo-para-peso (T/W) e Carga alar. (W/S). É importante ressaltar que o peso do combustível toma uma parte considerável da massa da aeronave. Assim, a relação da carga alar considera o peso de decolagem da aeronave (maior peso possível).

Com base nestes parâmetros, as restrições desejadas são estabelecidas, determinando um espaço amostral possível para um potencial conjunto de aeronaves. Exemplos de restrições são:

- Decolagem de uma pista de decolagem com comprimento especificado;
- Voo para determinada altitude e velocidade;
- Curva para determinada altitude, velocidade e gradiente;
- Pouso para uma pista de comprimento especificado.

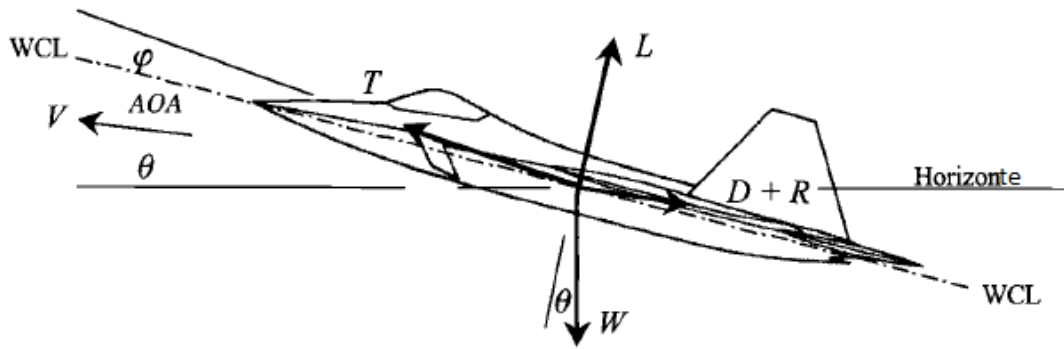


Figura 17 – Forças atuantes na aeronave e suas posições.

Como a pista utilizada para decolagem é uma pista comercial, a aeronave não apresenta quaisquer dificuldades para decolagem ou pouso no espaço disponível. Porém, as restrições de curva para determinada velocidade (e raio especificado), e voo nivelado em determinada altitude e velocidade são cruciais para este projeto. Portanto, estas duas restrições devem ser consideradas.

A base para elaboração de todas as restrições está na modelagem da aeronave. Tomando como exemplo a Figura 17, observam-se os parâmetros considerados nesta modelagem primária.

Neste sistema de coordenadas, orientado com relação ao corpo da aeronave e ao horizonte, considera-se o corpo como um ponto de velocidade V . O ar, com velocidade de $(-V)$, possui orientação como exibida na figura, criando um ângulo com relação à linha da corda da asa (WCL - Wing Chord Line).

Como consideramos que o gradiente de subida da aeronave será muito pequeno, pode-se aproximar o ângulo entre WCL e o horizonte como próximo de zero.

Através da aplicação da segunda lei de Newton neste sistema, obtêm-se as seguintes equações:

- Para o sentido paralelo à velocidade:

$$T \cdot \cos(AOA + \phi) - W \cdot \sin(\theta) - (D + R) = \frac{W}{g} \cdot a = \frac{W}{g} \cdot \frac{dV}{dt} \quad (5.3)$$

- Para o sentido perpendicular à velocidade:

$$L + T \cdot \sin(AOA + \phi) - W \cdot \cos(\theta) = \frac{W}{g} \cdot a \quad (5.4)$$

Através de várias substituições e manipulações algébricas, a bibliografia utiliza estas duas equações na dedução da "Equação Geral", exibida a seguir, que serve como base para as condições adotadas.

5.2.1 *Condição I - Voo Nivelado*

Para este primeiro caso, as seguintes simplificações são adotadas:

- $dh/dt = 0$
- $n = 1$ ($L=W$)

Para tanto, a equação se torna:

$$\frac{T}{W} = \frac{\beta}{\alpha} \cdot \left(\frac{K1 \cdot \beta}{q} \cdot \frac{W}{S} + K2 + \frac{(C_{d0} + C_{dr})}{(\beta/q) \cdot (W/S)} \right) \quad (5.5)$$

Como esta relação pode se tornar complexa devido a relação entre o peso e a área alar da aeronave (configurando termos não lineares), é interessante observar os limites da equação.

Em seu limite inferior, tem-se:

$$\left[\frac{W}{S} \right]_{min} = \frac{q}{\beta} \cdot \sqrt{\frac{C_{D0} + C_{Dr}}{K1}} \quad (5.6)$$

Esta condição representa a de menor arrasto e empuxo para a aeronave, correspondendo à condição de maior alcance de voo. Desta forma, a configuração escolhida deve possuir a menor relação W/S possível, para maior eficiência e economia.

5.2.2 *Condição II - Curva a Altitude Constante*

Para este caso, as seguintes simplificações são adotadas:

- $dh/dt = 0$
- $dV/dt = 0$
- n (L/W) > 1

$$\left[\frac{T}{W} \right] = \frac{\beta}{\alpha} \cdot \left[K1 \cdot n^2 \cdot \frac{\beta}{q} \cdot \left(\frac{W}{S} \right) + K2 \cdot n + \frac{(C_{D0} + C_{Dr})}{(\beta/q) \cdot (W/s)} \right] \quad (5.7)$$

Assim como no caso anterior, a equação apresenta um comportamento não linear. Assim, os casos extremos devem ser analisados para melhor compreensão (derivando-se para mínimo valor de T/W):

$$\left[\frac{T}{W}\right]_{min} = \left(\left(\frac{n}{g}\right)^2 \cdot \frac{(w/S)}{\rho} + \sqrt{\frac{C_{D0}}{K1}}\right) \cdot 2 \cdot K1 \quad (5.8)$$

5.2.3 Condição III - Estol

Para a condição de estol da aeronave, utilizou-se a equação de sustentação da aeronave para as condições:

- V = Velocidade de estol (o avião apresenta-se no limite do estol).
- Cl = Cl máximo (o avião apresenta-se na condição em que seu coeficiente de sustentação é máximo).

Assim, tem-se que:

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{estol}^2 \cdot Cl_{max} \quad (5.9)$$

5.3 Análise de Restrições para as Configurações Adotadas

Com base nestas equações, curvas foram levantadas para as duas configurações. Para tanto, foram utilizadas características de aeronaves construídas anteriormente no AeroDesign com proporções geométricas próximas do procurado (asa voadora da competição de 2010, avião convencional da competição de 2009). Foram obtidas as curvas apresentadas na Figura 18 e Figura 19.

Pode-se observar nestes gráficos, que a área disponível para explorar e dimensionar a aeronave é maior para o caso da configuração convencional. Além disso, os valores de W/S possuem maior potencial (menores valores possíveis) no mesmo caso.

Dessa forma, considerou-se a configuração de aeronave convencional para o projeto de otimização.

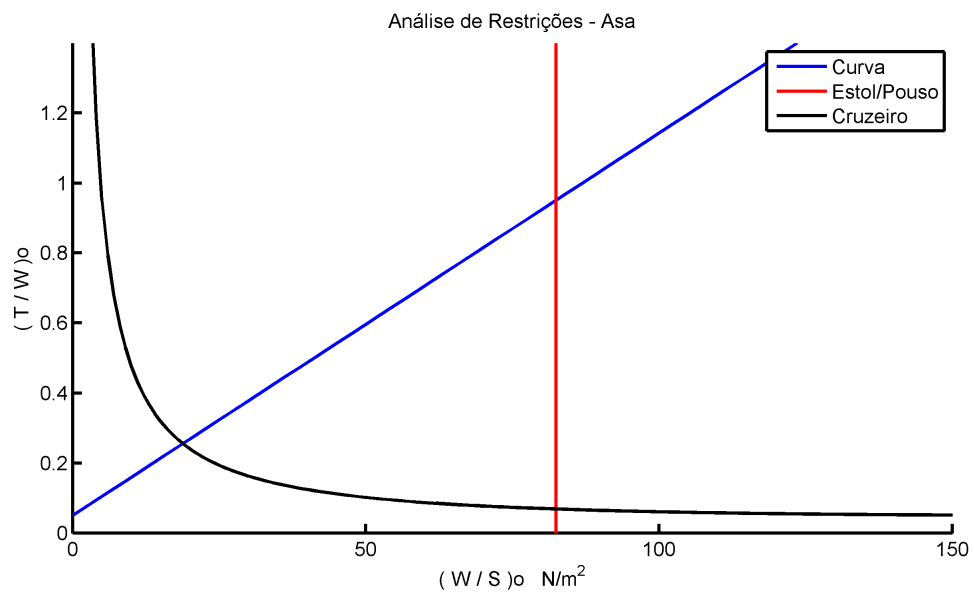


Figura 18 – Análise de restrições para configuração de asa voadora.

