

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
CÂMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA

RICARDO GARCIA PINA

Desenvolvimento de um veículo aéreo não-tripulado de segurança e monitoramento

São João da Boa Vista

2022

Ricardo Garcia Pina

Desenvolvimento de um veículo aéreo não-tripulado de segurança e monitoramento

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica do Campus de São João da Boa Vista, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Aeronáutica .

Orientador: Prof^a Dr.^a Leandra Isabel de Abreu

São João da Boa Vista

2022

P645d	Pina, Ricardo Garcia Desenvolvimento de um veículo aéreo não-tripulado de segurança e monitoramento / Ricardo Garcia Pina. -- São João da Boa Vista, 2022 79 p. : il., tabs., fotos Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista (Unesp), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista Orientadora: Leandra Isabel Abreu 1. Engenharia aeroespacial. 2. Aeronáutica militar. 3. Drone. 4. Projetos. I. Título.
-------	--

Sistema de geração automática de fichas catalográficas da Unesp. Biblioteca da Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista. Dados fornecidos pelo autor(a).

Essa ficha não pode ser modificada.

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
FACULDADE DE ENGENHARIA
CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

**DESENVOLVIMENTO DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO-TRIPULADO DE
SEGURANÇA E MONITORAMENTO**

Aluno: Ricardo Garcia Pina

Orientadora: Prof.^a Dr.^a Leandra Isabel de Abreu

Banca Examinadora:

- Leandra Isabel de Abreu (Orientadora)
- Daniel Sampaio Souza (Examinador)
- Luiz Augusto Camargo Aranha Schiavo (Examinador)

A ata da defesa com as respectivas assinaturas dos membros encontra-se no prontuário do aluno (Expediente nº 098/2021)

AGRADECIMENTOS

Primeiramente a Deus, por nunca desamparar e se esquecer de seu filho.

A minha família por me acompanhar nesta jornada e ser meu porto seguro.

Aos meus amigos e todos aqueles que me apoiam.

Aos professores, por compartilhar do seu conhecimento.

*“Em tudo dai graças, porque esta é a vontade de Deus em Cristo Jesus para convosco.”
(Tessalonicences 5:18)*

RESUMO

Neste trabalho propõe-se uma metodologia para o projeto conceitual de VANTs subsônicos classe 2, baseando-se em metodologias já existentes e consolidadas para aeronaves tripuladas e subsônicas, realizando adaptações e considerações necessárias para a melhor acomodação do método criado e descartando etapas desnecessárias que não se aplicam à este nicho. A fim de testar e validar a metodologia proposta, desenvolveu-se o projeto conceitual de um VANT para aplicação militar de segurança e monitoramento, buscando maximizar índices de desempenho importantes para a categoria, como autonomia e economia de combustível, além de minimizar a complexidade construtiva e de manutenção.

PALAVRAS-CHAVE: metodologia de projeto; projeto conceitual; VANT.

ABSTRACT

In this work, is proposed a methodology for conceptual subsonic class 2 VANT's project, basing on existing methodologies about manned and subsonic aircrafts, performing necessary considerations and adaptations for a better accommodation for the new created method and discarding unnecessary steps that are not applicable on this field. Finally, a conceptual testing project was developed for military application such as monitoring and security in order to validate the proposed method, seeking to maximize important performance indices for the category, such as endurance and fuel economy, in addition to minimize construct complexity and maintenance.

KEYWORDS: project methodology; conceptual project; VANT.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1	OQ-1	15
Figura 2	Bomba V1.	16
Figura 3	Bomba V2.	16
Figura 4	Fritz X.	16
Figura 5	Ryan Firebee.	17
Figura 6	MQ-9 Reaper.	18
Figura 7	Acauã.	18
Figura 8	Hermes 900.	19
Figura 9	Definição de drone.	21
Figura 10	Sistema básico de VANT.	22
Figura 11	Drone sendo lançado manualmente.	22
Figura 12	Drone sendo lançado por sistema de catapulta.	23
Figura 13	Drone multirotor.	23
Figura 14	Xmobots Nauru 500C VTOL.	24
Figura 15	CASC CH-10.	24
Figura 16	Classificação quanto ao tipo de operação.	25
Figura 17	Tipos de operação e área de cobertura.	26
Figura 18	Regulamentação ANAC para drones.	27
Figura 19	Projeção do mercado mundial de drones.	28
Figura 20	Projeção do mercado mundial de drones.	28
Figura 21	Projeção do mercado mundial de drones.	29
Figura 22	Etapas de um projeto aeronáutico.	30
Figura 23	A Roda do Projeto de Raymer.	31
Figura 24	Os objetivos do projeto conceitual	31
Figura 25	Objetivos do Projeto Preliminar	32
Figura 26	Objetivos do projeto detalhado.	33
Figura 27	Quantidade de asas.	38
Figura 28	Posição das asas.	39
Figura 29	Formas em planta de asas	40
Figura 30	Diedro	41
Figura 31	Configuração de enflechamento.	41
Figura 32	Configuração de grupo motopropulsor	42
Figura 33	Configurações de empenagem	44
Figura 34	Configuração de trem de pouso	45
Figura 35	Constantes de fração de peso vazio	46
Figura 36	Missão típica de um VANT convencional.	46
Figura 37	Fração de combustível para diferentes fases.	47

Figura 38	SFC para diferentes tipos de aeronaves.	48
Figura 39	$(L/D)_{\max}$ para diferentes configurações.	48
Figura 40	Diagrama de Projeto	50
Figura 41	Valores de $C_{L_{\max}}$ para diversas categorias.	51
Figura 42	Coeficiente C_{D0} para diversas categorias.	52
Figura 43	Definição de distância de decolagem.	53
Figura 44	Coeficiente de fricção para diferentes tipos de pistas.	54
Figura 45	Missão típica de um VANT convencional.	56
Figura 46	Gráfico de envergadura.	58
Figura 47	Gráfico de comprimento da fuselagem.	58
Figura 48	Gráfico de MTOW.	59
Figura 49	Gráfico de carga paga.	59
Figura 50	Gráfico de velocidade de cruzeiro.	60
Figura 51	Gráfico de velocidade máxima.	60
Figura 52	Gráfico de autonomia para diferentes drones do mercado.	61
Figura 53	Características de estol nas formas em planta das asas.	63
Figura 54	Diagrama de Projeto.	70
Figura 55	Vista Lateral. Dimensões em mm.	72
Figura 56	Vista Superior. Dimensões em mm.	72
Figura 57	Vista Isométrica com trens de pouso abaixados.	73
Figura 58	Vista Isométrica.	73
Figura 59	Vista Superior.	74
Figura 60	Vista Lateral.	74
Figura 61	Vista Frontal.	75
Figura 62	Vista Frontal com trens de pouso abaixados.	75

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Consumo e tempo estimado para aplicação de monitoramento e patrulha.	57
Tabela 2 – Valores médios dos parâmetros considerados.	61
Tabela 3 – Configurações externas para diferentes drones do mercado.	62
Tabela 4 – Lista de embarcados e respectivas tensões de operação.	66
Tabela 5 – Parâmetros da equação 15.	68
Tabela 6 – Motores e especificações básicas.	71

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

VANT	Veículo aéreo não tripulado
MTOW	Peso máximo de decolagem (Maximum take-off weight)
MIL-STD	Military Standards
CFR	Code of Federal Regulations
CS	Certification Specification
RBAC	Regulamentos Brasileiros da Aviação Civil
ASTM	American Society for Testing and Materials
LSA	Light Sport Aircraft
SFC	Specific Fuel Consumption
ROC	Rate of Climb
ELT	Emergency Locator Transmitter

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	15
2	OBJETIVO	20
3	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	21
3.1	Definições	21
3.2	Tipos de drones	22
3.2.1	Asa fixa	22
3.2.2	Multirotor	23
3.2.3	Híbrido	24
3.3	Classificação dos drones	25
3.3.1	Quanto ao peso máximo de decolagem	25
3.3.2	De acordo com o tipo de operação	25
3.3.3	Quanto ao alcance	26
3.4	Regulamentação	27
3.5	Estudo de mercado de drones	28
3.6	Etapas de um projeto aeronáutico	30
3.6.1	Projeto conceitual	31
3.6.2	Projeto Preliminar	32
3.6.3	Projeto Detalhado	33
4	METODOLOGIA	34
4.1	Especificações e Requisitos	34
4.1.1	Finalidade da aeronave	34
4.1.2	Missões típicas	35
4.1.3	Desempenho almejado	35
4.1.4	Características Pretendidas	35
4.1.5	Requisitos	36
4.2	Estudos Comparativos	36
4.3	Lista de Prioridades	36
4.4	Configuração externa	38
4.4.1	Quantidade de asas	38
4.4.2	Posição as asas	38
4.4.3	Forma em planta	39
4.4.4	Diedro	40
4.4.5	Enflechamento	41
4.4.6	Posição do grupo motopropulsor	42
4.4.7	Tipos de empenagem	43