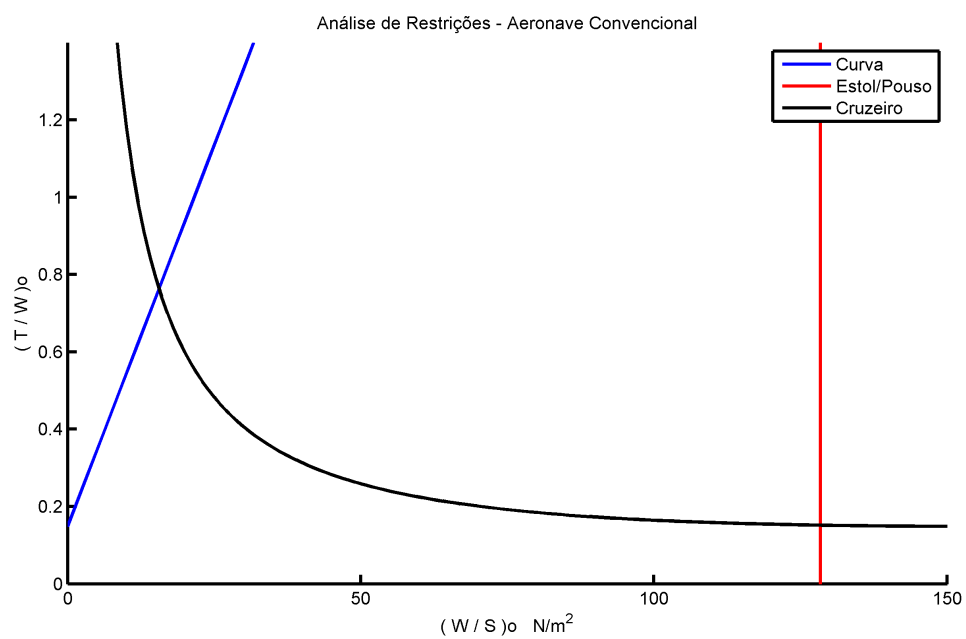


Figura 19 – Análise de restrições para configuração de avião convencional.

5.4 Projeto de Parametrização da Aeronave

Uma vez selecionada a configuração da aeronave, dá-se início ao processo de parametrização, que permite a criação das rotinas de cálculo utilizadas posteriormente na otimização geométrica. Para tanto, algumas características gerais devem ser determinadas:

5.4.1 *Parametrização Inicial*

- Com relação à configuração da asa (alta, média, baixa), deve-se considerar a missão da aeronave, e suas condições de operação. Como a condição primária da aeronave não é decolagem, e sim duração de voo, e este ocorre a alturas consideráveis, a configuração "asa baixa" não apresenta vantagens, mas sim desvantagens em consideração à estabilidade, outro fator crítico de operação da aeronave (a câmara deve manter-se constante ao máximo durante a missão). Considerando-se ainda aspectos de transporte e construtivos, a configuração "asa alta" apresenta vantagens com relação à configuração de asa na altura da fuselagem (mais simples de projetar mecanismos de montagem/desmontagem, facilitando o transporte).
- A configuração do trem de pouso selecionada é "convencional", uma vez que a decolagem e pouso não oferecem fatores limitantes que exigem controlabilidade delicada da aeronave em pista (as dimensões da pista são muito maiores que as necessárias para garantir a decolagem da aeronave).
- O posicionamento do motor é trator, garantindo escoamento sem turbulência em sua alimentação, permitindo maior desempenho do sistema propulsor.
- A fim de obter maior controlabilidade sobre condições de rajadas laterais, que poderiam alterar o curso da aeronave, a configuração do conjunto de estabilizadores horizontal e vertical escolhida é a "T invertido", ou possivelmente "U", caso o projeto detalhado mostre necessária maior superfície de controle para as rajadas típicas do local.

5.4.2 *Parametrização Detalhada*

Uma vez que a configuração genérica tenha sido levantada, os detalhes de cada corpo da aeronave são levantados.

5.4.2.1 *Fuselagem*

O dimensionamento da fuselagem é fixo, e relação de variabilidade é associada ao volume de combustível necessário para completar a missão. Seu formato é cilíndrico, com parâmetros geométricos definidos a partir dos componentes da missão necessários selecionados no projeto conceitual I.

O tanque de combustível é posicionado próximo ao centro de gravidade da aeronave, uma vez que sua massa constitui uma parte considerável da massa total. Ao longo do voo, uma alteração do CG pode ser prejudicial ao desempenho. Este posicionamento evita problemas com o "passeio do CG".

As características gerais da fuselagem são determinadas no projeto detalhado, uma vez que há a possibilidade de armazenamento de componentes dentro da asa. Esta possibilidade é dependente da geometria obtida ao final desta etapa do projeto, e a viabilidade da opção será avaliada mais adiante.

5.4.2.2 Asa

O maior objeto de dimensionamento do algoritmo de otimização é a asa, dividida em duas seções distintas, com parâmetros próprios. Os parâmetros principais de dimensionamento de cada seção são: Afilamento, Enflechamento, Envergadura total, porcentagem da envergadura dedicada à seção 1, Área total.

Com base nestes dados, as cordas da asa são calculadas (Corda na raiz, Corda no final da seção 1, corda na ponta) para posterior construção geométrica na rotina aerodinâmica.

5.4.2.3 Estabilizador Horizontal

O estabilizador horizontal possui apenas uma seção, sem enflechamento ou afilamento. A superfície é dimensionada apenas a partir de seu alongamento e envergadura.

5.4.2.4 Estabilizador Vertical

Os estabilizadores verticais da aeronave não são considerados na etapa preliminar, para preservação do processamento na otimização. O dimensionamento destas superfícies ocorre na etapa detalhada do projeto, com dimensionamento de rajadas típicas para a região.

5.4.2.5 Relações entre os Corpos da Aeronave

As influências aerodinâmicas entre as superfícies sustentadoras são dimensionadas na rotina de aerodinâmica, utilizando-se das distâncias entre elas: A distância horizontal entre os bordos de ataque, e a distância vertical entre os bordos de ataque.

5.4.2.6 Perfis Utilizados nas Superfícies

A escolha de perfis para a aeronave é realizada a partir de uma base fornecida por "UIUC Applied Aerodynamic Group". Foram analisados os perfis de elevada sustentação, e também aqueles já utilizados no Aerodesign anteriormente (são perfis cuja performance já é conhecida, e os dados foram devidamente validados).

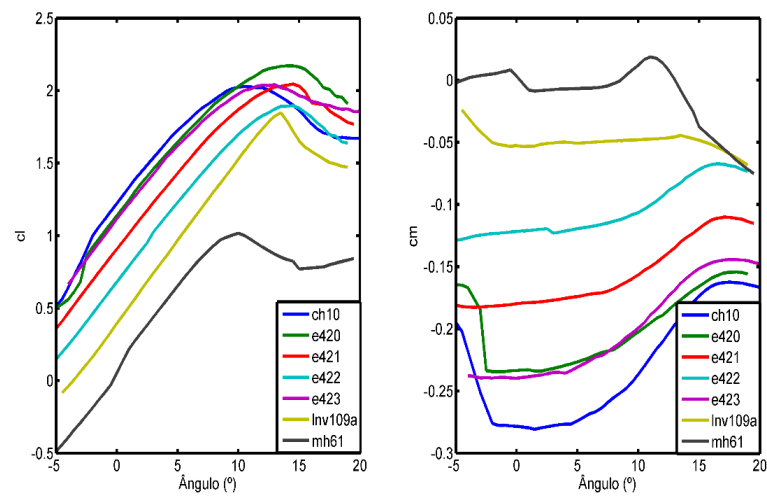


Figura 20 – Polares dos perfis utilizados na otimização.

A Figura 20 mostra o comportamento destes perfis através de suas polares, com uma curva para cada perfil. Estes são utilizados como parâmetro de entrada no algoritmo.

6 PROJETO PRELIMINAR

O Projeto Preliminar baseia-se na configuração determinada pelo projeto conceitual II. Com base nesta configuração, o algoritmo de otimização procura a configuração mais eficiente (menor consumo de combustível para a distância de voo pré-determinada) utilizando as rotinas de cálculos aerodinâmicos, de estabilidade, e desempenho.

6.1 Rotinas de Cálculo da Aeronave

Uma vez que a geometria da aeronave tenha sido determinada, é necessário o desenvolvimento das rotinas de cálculo que permitem a otimização do projeto. O primeiro passo é determinar quais são os parâmetros iniciais, que configuram as variáveis de otimização da aeronave. Em seguida, determina-se quais são os parâmetros adicionais necessários para a rotina aerodinâmica obter os coeficientes necessários para subseqüentes cálculos de estabilidade e desempenho.

6.1.1 *Determinação da Geometria*

Para que a rotina aerodinâmica calcule os coeficientes necessários de sustentação, arrasto e estabilidade, uma malha deve ser desenvolvida a partir da geometria das superfícies sustentadoras da aeronave.

Sendo parâmetros de entrada para a asa os valores de afilamento das seções, dos enflechamentos das seções, da envergadura, e a fração destinada à seção 2, devem ser obtidos os valores das cordas de cada seção, onde são atribuídos deslocamentos com relação à origem com base no enflechamento de cada seção, criando a malha da superfície sustentadora.

Assim, são inicialmente calculados três valores na rotina: Corda na Raíz, Corda na transição entre as seções, e Corda na ponta da asa. Os demais parâmetros geométricos necessários são iniciais. A tabela 8 exibe todos os parâmetros geométricos iniciais e a tabela 9 exibe os parâmetros calculados nesta rotina.

6.1.2 *Aerodinâmica*

A rotina aerodinâmica visa calcular os coeficientes de sustentação, arrasto, momentos de arfagem, rolagem e guinada do avião. O coeficiente de momento de arfagem é calculado em torno do CG do avião, que é definido após a determinação do ponto neutro. (A margem estática também é um parâmetro de entrada, apesar de não ser um parâmetro geométrico).