4.4.8	Tipos de trem de pouso	44
4.5	Estimativa inicial de peso	45
4.5.1	Cálculo de fração de peso vazio	45
4.5.2	Cálculo de fração de combustível	46
4.5.3	Cálculo de carga paga	49
4.6	Diagrama de Projeto (Constraint)	50
4.6.1	Velocidade de estol	50
4.6.2	Velocidade máxima	51
4.6.3	Distância de decolagem	53
4.6.4	Razão de subida (ROC)	54
4.6.5	Teto de serviço	54
4.6.6	Distância de pouso	55
5	RESULTADOS E DISCUSSÕES	56
5.1	Requisitos e especificações	56
5.1.1	Finalidade do VANT	56
5.1.2	Desempenho almejado	56
5.1.3	Missões típicas	56
5.1.4	Características pretendidas	57
5.1.5	Requisitos	57
5.2	Estudos comparativos	58
5.3	Escolha da configuração externa	62
5.3.1	Quantidade de asas	62
5.3.2	Posição das asas	62
5.3.3	Forma em planta	62
5.3.4	Diedro	63
5.3.5	Enflechamento	63
5.3.6	Posição do grupo motopropulsor	63
5.3.7	Tipo de empenagem	63
5.3.8	Trem de pouso	64
5.4	Estimativa inicial de peso	64
5.4.1	Cálculo de fração de peso vazio	64
5.4.2	Cálculo de fração de combustível	64
5.4.3	Cálculo de carga paga	66
5.4.4	Cálculo de MTOW (W_{TO})	67
5.5	Diagrama de projeto	68
5.5.1	Velocidade de estol	68
5.5.2	Velocidade Máxima	68
5.5.3	Distância de decolagem	68
5.5.4	Razão de subida (ROC)	69
5.5.5	Teto de serviço	69

5.5.6	Distância de pouso	69
5.5.7	Diagrama de Projeto	70
5.6	Escolha do motor	71
5.7	Esboço inicial	72
6	CONCLUSÃO	76
6.1	Sugestões para trabalhos futuros	76
	REFERÊNCIAS	77

1 INTRODUÇÃO

Um VANT, sigla para Veículo Aéreo Não Tripulado, de acordo com a ANAC (Agência Nacional de Aviação Civil), é um veículo aéreo projetado para operar sem piloto a bordo, que possua uma carga útil embarcada e que não seja utilizado para fins meramente recreativos. Nesta definição incluem-se todos os aviões, helicópteros e dirigíveis controláveis nos três eixos, excluindo-se, portanto, os balões tradicionais e aeromodelos.

Este tipo de veículo, em seu conceito mais primordial, remonta ao século XIX onde austríacos utilizaram-se de balões carregados com explosivos para atacarem alvos na cidade de Veneza, na Itália, porém, foi apenas em meados do século XX que os VANTS, como são conhecidos atualmente, começaram a surgir. (SERAFINI B, 2014)

De acordo com Serafini SERAFINI B, em 1935, o estadunidense Reginald Denny projetou o primeiro RPV (Remoted Piloted Vehicle), chamado RP-1. Nos anos seguintes, o projeto passou por aperfeiçoamentos, dando origem ao RP-2 e RP-3 e em 1939 o protótipo do RP-4 foi finalizado, sendo este o mais completo veículo controlado remotamente dentre as suas variações. O governo dos EUA comprou 53 unidades do RP-4 na mesma época, chamando-os de OQ-1.

Figura 1 – OQ-1



fonte: (GOEBEL, 2010)

Durante a Segunda Guerra Mundial (1939-1945), a Luftwaffe desenvolveu bombas voadoras com a intenção de bombardear alvos no sudeste da Inglaterra e Bélgica. A V1 (Vergeltungswaffe-1) era movida por um motor de pulso, que pulsava 50 vezes por segundo e controlada por um simples piloto automático composto por um regulador de velocidade e altitude. A V2 era um foguete, com velocidade máxima de 5760 km/h e um sistema de orientação composto por giroscópios do tipo PIGA, muito mais preciso e avançado do que as tecnologias empregadas na V1. (VIANA, 2015)

Figura 2 – Bomba V1.



fonte: (LYSIK., 1944)

Figura 3 – Bomba V2.



fonte: (VIANA, 2015)

Em paralelo, a companhia Ruhrstahl iniciou o projeto Fritz X, uma bomba planadora de 1400kg, capaz de carregar 300kg de explosivos, equipada com motor foguete e controlada por rádio controle, usada a partir de 1943 para afundar navios aliados durante a invasão das ilhas da Sicília. (SERAFINI B, 2014)

Figura 4 – Fritz X.



fonte: (KOGO., 2006)

Nas décadas seguintes, durante a Guerra Fria, as tecnologias dos VANTS foram altamente aprimoradas. Em 1951 a Ryan Aeronautical Company lança o Firebee modelo XQ-2, um drone com motor turbojato Continental J69-T-19B que desenvolvia 4,7kN de potência e ultrapassava 500kt, usado como alvo aéreo para adestrar os pilotos de caça na nova geração de aeronaves que surgia na década de 1950. As novas gerações do Firebee tiveram a função de monitoramento de comunicações via rádio entre tropas inimigas e reconhecimento aéreo para auxílio de tropas terrestres nas guerras da Coreia e Vietnã. Estes eram lançados de aviões DC-130 Hercules, pilotados por um datalink em terra podendo interceptar sinais de rádio em até 300 milhas e pousava com a ajuda de um helicóptero. (SERAFINI B, 2014)

Figura 5 – Ryan Firebee.



fonte: (DESIGNATION-SYSTEMS.NET, 2003)

Atualmente, os drones se tornaram uma poderosa ferramenta, dos mais variados formatos, configurações e tamanhos, cada um destinado à uma aplicação. No passado, estes possuíam apenas a função de vigilância na área do alvo e confirmação da identidade, para daí ser efetuada uma missão de ataque, envolvendo centenas de tropas e tornando a operação custosa para quem a efetuava. Ainda que em muitos casos envolva reconhecimentos via satélite, operações militares com drones têm adicionado a função de ataque a partir do momento que o alvo é reconhecido, afinal, aeronaves tripuladas teriam dificuldades de permanecerem voando por longas horas em monitoramento antes de realizar o ataque.

O primeiro uso de drone armado em combate, para missões de ataque, ocorreu em 2001 nas horas iniciais de invasão dos EUA no Afeganistão, alvejando um comboio Talebã. Deste dia em diante, os EUA usaram largamente drones em suas campanhas no Oriente Médio contra a Al-Qaeda e Estado islâmico. O principal drone das forças armadas estadunidenses atualmente é o MQ-9 Reaper, projetado pela General Atomics, operado pelos militares norte-americanos desde 2007 e soma mais de 200 unidades produzidas, estando em serviço nas forças armadas da França, Itália, Holanda, Reino Unido e Espanha. Drone multimissão, com um alcande de aproximadamente 1840km (ou 14h de voo) e teto de 50.000 ft, o MQ-9 Reaper é uma aeronave pilotada remotamente, possui câmeras infravermelho, sistema Raytheon MTS-B de sensores visuais para localização de alvo e equipada com um motor turboprop Honeywell de 900 SHP (UNITED... , 2021). Um exemplo recente de seu uso, é o ataque das forças armadas dos Estados Unidos a um comboio no Iraque, matando o general iraquiano Qassem Soleimani dentro do aeroporto de Bagdá, em 2020. (G1, 2020)

Figura 6 – MQ-9 Reaper.



fonte: (UNITED. . . , 2021)

No Brasil, o mercado de drones começa a dar seus primeiros passos a partir dos anos 2000 com o Acauã, projeto do Instituto de Aeronáutica e Espaço. No primeiro projeto, denominado VANT-SNC (Sistema de Navegação e Controle), foi desenvolvido um sistema de voo completamente autônomo, onde o piloto que gerencia o voo se encontra no solo e envia coordenadas geográficas. A partir dos ótimos resultados do VANT-SNC, foi desenvolvido um segundo projeto na mesma plataforma, o DPA-VANT (Decolagem e Pousos Automáticos), concluído em 2010. Este utiliza a base de voo autônomo já desenvolvida para realizar taxiamento, pousos e decolagens de forma autônoma. (BRASIL. . . , 2019a)

Figura 7 – Acauã.



fonte: (NÓBREGA, 2014)

Visando segurança dos eventos da copa do mundo de 2014, o governo brasileiro em conjunto com a Força Aérea Brasileira (FAB) adquiriu uma unidade do Hermes 900 da israelense Elbit Systems. Equipado com SkEye, um sistema de 10 câmeras de alta resolução e imagens processadas por um software que permite a visualização de maneira independente, viabilizando o monitoramento de diferentes alvos simultaneamente, agora será utilizado na vigilância das fronteiras, identificação de incêndios e combate ao desmatamento da região amazônica. (BRASIL. . . , 2014)

Figura 8 – Hermes 900.



fonte: (VALDUGA, 2021)

Analisando a história de veículos aéreos não tripulados, o crescimento da engenharia aplicada nestes projetos e o uso destes no âmbito militar nos mais diversificados tipos de missões, além do fato do mercado brasileiro ser pequeno neste nicho, buscar-se-á no presente trabalho a criação de uma metodologia de projeto conceitual de um VANT classe 2, utilizando de metodologias existentes desenvolvidas por autores conhecidos no ramo, expondo o passo a passo da construção e alterações necessárias. Por fim, a metodologia será testada no desenvolvimento de um projeto de um VANT militar de segurança e monitoramento.

2 OBJETIVO

O principal objetivo deste trabalho de conclusão de curso é o desenvolvimento de uma metodologia simplificada de projeto conceitual de um VANT de segurança e monitoramento, baseada em métodos já consolidados na indústria aeronáutica de projetos de aeronaves tripuladas e não tripuladas.

Para atingir o objetivo proposto, este trabalho se inicia com uma revisão bibliográfica sobre o tema no capítulo 3, apresentando conceitos básicos, classificações e regulamentação. Em seguida, serão estudadas as diferentes metodologias de projetos de aeronaves tripuladas e não tripuladas, no capítulo 4, para fundamentar o projeto. Por fim, serão apresentados os resultados da metodologia aplicada para o desenvolvimento do VANT de segurança e monitoramento, bem como o esboço 3D inicial, no capítulo 5, e as conclusões do método proposto no capítulo 6.