Para a implementação computacional dos cálculos foi utilizado o VLM, proposto por (PLOTKIN, 1991). Uma malha de análise dos componentes principais do avião (asa e empenagem) é gerada a partir dos parâmetros geométricos, como explicado anteriormente. Calculam-se os dados relativos à sustentação e ao momento de arfagem, enquanto o arrasto é calculado

Tabela 8 – Parâmetros iniciais, utilizados para descrever uma nova aeronave.

1. Parâmetros Asa
1.1. Envergadura
1.2. Área Alar
1.3. Fração da Envergadura Destinada à Seção 1
1.4. Taper da Seção 1
1.5. Taper da Seção 2
1.6. Incidência da Asa
1.7. Enflechamento da Seção 1
1.8. Enflechamento da Seção 2
1.9. Perfil da Asa
1.10. Margem Estática
2. Parâmetros Empenagem Horizontal
2.1. Corda do Estabilizador Horizontal
2.2. Envergadura do Estabilizador Horizontal
2.3. Distância Horizontal entre Bordos de Ataque
2.4. Distância Vertical entre Bordos de Ataque
2.5. Incidência da Empenagem Horizontal
2.6. Perfil da Empenagem Horizontal
2.7. Porcentagem da Corda para Profundor
3. Parâmetros Empenagem Vertical
3.1. Corda da Empenagem Vertical
3.2. Envergadura Empenagem Vertical
3.3. Perfil Empenagem Vertical
4. Parâmetro do Motor
4.1. Altura do Motor em Relação ao CG

separadamente. O arrasto induzido é determinado pelo plano de Trefftz (far-field method), enquanto o arrasto parasita é determinado pelo método de component build-up, proposto em (RAYMER, 2012).

O coeficiente de sustentação máximo é determinado através do método das seções críticas, que avalia a distribuição de sustentação ao longo da asa e determina o estol quando uma das seções sai do regime linear, representado no gráfico de sustentação vs ângulo de ataque do perfil. Também são calculadas as derivadas para os cálculos de estabilidade látero-direcional estática e de deflexão do profundor.

Um exemplo das malhas da aeronave (asa e empenagem, com respectivas distâncias implementadas), é exposta na Figura 21.

Tabela 9 – Parâmetros calculados pelas rotinas, utilizados para otimização geométrica da aeronave.

1. Parâmetros Geométricos	4. Parâmetros Aerodinâmicos
1.1. Diâmetro da Fuselagem	4.1. CL_alpha
1.2. Comprimento da Fuselagem	4.2. CL_zero
1.3. Razão de Aspecto da Asa	4.3. CL defletido
1.4. Corda Média Aerodinâmica	4.4. CL_max
1.5. Corda na Raíz	4.5. CL_solo
1.6. Corda Entre Seções	4.6. CL_solo defletido
1.7. Corda na Ponta da Asa	4.7. CL_alpha da asa
1.8. Posição do Ponto Neutro	4.8. CL_zero da asa
1.9. Posição do Centro de Massa	4.9. CD Induzido Solo
1.10. Posição Ponto Dianteiro	4.10. CD_zero
1.11. Posição Ponto Traseiro	4.11. Oswald
1.12. Posição Motor	4.12. Oswald da asa
2. Parâmetros de Desempenho	4.13. Cm_alpha no CG
2.1. Ângulo de Ataque na Subida	4.14. Cm_zero no CG
2.2. Deflexão em Subida	4.15. Cm defletido
2.3. CL em Subida	4.16. Cm no CG defletido
2.4. CD em Subida	4.17. Cm no CG defletido em Solo
2.5. Velocidade no Final da Pista	4.18. Cm no ponto Neutro
2.6. Velocidade de Estol	4.19. Cl_beta
2.7. Velocidade de Cruzeiro	4.20. Cn_beta
2.8. Altura	5. Parâmetros de Estrutura
3. Parâmetros de Estabilidade	5.1. Peso Vazio da Aeronave
3.1. Ângulo de Trimagem	5.2. Peso Total da Aeronave

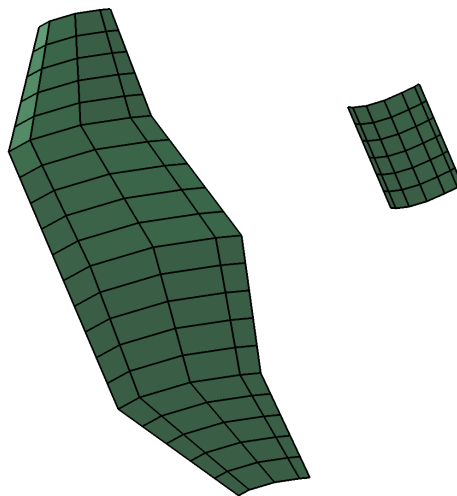


Figura 21 – Exemplo de malha de painéis do VLM para aeronave genérica.

6.1.3 Estabilidade

A rotina de estabilidade realiza verificações a partir dos coeficientes obtidos da rotina aerodinâmica, garantindo que eles se encontram nos intervalos necessários para garantir uma aeronave estaticamente estável, como exibido na tabela 10. Também garante-se que o ângulo de trimagem é menor que o ângulo de estol. Devido ao acréscimo de custo computacional, cálculos de estabilidade dinâmica são considerados apenas na etapa seguinte do projeto, assim como cálculos que envolvem os estabilizadores horizontais.

Caso a aeronave não seja considerada estável através da checagem dos intervalos dos coeficientes, ela é descartada.

Tabela 10 – Intervalos analisados na determinação da estabilidade da aeronave.

Parâmetro	Condição
Cm_alpha	< 0
Cm_zero_CG	> 0
Alpha Trim	< Alpha Estol
Cn_beta	> 0
Cl_beta	< 0

6.1.4 Desempenho

Através de um método iterativo, obtém-se a massa total máxima da aeronave em uma rotina de corrida em pista (peso vazio + massa de combustível). A partir desta informação, obtém-se a velocidade de cruzairo da aeronave, o empuxo necessário do motor, a sua respectiva rotação, e seu consumo de combustível.

Com base nas características aerodinâmicas da aeronave e das informações anteriores (massa de combustível e consumo específico), obtém-se a sua autonomia.

É importante observar que alguns parâmetros são conferidos durante a rotina. A velocidade de cruzeiro, por exemplo, deve ser encontrada dentro do intervalo previsto no projeto conceitual I (restrições da câmera de aquisição de imagens). O empuxo do motor também deve estar dentro das capacidades fornecidas e identificadas no projeto Conceitual II.

6.2 Otimização Geométrica

A geração e otimização das configurações geométricas da aeronave é realizada com base nas rotinas de cálculo apresentadas. Sua metodologia é exposta no fluxograma da Figura 22.

Uma rotina gera uma aeronave aleatória com base nos parâmetros de entrada. Em seguida, uma rotina geométrica calcula os parâmetros necessários para que a rotina aerodinâmica calcule a malha e os coeficientes aerodinâmicos e de estabilidade. Em seguida, estes coeficientes são analisados por uma rotina de estabilidade e, caso a aeronave seja considerada instável, ela é

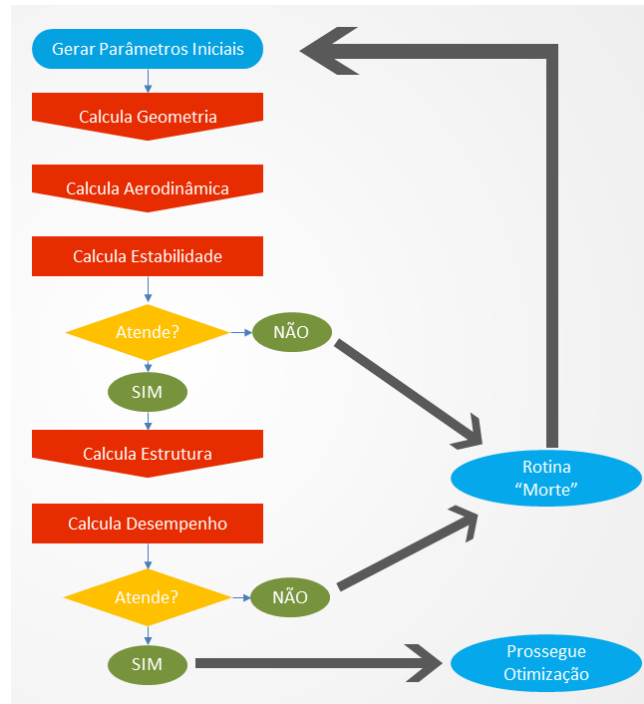


Figura 22 – Fluxograma do algoritmo de cálculo da aeronave.

descartada e uma nova aeronave é gerada, passando pelo mesmo processo. Assim que uma das aeronaves é considerada estável, ela passa para a rotina de desempenho, que calcula a quantidade de combustível necessária para que a aeronave cumpra a missão proposta, e uma rotina de corrida em pista checa a decolagem em 100 metros. Caso a aeronave não consiga decolar neste comprimento de pista, ela é descartada. Se a decolagem for garantida, as informações de peso de combustível são armazenadas.

Uma vez que a configuração geométrica sobreviva todas as condições impostas pelas rotinas de cálculo, esta é utilizada pelo programa de otimização, cujo objetivo é encontrar a aeronave capaz de cumprir a missão proposta com a menor quantidade de combustível.

6.2.1 Algoritmo de Otimização

O recozimento simulado (KIRKPATRICK; VECCHI, 1983) é uma meta-heurística probabilística de exploração local. Este tipo de heurística de otimização analisa, a cada iteração, apenas uma solução do problema. A pontuação desta solução é comparada com a pontuação da solução imediatamente anterior e, baseando-se na metodologia apresentada, uma nova solução é gerada para a nova iteração.