3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

3.1 DEFINIÇÕES

De acordo com definição da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), o termo drone, proveniente dos Estados Unidos, é um nome genérico sem base técnica ou legislativa que significa "zangão", sendo este termo usado para descrever todos e quaisquer veículos aéreos com alto grau de automatização, não tripulados e aplicados para qualquer propósito profissional, recreativo, militar ou comercial.

Os drones podem ser divididos em VANTs (ou UAV, do inglês, "*unmanned air vehicles*") e aeromodelos, como apresentado no esquemático da figura Figura 9. Os VANTs são veículos aéreos não tripulados controláveis nos três eixos e com fins não recreativos, sendo usados para pesquisas, operações militares e comerciais e podem ser, ou não, completamente autônomos. Um típico sistema de VANT é composto pelo veículo aéreo, uma ou mais estações de controle (GCS) ou uma estação de controle e planejamento de missão (MPCS) e um datalink. Um desenho esquemático simples de sistema VANT está apresentado na figura Figura 10.

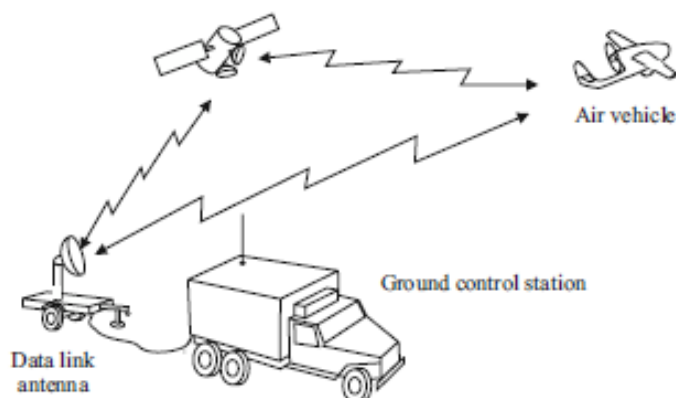
Figura 9 – Definição de drone.



fonte: Produção do próprio autor.

Os VANTS, objetos deste estudo, podem ser completamente autônomos ou remotamente pilotados (RPA). As RPAs, são aeronaves não tripuladas e remotamente pilotadas a partir de uma estação remota. Os aeromodelos, por sua vez, são aeronaves não tripuladas e remotamente pilotadas, usadas para fins recreativos.

Figura 10 – Sistema básico de VANT.



fonte: (FAHLSTROM; GLEASON, 2012)

3.2 TIPOS DE DRONES

Atualmente, os drones são divididos em três categorias principais, baseadas em seu modo de voo: asa fixa, multirrotor e híbrido.

3.2.1 Asa fixa

Os drones de asa fixa são semelhantes aos aviões convencionais, com uma estrutura fixa das asas, gerando sustentação a partir do fluxo de ar. Estes, geralmente, possuem grande autonomia e estabilidade em voo, sendo uma boa escolha para missões de mapeamento de grandes áreas com pouco gasto de bateria ou combustível. Os mais comuns, dependem de uma pista para pousos e decolagens, porém, dependendo de seu MTOW, podem ser lançados manualmente ou por sistemas de catapulta, como mostrado nas figuras Figura 11 e Figura 12, respectivamente.

Figura 11 – Drone sendo lançado manualmente.



fonte: (GROUP, 2021)

Figura 12 – Drone sendo lançado por sistema de catapulta.



fonte: (LEONARDI, 2013)

3.2.2 Multirotor

Os drones multirotores são os mais conhecidos atualmente devido ao crescimento da atuação chinesa neste ramo, produzindo máquinas menores, mais simples e mais acessíveis em relação ao preço, tendo enfoque principalmente no mercado recreativo. Porém, a aplicação deste tipo de configuração vai além, sendo usada na pulverização agrícola, aplicações táticas de forças armadas e polícia, entre outros.

Os multirotores são caracterizados por um corpo central, de onde saem braços com motores elétricos (rotores) que rotacionam hélices para sustentar e manobrar a aeronave, um exemplo está apresentado na Figura 13. Os mais comuns possuem de quatro (quadricópteros) a oito (octacópteros) motores. Estes são relativamente fáceis de pilotar, quando comparados com drones de asa fixa, necessitam de menor espaço para pousar e decolar e dominam o mercado com preços competitivos.

Figura 13 – Drone multirotor.



fonte: (SEBRAE, 2021)

3.2.3 Híbrido

Os drones híbridos são conhecidos como VTOL, que significa "Vertical Take-Off and Landing". Como o próprio nome sugere, estes drones realizam decolagens e pousos verticais, porém, uma vez no alto realizam voos semelhantes aos aviões convencionais. Os mecanismos por detrás deste voo incluem dois tipos principais:

- motores destinados a pouso e decolagem vertical juntamente com motores destinados ao voo horizontal. Um exemplo é o Nauru 500C VTOL, produzido pela empresa brasileira Xmobots, apresentado na figura Figura 14. Este drone possui 4 motores elétricos destinados ao pouso e decolagem e um motor à combustão destinado ao voo horizontal.