A solução candidata x^*_i , avaliada na iteração $i + 1$ é escolhida aleatoriamente em uma vizinhança da solução atual x_i . A solução atual x_i pode ser substituída em uma determinada iteração pela solução candidata x^*_i de acordo com as seguintes regras:

- $f(x^*_i) \leq f(x_i)$: Nesse caso, a solução atual é imediatamente substituída pela solução

analisada. (Menor quantidade de combustível na solução analisada, quando comparada à atual).

- $f(x_{*i}) > f(x_i)$: A solução atual pode ser substituída pela solução analisada com probabilidade determinada pela diferença entre os valores das pontuações e pela "temperatura do processo".

A "temperatura" é um parâmetro do recozimento simulado que sofre variação ao longo do tempo, de acordo com uma rotina de "resfriamento". Genericamente, quanto maior a temperatura, maior a probabilidade de o recozimento simulado substituir a solução atual por uma solução de menor performance (caminho contrário ao objetivo da otimização). Este tipo de movimento, no entanto, permite o algoritmo a escapar de máximos locais, caracterizando uma fase de "exploração". A medida que o progresso da otimização avança, a temperatura é reduzida, e esta aceitação torna-se mais rara. Esta característica permite que a otimização entre em uma etapa de "refinamento", culminando no encontro de uma solução ótima.

A proposta inicial, apresentada por (KIRKPATRICK; VECCHI, 1983), era aplicada em problemas combinatórios. (CORANA M. MACHESI; RIDELLA, 1987) adaptou o algoritmo para que problemas de natureza contínua fossem solucionados. Nesta adaptação, foi introduzido o conceito de distância euclidiana entre possíveis soluções, uma vez que estas se encontram em um espaço real multidimensional. (KIRKPATRICK; VECCHI, 1983) já havia observado a existência de duas fases: exploratória e refinamento. Durante a fase exploratória, segundo proposta realizada por (CORANA M. MACHESI; RIDELLA, 1987), o recozimento simulado permite que a adjacência explorada seja maior; e durante a fase de refinamento, permite que a adjacência explorada seja menor. A adjacência varia mantendo a quantidade de soluções aceitas pelo recozimento simulado em um nível razoável, pois soluções candidatas rejeitadas não favorecem a evolução.

(INGBER, 1989) apresentou o ASA ("Adaptative Simulated Annealing"), onde o desvio padrão da densidade de probabilidade das possíveis soluções reduz com a temperatura segundo a distribuição de Cauchy. Assim, o máximo valor possível não diminui com a temperatura, mas a possibilidade de selecionar soluções candidatas distantes da solução atual diminui com a temperatura. (MARTINS; TSUZUKI, 2010) propuseram um recozimento simulado que automaticamente determina para cada parâmetro o desvio padrão mais adequado para a sua distribuição de probabilidades na definição do próximo candidato. Assim, cada parâmetro pode possuir a sua própria distribuição de probabilidades, independentes da temperatura. O principal conceito envolvido é modificar um parâmetro por vez, e identificar se a modificação ao parâmetro específico contribui ou não para que a solução candidata seja aceita. Caso a solução candidata seja aceita, significa que o desvio padrão está relativamente pequeno para este parâmetro e que ele pode ser aumentado. Em caso contrário, onde a solução candidata foi rejeitada, o desvio padrão deste parâmetro específico deve ser reduzido. A distribuição de probabilidade de seleção de uma solução nova na vizinhança da atual não é uniforme, mas depende do fator de cristalização c_k do parâmetro a ser alterado.

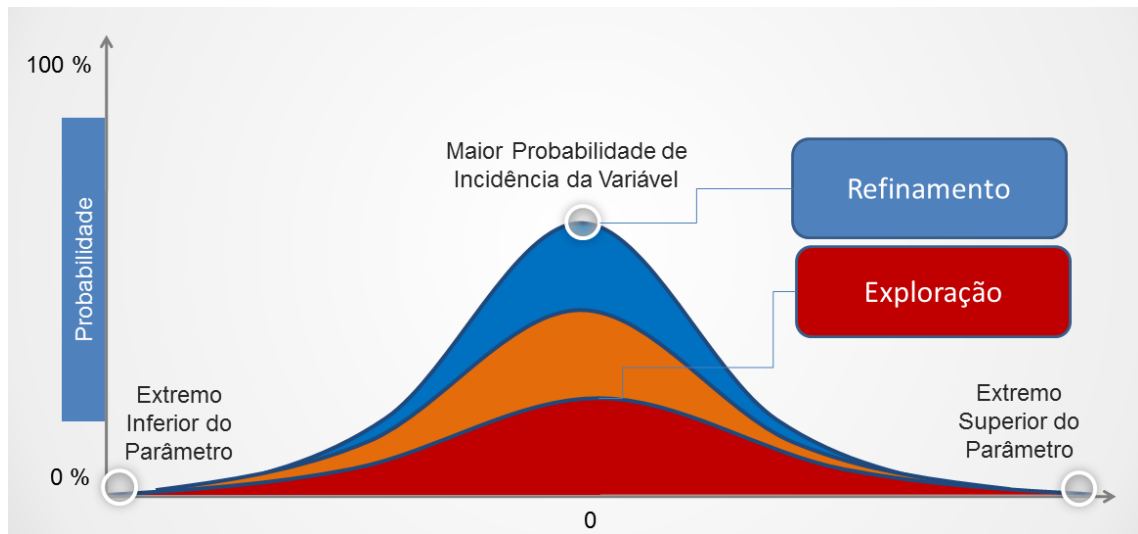


Figura 23 – Influência das rotinas de cristalização no movimento dos parâmetros e no caráter exploratório/refinado da otimização.

O fator de cristalização é uma variável associada a cada parâmetro que regula a amplitude dos seus movimentos. Seu objetivo é reduzir a amplitude de movimento de um parâmetro cuja movimentação historicamente leva a soluções rejeitadas (TAVARES; TSUZUKI, 2011). A velocidade com que a amplitude de cada variável é alterada de acordo com aceitações/recusas é regulada de forma empírica, através de testes. O ideal é que as variáveis sejam cristalizadas no período de refinamento do algoritmo, dando à solução geométrica, o caráter de "solução cristalizada". A mecânica de liberdade dos parâmetros com influência dos fatores de cristalização está exibida na Figura 23. Observa-se que, durante o caráter exploratório do algoritmo (baixas temperaturas, elevada aceitação), a densidade de probabilidade do parâmetro é praticamente horizontal, ou seja, o parâmetro tem liberdade de percorrer toda a extensão pré-delimitada nos "Intervalos de Chute" do algoritmo. Quando o algoritmo adota um caráter mais refinado (baixa temperatura, baixos índices de aceitação), a densidade de probabilidade do parâmetro é mais tendencioso a limitar o movimento do parâmetro, com maior densidade de probabilidade perto do "movimento nulo".

A maior vantagem deste algoritmo é não necessitar de derivadas da função objetivo. A estrutura principal deste programa está representada na Figura 24.

6.3 O caminho da Otimização

O algoritmo foi então implementado no software "Matlab". A primeira etapa desta implementação é observar como os parâmetros gerais do algoritmo se comportam, seguido por calibrações destes parâmetros. Uma vez que o algoritmo esteja se comportando como esperado, os intervalos dos parâmetros iniciais da aeronave são regulados, assim como sua função de mérito.

```

x ← <solução inicial aleatória>
T0 ← <temperatura inicial>
enquanto <Não terminado> faça
  enquanto <condição global não
    satisfeita> faça
    Ti ← Ti * α; i ← i + 1
    enquanto <condição local não
      satisfeita> faça
      k ← <seleciona o parâmetro a
        ser modificado>
      xk* ← xk +  $\frac{1}{c_i} \sum_1^{c_i} r(-1, 1) \cdot \Delta r$ ;
      ΔE = F(x*) - F(x)
      se ΔE < 0 então
        x ← x*
        ci ← ci - 1;
      senão
        se r(0, 1) < e-ΔE/kT então
          x ← x*
          ci ← ci - 1;
        senão
          ci ← ci + 1;

```

Figura 24 – Estrutura geral do algoritmo contendo função de cristalização de variáveis..

6.3.1 Fator de Cristalização

Um dos pontos mais críticos do algoritmo é o Fator de Cristalização, que controla o poder de movimentação dos parâmetros (exploratórios ou de refinamento). Através de alguns testes, a configuração de feedback escolhida foi:

- Feedback Positivo: $C_{var} = C_{var} * 0,8$;
- Feedback Negativo: $C_{var} = C_{var} + 1$;

Onde C_{var} é o fator de cristalização de determinada variável para determinada iteração. A Figura 25 demonstra a evolução deste valor ao longo da otimização (em função da temperatura), para algumas variáveis.

Como pode-se observar, ao longo da otimização, o valor da cristalização oscila de acordo com a aceitação/recusa do parâmetro em questão, e começa a aumentar cada vez mais uma vez que o valor ótimo do parâmetro se aproxima do valor ótimo (a solução passa para refinamento e começa a "cristalizar").