Figura 14 – Xmobots Nauru 500C VTOL.



fonte: (XMOBOTS, 2020)

- motores que variam a direção do empuxo, servindo tanto para decolagem e pouso quanto para o voo. Um exemplo é o CH-10 apresentado na Figura 15, um VANT chinês produzido pela China Aerospace Science and Technology Corp (CASC) em conjunto com a Chinese Academy of Aerospace and Aerodynamics (CAAA).

Figura 15 – CASC CH-10.



fonte: (SHENG Y.; XUANZUN, 2020)

3.3 CLASSIFICAÇÃO DOS DRONES

3.3.1 Quanto ao peso máximo de decolagem

De acordo com a ANAC, quanto ao peso de decolagem, os drones podem ser divididos em três classes principais:

- Classe 1: RPA com peso máximo de decolagem maior que 150kg;
- Classe 2: RPA com peso máximo de decolagem maior que 25kg e menor ou igual a 150kg;
- Classe 3: RPA com peso máximo de decolagem menor ou igual a 25kg.

Drones com MTOW inferior a 250g não necessitam de registro, independente da finalidade de seu uso (recreativo ou não). A operação destes equipamentos são permitidos pela ANAC e sob total responsabilidade do piloto em comando, necessitando apenas seguir as regras da ANATEL e de utilização do espaço aéreo descritas pelo DECEA.

3.3.2 De acordo com o tipo de operação

De acordo com o tipo de operação, são classificados em VLOS, BVLOS e EVLOS, como ilustrado na figura Figura 16.

Figura 16 – Classificação quanto ao tipo de operação.



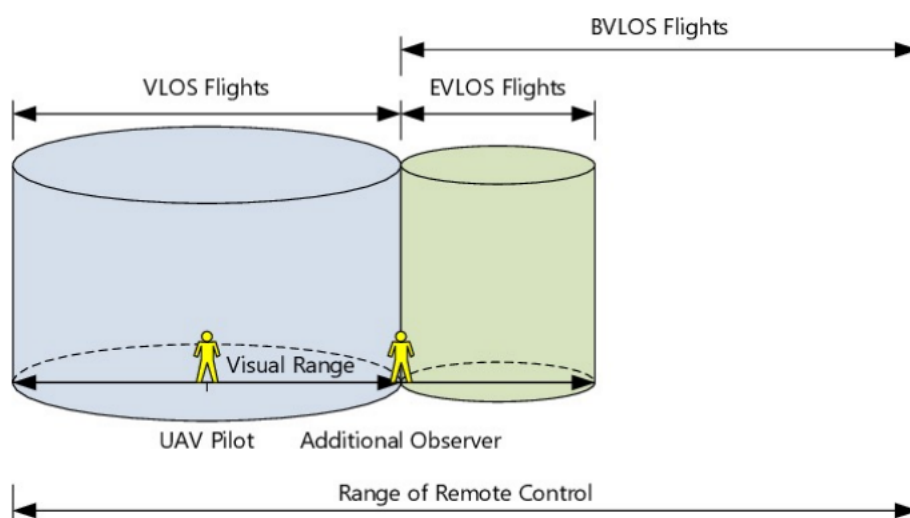
fonte: (BRASIL..., 2017)

- Operação VLOS (*Visual line of sight*): "Operação que ocorre em condições meteorológicas visuais (VMC). Nesse tipo de operação, o piloto, sem o auxílio de observadores de RPA, mantém o contato visual direto, ou seja, sem o auxílio de lentes ou outros equipamentos, com a Aeronave Remotamente Pilotada."(BRASIL..., 2019b)
- Operação BVLOS (*Beyond visual line of sight*): Operações em que o drone vai além do alcance visual do piloto, mesmo com o auxílio de um observador;

- Operações EVLOS (*Extended Visual Line-of-Sight*): De acordo com (BRASIL. . . , 2019b) é a operação em VMC, na qual o Piloto Remoto, sem auxílio de lentes ou outros equipamentos, não é capaz de manter o contato visual direto com a aeronave remotamente pilotada, necessitando dessa forma do auxílio de observadores de RPA para conduzir o voo com as responsabilidades de manter as separações previstas com outras aeronaves, bem como de evitar colisões com aeronaves e obstáculos, seguindo as mesmas regras de uma operação VLOS.

A figura Figura 17, apresenta os três tipos de operação e a área de cobertura.

Figura 17 – Tipos de operação e área de cobertura.



fonte: (SHENG Y.; XUANZUN, 2020)

3.3.3 Quanto ao alcance

A *Joint UAV Program Office (JPO)*, pouco depois de ser nomeada gerente geral dos programas de VANT das forças armadas dos Estados Unidos, definiu alguns padrões de classificação de drones no âmbito militar, principalmente, sendo subdivididos em:

- **Very Low Cost Close Range:** Drones de curtíssimo alcance, em torno de 5km, e baixo custo, em torno de \$10.000 por unidade.
- **Close Range:** Drones de curto alcance, em torno de 50km, com 30km a frente da linha das próprias tropas. Muitos VANTS usados pelas forças armadas para reconhecimento e vigilância, operando diurno e noturno, pertencem à essa classe.
- **Short Range:** Drones de baixo alcance, 150km a frente da linha das próprias tropas, porém, 300km desejados. Assim como os drones close range, estes também tem como prioridade missões de reconhecimento e vigilância, com operações noturnas e diurnas.
- **Mid Range:** Drones com raio de ação de 650km. Drones desta classe são lançados da terra ou ar, atingindo altas velocidades de voo, porém ainda subsônicas, usados para missões de reconhecimento, vigilância e obtenção de dados meteorológicos.

3.4 REGULAMENTAÇÃO

No Brasil, as operações de aeronaves não tripuladas, sejam elas para uso recreativo, corporativo, comercial ou experimental, devem seguir as regras da ANAC, que são complementares aos normativos de outros órgãos como o DECEA e a ANATEL. Para isto, em maio de 2017 foi aprovado o regulamento especial para utilização de aeronaves não tripuladas, o RBAC-E 94. O objetivo deste regulamento, muitas vezes seguindo definições de outras autoridades de aviação civil como FAA (Federal Aviation Administration) e EASA (European Union Aviation Safety Agency), é tornar viável a operação segura destes equipamentos, preservando a segurança das pessoas no entorno e promover o desenvolvimento sustentável e seguro para o setor. A Figura 18 apresenta uma tabela com o resumo da regulamentação da ANAC quanto ao uso de drones.

Figura 18 – Regulamentação ANAC para drones.

Resumo da regulamentação da ANAC				
	RPAS Classe 1	RPAS Classe 2	RPAS Classe 3	Aeromodelos
Registro da aeronave?	Sim	Sim	BVLOS: Sim VLOS: Sim ¹	Sim ¹
Aprovação ou autorização do projeto?	Sim	Sim ²	Apenas BVLOS ou acima de 400 pés ²	Não
Limite de idade para operação?	Sim	Sim	Sim	Não
Certificado médico?	Sim	Sim	Não	Não
Licença e habilitação?	Sim	Sim	Apenas para operações acima de 400 pés	Apenas para operações acima de 400 pés
Local de operação	A distância da aeronave não tripulada NÃO poderá ser inferior a 30 metros horizontais de pessoas não envolvidas e não anuentes com a operação. O limite de 30 metros não precisa ser observado caso haja uma barreira mecânica suficientemente forte para isolar e proteger as pessoas não envolvidas e não anuentes. Esse limite não é aplicável para operações por órgão de segurança pública, de polícia, de fiscalização tributária e aduaneira, de combate a vetores de transmissão de doenças, de defesa civil e/ou do corpo de bombeiros, ou operador a serviço de um destes.			

¹ Todos os aeromodelos acima de 250 gramas e RPA entre 250 gramas e 25 kg que se destinem a operações na linha de visada visual (VLOS)

até 400 pés acima do nível do solo, devem ser cadastrados por meio de ferramenta online disponível no endereço <https://sistemas.anac.gov.br/sisant>.

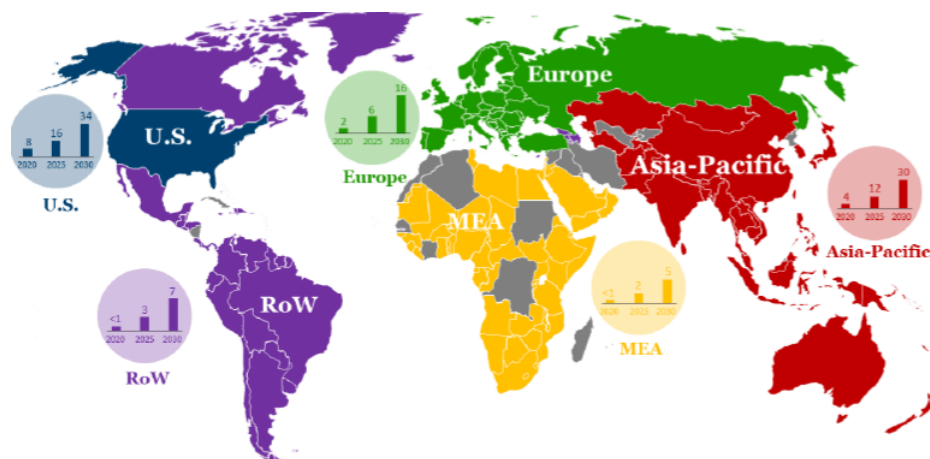
² Para todos os RPAS Classe 2 e os RPAS Classe 3 que se destinam a operações além da linha de visada visual (BVLOS) ou acima de 400 pés, o fabricante pode optar pelo processo de certificação de tipo estabelecido no RBAC nº 21 ou pela autorização de projeto na Subparte E do RBAC-E nº 94.