6.3.2 Convergência do Algoritmo

Através do mesmo comportamento da cristalização de variáveis, é possível observar os comportamentos descritos de exploração e refinamento na evolução da pontuação. Quando o

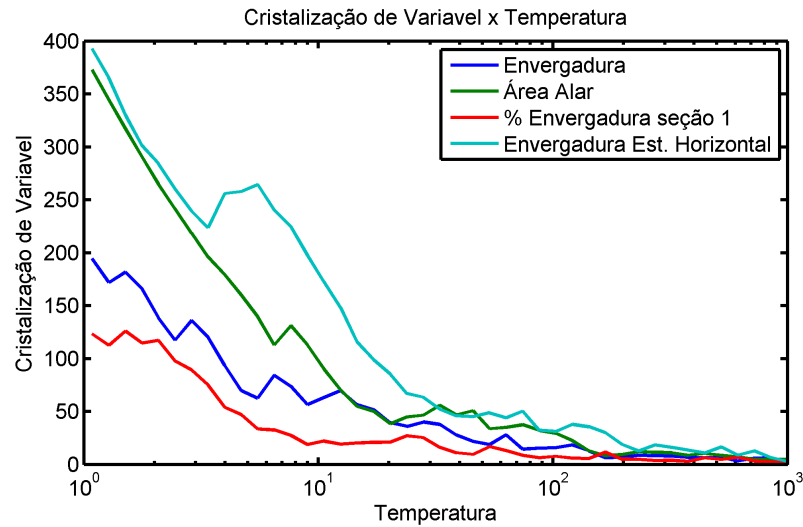


Figura 25 – Cristalização para alguns parâmetros da aeronave ao longo da otimização.

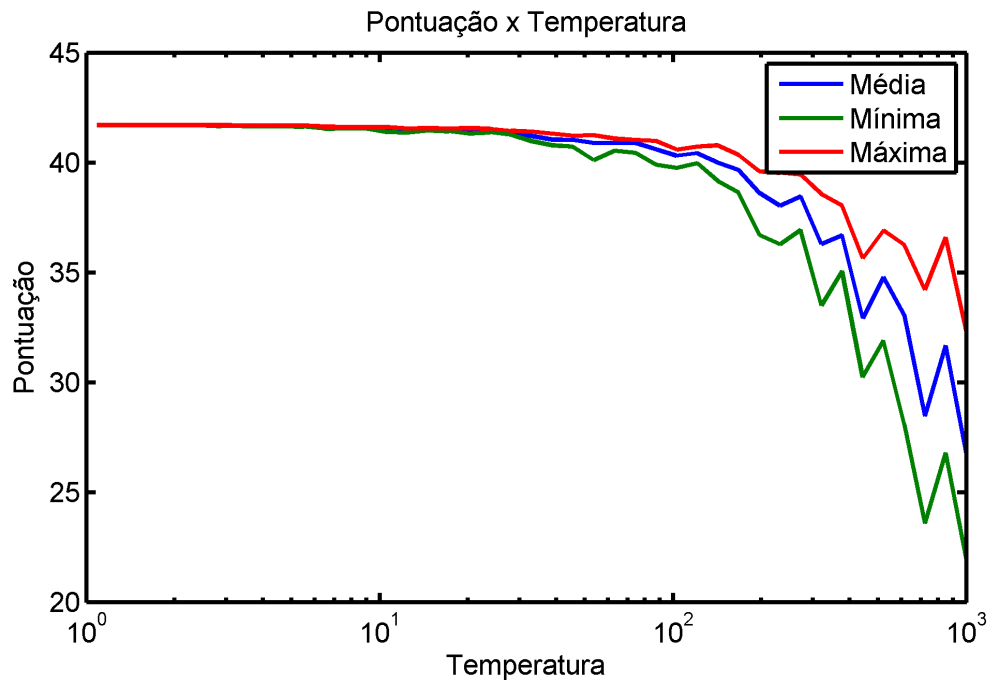


Figura 26 – Resultado da convergência do algoritmo, exibindo a evolução histórica da pontuação, assim como seus respectivos intervalos máximo e mínimo.

perfil do algoritmo é exploratório, o desvio padrão entre as pontuações das soluções é elevado, e começa a ser reduzido quando o comportamento passa para refinamento, até que ele converge para um fator cristalizado. Este comportamento pode ser observado na Figura 26.

6.3.3 Análise de Populações

Outra maneira de observar o comportamento do algoritmo é através da evolução das soluções ao longo do espaço amostral. Como pode-se observar na Figura 27, a população é

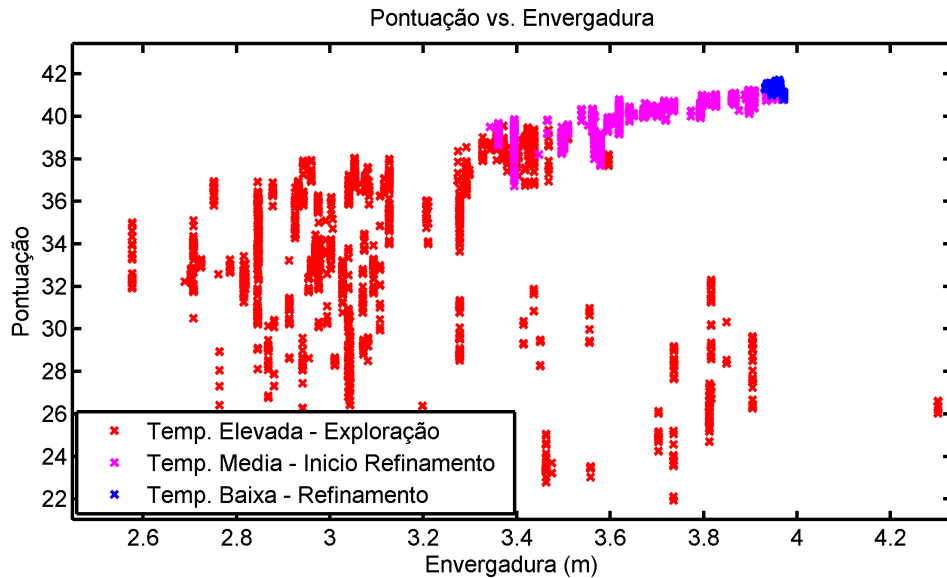


Figura 27 – Análise de populações para o Algoritmo (Envergadura).

"espalhada" ao longo do espaço amostral para temperaturas elevadas, e começa a migrar para o ponto de cristalização de acordo com a evolução do algoritmo (temperaturas mais baixas).

6.4 Função de Mérito

Uma vez que o comportamento geral do algoritmo tenha sido "regulado", observou-se a necessidade de uma determinação mais precisa da função de mérito do algoritmo. No início, a função de mérito era definida simplesmente pelo alcance da aeronave. Porém, isto resultou em aeronaves com performance muito superior a necessária para o projeto, acarretando em maiores volumes de combustível e maior porte para o projeto, como está demonstrado na Figura 28, uma aeronave com peso total de 40 kg.

Assim, o próximo passo para a determinação da função de mérito foi incluir características mais específicas, como a determinação de um valor "ótimo" para a performance da aeronave. Foi escolhido um valor vinte por cento maior que a distância máxima requerida pelo projeto, resultando em 364 km. Como pode-se observar na Figura 29, várias configurações tem capacidade de alcançar este valor, inexistindo uma otimização geométrica em si.

Dessa forma, tornou-se necessária a alteração da função de mérito para inclusão de características geométricas. Em adição ao valor ótimo de performance, as aeronaves eram beneficiadas caso obtivessem maiores valores de alongamento e menores valores de peso vazio. Estas alterações resultaram na aeronave da Figura 30.

A aeronave obtida possui características desejadas no projeto, tanto geométricas quanto de performance. Porém, pensando-se na armazenagem da aeronave, seria mais interessante se a cauda fosse localizada mais próxima da asa, e a envergadura, menor. Assim, mais fatores geométricos foram incluídos na função de mérito. As soluções com menor distância entre asa

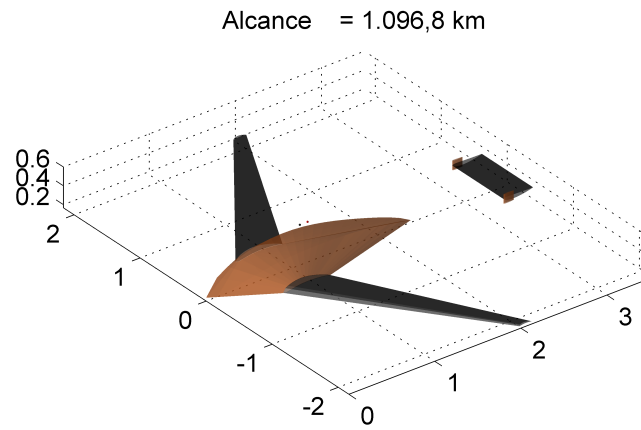


Figura 28 – Resultado da Otimização para primeiro teste de Função de Mérito.

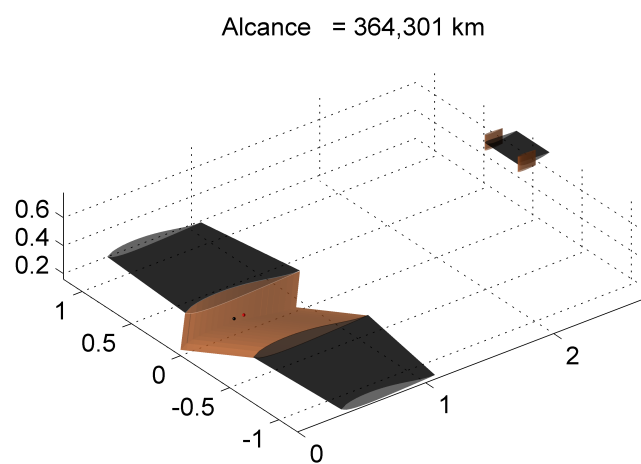


Figura 29 – Resultado da Otimização para primeiro teste em função de um alcance "ótimo".

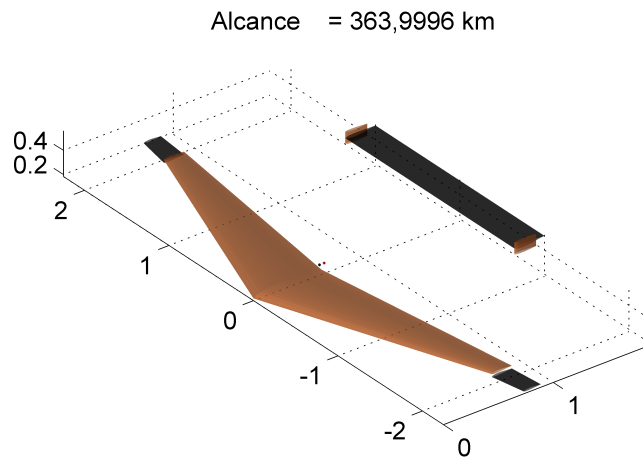


Figura 30 – Resultado da Otimização para teste incluindo a distância entre cauda e asa, além dos parâmetros considerados anteriormente.

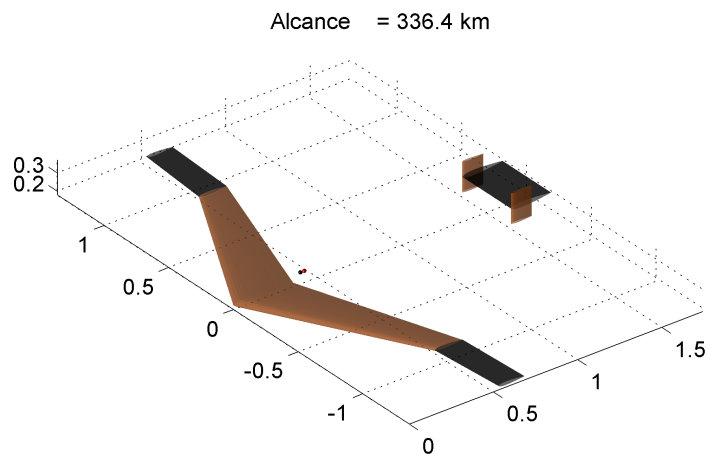


Figura 31 – Resultado da Otimização para teste incluindo a distância entre cauda e asa, além dos parâmetros considerados anteriormente.

e cauda, e menores valores para envergadura, eram beneficiadas. A solução obtida, também selecionada como a final desta etapa do projeto, está representada na Figura 31.

6.5 Dados da Solução Obtida

Os parâmetros da iniciais da solução selecionada estão expostos na Tabela 11, e os parâmetros detalhados de cada área estão localizados na Tabela 12.

Tabela 11 – Dados geométricos iniciais da solução escolhida no projeto Preliminar.

1. Parâmetros Asa		
1.1. Envergadura	2,72	[m]
1.2. Área Alar	0,62	[m ²]
1.3. Fração da Envergadura Destinada à Seção 1	0,67	[-]
1.4. Taper da Seção 1	0,47	[-]
1.5. Taper da Seção 2	0,93	[-]
1.6. Incidência da Asa	0,15	[graus]
1.7. Enflechamento da Seção 1	28,5	[graus]
1.8. Enflechamento da Seção 2	4,3	[graus]
1.9. Perfil da Asa	NACA0012	[-]
1.10. Margem Estática	9,45	[-]
2. Parâmetros Empenagem Horizontal		
2.1. Corda do Estabilizador Horizontal	0,24	[m]
2.2. Envergadura do Estabilizador Horizontal	0,38	[m]
2.3. Distância Horizontal entre Bordos de Ataque	1,5	[m]
2.4. Distância Vertical entre Bordos de Ataque	0,09	[m]
2.5. Incidência da Empenagem Horizontal	-0,83	[graus]
2.6. Perfil da Empenagem Horizontal	NACA0012	[-]
2.7. Porcentagem da Corda para Profundor	0,57	[-]
3. Parâmetros Empenagem Vertical		
3.1. Corda da Empenagem Vertical	0,13	[m]
3.2. Envergadura Empenagem Vertical	0,2	[m]
3.3. Perfil Empenagem Vertical	NACA0012	[-]
4. Parâmetro do Motor		
4.1. Altura do Motor em Relação ao CG	0	[m]

Tabela 12 – Parâmetros calculados da solução escolhida, divididos por áreas de interesse.

1. Parâmetros Geométricos			4. Parâmetros Aerodinâmicos		
1.3. Razão de Aspecto da Asa	12	[-]	4.1. CL_alpha	5,25	[-]
1.4. Corda Média Aerodinâmica	0,246	[m]	4.2. CL_zero	0,008	[-]
1.5. Corda na Raíz	0,355	[m]	4.3. CL defletido	0,008	[-]
1.6. Corda Entre Seções	0,166	[m]	4.4. CL_max	1,02	[-]
1.7. Corda na Ponta da Asa	0,154	[m]	4.5. CL_solo	0,01	[-]
1.8. Posição do Ponto Neutro	0,42	[%]	4.6. CL_solo defletido	0,01	[-]
1.9. Posição do Centro de Massa	0,397	[%]	4.7. CL_alpha da asa	4,99	[-]
1.12. Posição Motor	0	[m]	4.8. CL_zero da asa	0,0134	[-]
2. Parâmetros de Desempenho			4.9. CD Induzido Solo	0,0001	[-]
2.1. Ângulo de Ataque na Subida	3,1	[graus]	4.10. CD_zero	0,0114	[-]
2.2. Deflexão em Subida	0	[graus]	4.11. Oswald	0,897	[-]
2.3. CL em Subida	0,29	[-]	4.12. Oswald da asa	0,903	[-]
2.4. CD em Subida	0,0135	[-]	4.13. Cm_alpha no CG	-0,496	[-]
2.5. Velocidade no Final da Pista	129,5	[km/h]	4.14. Cm_zero no CG	0,0266	[-]
2.6. Velocidade de Estol	69,3	[km/h]	4.15. Cm defletido	-0,0186	[-]
2.7. Velocidade de Cruzeiro	129,3	[km/h]	4.16. Cm no CG defletido	0,0273	[-]
3. Parâmetros de Estabilidade			4.17. Cm no CG def. Solo	0,0305	[-]
3.1. Ângulo de Trimagem	0,05	[graus]	4.18. Cm ponto Neutro	0,0274	[-]
5. Parâmetros de Estrutura			4.19. Cl_beta	-0,001	[-]
5.1. Peso Vazio da Aeronave	5,283	[kg]	4.20. Cn_beta	0,122	[-]
5.2. Peso Total da Aeronave	13,2	[kg]			

7 PROJETO DETALHADO

Esta etapa do projeto é dedicada à realização de otimizações pontuais na aeronave, assim como sugestões de projeto (características que demandam um projeto extensivo, e testes aerodinâmicos e/ou estruturais). Dentre as otimizações pontuais, tem-se uma análise de robustez, que determina as configurações finais das superfícies sustentadoras, e o projeto do estabilizador vertical, considerando-se as condições climáticas da região pesquisada.

Dentre as sugestões de projeto, tem-se considerações sobre a carga da aeronave (se os equipamentos são localizados dentro da asa ou não, se é necessário o projeto de uma fuselagem), e considerações sobre ponta-de-asa (implementação de EndPlates ou Winglets).

7.1 Análise de Robustez

Depois do processo de otimização do projeto preliminar, é necessária a análise de robustez do resultado, uma vez que uma solução pouco robusta pode invalidar o projeto como um todo (caso a aeronave não seja capaz de completar a missão devido a pequenos erros construtivos).

Assim, os principais parâmetros geométricos da solução foram alterados em um intervalo de 10% com base em seu valor original (saída do algoritmo de otimização). Para realizar esta análise, foi utilizada a rotina de cálculo de aeronaves descrita anteriormente dentro de um laço, onde um dos parâmetros da solução era alterado progressivamente. Sua influência sobre a autonomia foi salva, e a tabela 13 foi originada.

Tabela 13 – Resultados da Análise de Robustez

Parâmetro Avaliado	Auton. p/ -10%	Auton. p/ +10%
Envergadura	-11,9%	11,9%
Alongamento	-9,3%	9,3%
Distância Horizontal BA	-11,0%	11,0%
Distância Vertical BA	0,0%	0,0%
Enflechamento Sessão 1	3,3%	-3,3%
Enflechamento Sessão 2	0,1%	-0,1%
% da Envergadura para Sessão 1	2,3%	-2,3%

A análise mostra que a solução é robusta, e a habilidade da aeronave para completar o percurso proposto não é comprometida com erros pequenos em sua construção (nem erros medianos, uma vez que um erro de 10% na envergadura totalizaria quase 30cm).

A análise também abriu portas para uma otimização pontual das superfícies sustentadoras através de um balanço entre diferentes parâmetros. Para tanto, a geometria da asa foi modificada para um alongamento maior, e menor envergadura, visando facilidade de armazenagem da aeronave. Para contrabalançar a perda de autonomia com esta alteração, a distância

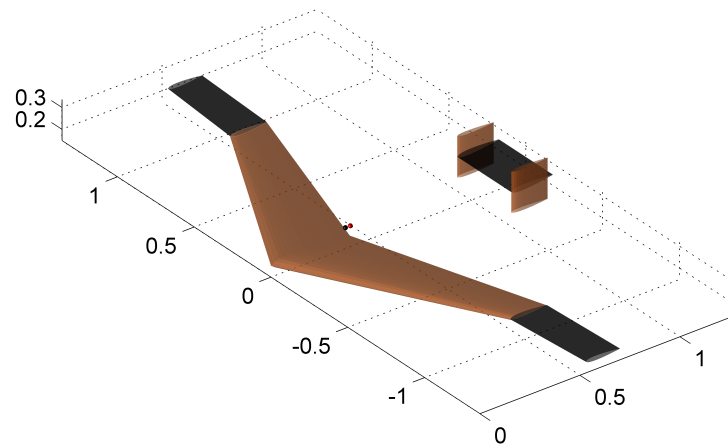


Figura 32 – Resultado da primeira etapa da análise de otimizações pontuais: Configuração da asa com menor valor de alongamento.

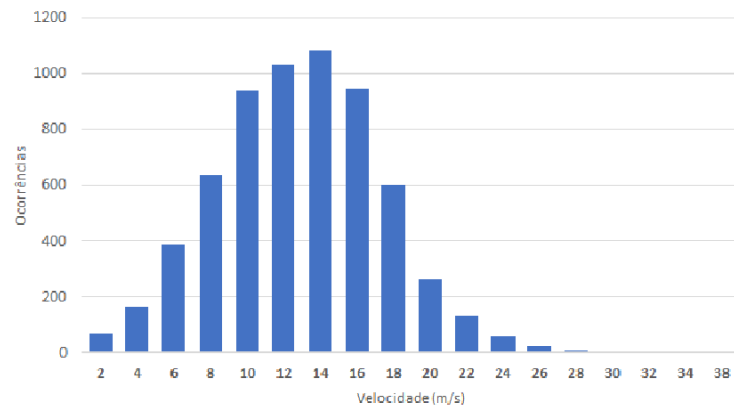


Figura 33 – Histograma da velocidade do vento em Fernando de Noronha, considerando o numero de ocorrências para cada faixa de velocidades.

horizontal entre bordos de ataque, assim como a envergadura do estabilizador horizontal foram aumentados.

A configuração final adotada para a solução está exposta na Figura 32.

Os dados geométricos, e respectivas características de coeficientes calculados estão apontados nas tabelas 14 e 15.

7.2 Dimensionamento do Estabilizador Vertical e Leme

O dimensionamento do estabilizador vertical e leme consiste em garantir a estabilidade da aeronave em vento através para as condições climáticas da região de voo.

Os dados de vento da região de Fernando de Noronha foram obtidos através da REDE-MET (Rede de Meteorologia do Comando da Aeronáutica), de 2000 a 2017, entre 9h e 17h. Estes dados permitiram a construção do histograma exposto na Figura 33.

Tabela 14 – Dados geométricos da configuração alcançada através das otimizações pontuais.

1. Parâmetros Asa		
1.1. Envergadura	2,72	[m]
1.2. Área Alar	0,69	[m ²]
1.3. Fração da Envergadura Destinada à Seção 1	0,67	[-]
1.4. Taper da Seção 1	0,47	[-]
1.5. Taper da Seção 2	0,93	[-]
1.6. Incidência da Asa	0,15	[graus]
1.7. Enflechamento da Seção 1	28,5	[graus]
1.8. Enflechamento da Seção 2	4,3	[graus]
1.9. Perfil da Asa	NACA0012	[-]
1.10. Margem Estática	7,67	[-]
2. Parâmetros Empenagem Horizontal		
2.1. Corda do Estabilizador Horizontal	0,17	[m]
2.2. Envergadura do Estabilizador Horizontal	0,39	[m]
2.3. Distância Horizontal entre Bordos de Ataque	1,1	[m]
2.4. Distância Vertical entre Bordos de Ataque	0,06	[m]
2.5. Incidência da Empenagem Horizontal	-1,3	[graus]
2.6. Perfil da Empenagem Horizontal	NACA0012	[-]
2.7. Porcentagem da Corda para Profundor	0,77	[-]
3. Parâmetros Empenagem Vertical		
3.1. Corda da Empenagem Vertical	-	[m]
3.2. Envergadura Empenagem Vertical	-	[m]
3.3. Perfil Empenagem Vertical	-	[-]
4. Parâmetro do Motor		
4.1. Altura do Motor em Relação ao CG	0	[m]

Analisando-se estas ocorrências de velocidade do vento, observa-se que amplitude total da velocidade é elevada, porém a quantidade de ocorrências para velocidades maiores que 20 m/s é reduzida.

Assim, foi calculada a probabilidade de ocorrência de cada velocidade acumulada do vento. Ou seja, a probabilidade de ocorrência de velocidades menores ou iguais a cada faixa (a faixa de 10 m/s, por exemplo, engloba todas as velocidades de 0 a 10 m/s). Esta análise está exposta na Figura 34.

Com base nesta análise, pode-se observar que noventa por cento das ocorrências de velocidade do vento encontram-se com magnitude menor que 9 m/s. O dimensionamento dos lemes ocorreu considerando-se atuação capaz de controlar a aeronave em ventos de través de até 11 m/s.

Decidiu-se, desta forma, a configuração de cauda "U", com dois estabilizadores verticais, um em cada ponta do estabilizador horizontal, a fim de aumentar a autoridade da superfície para a mesma altura da aeronave, além de os estabilizadores também funcionarem como "End Plates", aumentando a eficiência do conjunto.

Os dados geométricos do estabilizador vertical estão expostos na Tabela 16.

Tabela 15 – Coeficientes obtidos através da configuração geométrica final da aeronave.

1. Parâmetros Geométricos			4. Parâmetros Aerodinâmicos		
1.3. Razão de Aspecto da Asa	10,8	[-]	4.1. CL_alpha	5,12	[-]
1.4. Corda Média Aerodinâmica	0,27	[m]	4.2. CL_zero	0,006	[-]
1.5. Corda na Raíz	0,4	[m]	4.3. CL defletido	0,006	[-]
1.6. Corda Entre Seções	0,18	[m]	4.4. CL_max	1	[-]
1.7. Corda na Ponta da Asa	0,17	[m]	4.5. CL_solo	0,008	[-]
1.8. Posição do Ponto Neutro	0,4	[%]	4.6. CL_solo defletido	0,008	[-]
1.9. Posição do Centro de Massa	0,38	[%]	4.7. CL_alpha da asa	4,92	[-]
1.12. Posição Motor	0	[m]	4.8. CL_zero da asa	0,0132	[-]
2. Parâmetros de Desempenho			4.9. CD Induzido Solo	0,0001	[-]
2.1. Ângulo de Ataque na Subida	2,8	[graus]	4.10. CD_zero	0,01	[-]
2.2. Deflexão em Subida	0	[graus]	4.11. Oswald	0,897	[-]
2.3. CL em Subida	0,26	[-]	4.12. Oswald da asa	0,903	[-]
2.4. CD em Subida	0,0123	[-]	4.13. Cm_alpha no CG	-0,39	[-]
2.5. Velocidade no Final da Pista	129,6	[km/h]	4.14. Cm_zero no CG	0,02	[-]
2.6. Velocidade de Estol	66	[km/h]	4.15. Cm defletido	-0,001	[-]
2.7. Velocidade de Cruzeiro	129.3	[km/h]	4.16. Cm no CG defletido	0,0273	[-]
3. Parâmetros de Estabilidade			4.17. Cm no CG def. Solo	0,022	[-]
3.1. Ângulo de Trimagem	0,05	[graus]	4.18. Cm ponto Neutro	0,02	[-]
5. Parâmetros de Estrutura			4.19. Cl_beta	-0,001	[-]
5.1. Peso Vazio da Aeronave	5,24	[kg]	4.20. Cn_beta	0,054	[-]
5.2. Peso Total da Aeronave	13,1	[kg]			

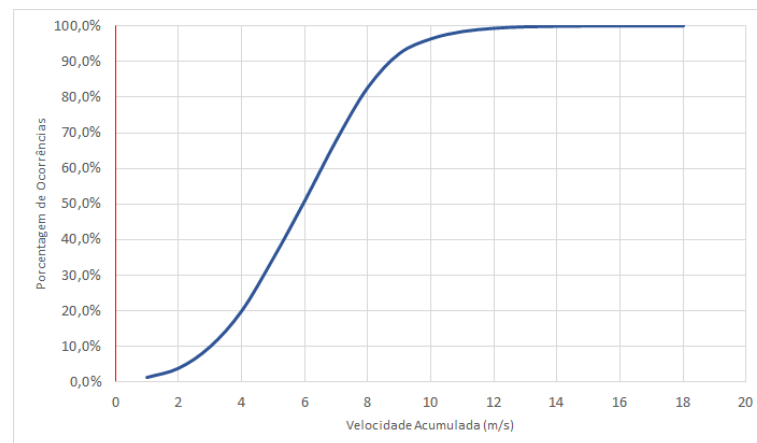


Figura 34 – Probabilidade de ocorrência das velocidades de vento para os dados obtidos.

Tabela 16 – Dados geométricos do estabilizador vertical.

Dimensionamento Leme	
Envergadura (m)	0,4
Corda (m)	0,2
Taper	0,5
Enflechamento (Graus)	14

7.3 Especulações sobre Winglets vs. EndPlates

A segunda forma de realizar otimizações pontuais no projeto é a partir de alterações que visem o aumento da autonomia da aeronave. Assim, esta seção dedica-se a levantar prós e contras de superfícies como EndPlates e WingLets, além de desafiar a sua eficiência na geometria proposta.

É importante ressaltar que o objetivo desta seção não é realizar o projeto destas superfícies, uma vez que estes levariam um tempo considerável, além da necessidade da utilização de testes em tuneis de vento.

A partir do trabalho de (JACOB, 2003), que analisa o projeto e viabilidade da utilização de Winglets especificamente em veículos aëros não tripulados. De acordo com sua pesquisa, a implementação destes equipamentos pode aumentar a relação entre sustentação e arrasto em até 4 por cento, mesmo em aeronaves com Reynolds baixo.

Seu projeto focou no projeto de winglets para aeronaves já existentes utilizando VLM, e seguido de testes em tunel de vento, para posterior validação. Um dos exemplos analisados foi a aeronave "ScanEagle", exposta na Figura 35. Este exemplo em particular é interessante para este projeto, uma vez que o alongamento desta aeronave é considerado grande, assim como o da geometria proposta.

Aeronaves com maior alongamento possuem naturalmente menor coeficiente de arrasto induzido, e em uma primeira análise, concluiria-se que os winglets não trariam muitos benefícios para uma aeronave com arrasto já reduzido, ou ainda que eles trariam acréscimo de arrasto parasita. Porém, a pesquisa mostra que os Winglets trazem como influência um acréscimo virtual de empuxo, melhorando a autonomia da aeronave da mesma forma.

O a alteração no desempenho ocasionada por Endplates também foi pesquisada, por (PARK,). Através de sua pesquisa, e através do projeto de endplates realizado pelo Aerodesign em 2013, pode-se concluir que a sua presença em aeronaves de alongamento elevado não é tão benéfica quanto a de um Winglet. Estas superfícies atuam na redução do arrasto parasita através do bloqueio dos vórtices de ponta de asa. Porém estes já são reduzidos em aeronaves de elevado alongamento.

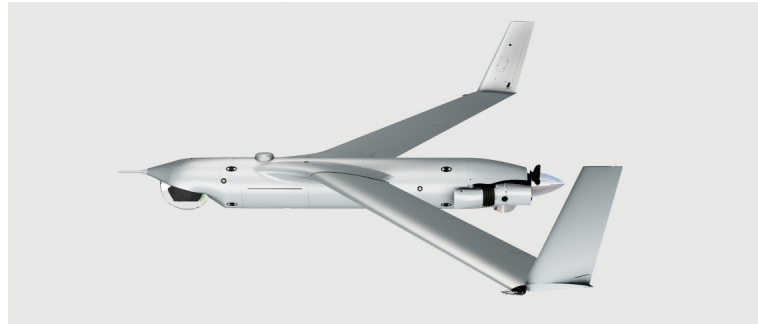


Figura 35 – Aeronave ScanEagle, analisada para influência de WingLets em VANTs.

7.4 Considerações sobre Fuselagem

Assim como o projeto de Winglets, o projeto da fuselagem necessita de um análises mais complexas, envolvendo CFD e tunel de vento para estimar corretamente sua influência sobre o arrasto total da aeronave.

Porém, com base no perfil obtido ao final da otimização geométrica e nos dados de volume dos componentes do início do projeto, pode-se determinar a organização destes componentes e do combustível.

Ao passo que estes componentes podem ser posicionados no interior da asa da aeronave, o combustível necessita de maior volume (9kg de combustível). Assim, o projeto de uma fuselagem é necessário para sua armazenagem. A fim de evitar problemas decorrentes do passeio de C.G., a fuselagem deve ser centralizada no centro de gravidade.

8 CONSIDERAÇÕES FINAIS E ANDAMENTO DO PROJETO

O projeto apresentado propiciou diversas tarefas multidisciplinares capazes de testar os conhecimentos aprendidos ao longo de todo o curso de Engenharia. Além das disciplinas cursadas, utilizou-se a experiência adquirida no Intercâmbio através de Cursos de Engenharia Aeroespacial estudados. O trabalho também utilizou conhecimentos acumulados através de participações no grupo do AeroDesign, que mostraram-se essenciais em diversos momentos.

É muito importante ressaltar o quão relevantes estes tipos de projetos são para os alunos de graduação ao mostrar que, ao longo dos anos, adquirem conhecimentos capazes de desenvolver e calcular projetos completos, com potencial de melhorar a vida de diversas pessoas, ou até o meio ambiente.

REFERÊNCIAS

- AEROVIRONMENT. Especificação técnica fornecida pelo fabricante. 2016.
- CAI Z., WANG Y. *A multiobjective optimization-based evolutionary algorithm for constrained optimization*. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2006.
- CEYLAN, A. *Unmanned aerial vehicles sensing mission specification using sensor*. Universidade de Halmstad, 2012.
- CORANA M. MACHESI, C. MARTINI A.; RIDELLA, S. *Minimizing multimodal functions of continuous variables with the simulated annealing*. ACM Math Software", vol.13, pp. 262-280. 1987. "
- DONOVAN, W. R. *The design of an uninhabited air vehicle for remote sensing in the cryosphere*, Universidade do Kansas, 2007.
- FACTORY, UAV. 2016.
- FERGUSON, ALLAN T. KIRKPATRICK COLIN R. *Internal combustion engines*. [s.l.: s.n.], 2000.
- GLOBO, JORNAL O. *Ibama faz operação contra captura de botos-cinza na baía de sepetiba*, 2016.
- GONZALES L. F., WHITNEY E. J. SRINIVAS K. PERIAUX J. *Multidisciplinary aircraft design and optimization using a robust evolutionary technique with variable fidelity models*. 2006.
- IBAMA. *Tripulação tenta esconder nome e recebe multa do ibama*, 2009.
- INGBER, L. *Very fast simulated re-annealing*. Math Comput Model", Vol.12, pp. 967-973. 1989.
- INTERNATIONAL, FLIGHT. Banco de dados de vants fornecido por flight international. 2005
- JACOB, WEIERMAN R. *Winglet design and optimization for uavs*, 2003.
- JEMITOLA, P. O. *Conceptual design and optimization methodology for box wing aircraft*, Universidade de Cranfield, UK. 2012.
- JR., JOHN D ANDERSON. *Introduction to flight*, Mcgraw-hill book company. 1989.
- KELLER, JOHN. Military aerospace. 2016.
- KIRKPATRICK, C. D. GELLAT S.; VECCHI, M. P. *Optimization by simulated annealing*. "Science", vol.220, pp. 671-680. 1983.
- KOTAS J. E., FIEDLER F. SALES G. MASTROCHIRICO V. *A pesca de emalhe-de-superfície de santa catarina direcionada à captura dos tubarõesmartelo*. Unesp, SP. 2008
- MARTINS, T. C.; TSUZUKI, M. S. G. *Simulated annealing applied to the irregular rotation placement of shapes over containers with fixed dimensions*. "Expert sys appl", vol.37, pp. 1955-1972. 2010.

MICRODRONES. <https://www.microdrones.com/en/products/equipment/detail/hqphoto-And-video-camera/>. 2016.

MUNSON, KENNETH. *Jane's unmanned aerial vehicles and targets*. 2000.

NORTH A., SIEGWART R. ENGEL W. *Design of solar powered airplanes for continuous flight*. Instituto de Tecnologia de Zurich. 2007.

OLIVEIRA, M. *Parque nacional marinho de fernando de noronha*. 2016.

OLIVEIRA R. F., FASEL H. F. *Airfoil aerodynamic scaling through genectic optimization algorithms*. Congresso Cobem. 2009.

PANASONIC. 2016. Assistência técnica.
([Http://av.jpn.support.panasonic.com/support/global/cs/dsc/knowhow/knowhow12.html](http://av.jpn.support.panasonic.com/support/global/cs/dsc/knowhow/knowhow12.html)).

PARK, CHOL HO WONG KYOUNGWOO. *Effect of endplate shape on performance and stability of wings-in ground (wig) craft*. "International journal of mechanical, aerospace, industrial, mechatronic and manufacturing engineering" vol:2, no:11.

PLOTKIN, JOSEPH KATZ ALLEN. *Low-speed aerodynamics*. [s.l.: s.n.]. Mcgraw-hill Book company., 1991

RADA, D. D. *Interações sociais, uso do habitat e estrutura populacional do tubarão-limão no arquipélago de fernando de Noronha*. Universidade Federal da Paraíba. 2010.

RAYMER, D. P. *Aircraft design: a conceptual approach*, Aiaa education Series. 2012.

S. GANGULI, R. RAJAGOPAL. *Conceptual design of uav using kriging based multiobjective genetic algorithm*, 2008.

SMITH D. D., AJAJ R. M. ISIKVEREN A. T. FRISWELL M. I. *Multi-objective optimization for the multiphase design of active polymorphing wings*, 2012.

TAVARES, T. C. MARTINS R. S.; TSUZUKI, M. S. G. *Simulated annealing with adaptative neighborhood: a case study in off-line robot path planning*. "expert Sys appl", vol.38, pp. 2951-2965. 2011.

VITALI, M. *Conservação da biodiversidade e uso dos recursos naturais em fernando de noronha: Sustentabilidade em ambientes sensíveis*. Brasília. 2009.