fonte: (BRASIL..., 2017)

3.5 ESTUDO DE MERCADO DE DRONES

De acordo com o artigo *"The Future of the Drone Economy"* CAPITAL, os Estados Unidos continuam sendo, e serão até 2030, o maior mercado de drones quando os gastos com defesa são incluídos no cálculo, porém, de acordo com a Figura 19, a região Ásia-Pacífico é um mercado extremamente forte e em constante crescimento, principalmente com a entrada da China neste cenário. A previsão, é que o atual mercado de drones tenha potencial para dobrar os investimentos nos próximos 4 anos.

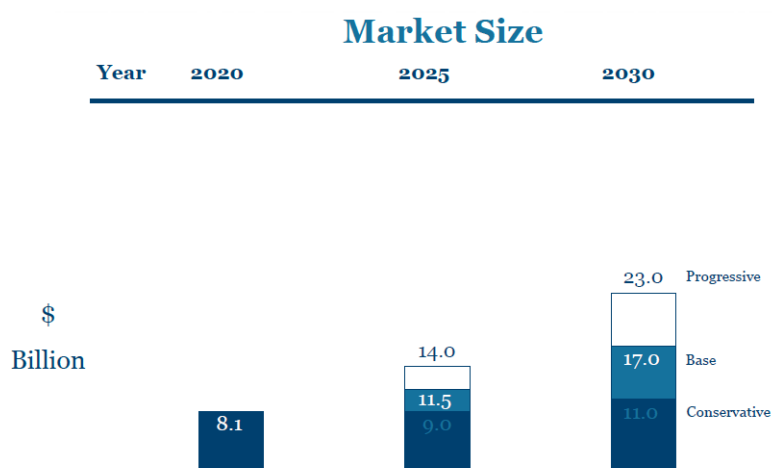
Figura 19 – Projeção do mercado mundial de drones.



fonte: (CAPITAL, 2020)

Como resultado dos investimentos de nações do mundo inteiro, em busca de superioridade militar aérea, a projeção é que o setor de defesa continue como o maior e mais inovador mercado de drones pelos próximos cinco anos, cedendo lugar apenas para o setor de empreendimento. Os Estados Unidos, representaram 40% de todos os investimentos no setor de defesa no ano 2020, devido principalmente ao crescimento de 7.6% ao ano nos investimentos de integração dos drones com sistemas autônomos, baseados em inteligência artificial (IA), desenvolvidas no Vale do Silício. (CAPITAL, 2020)

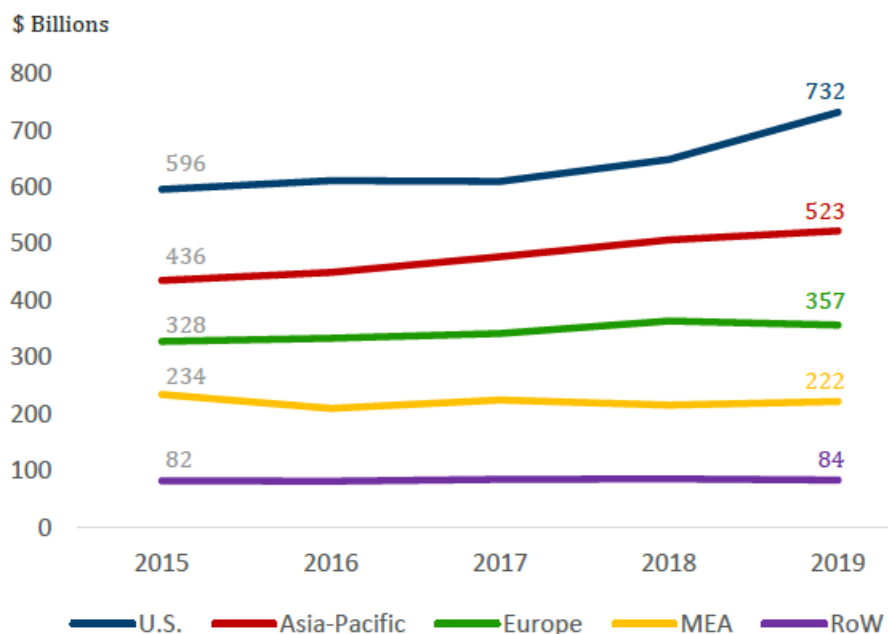
Figura 20 – Projeção do mercado mundial de drones.



fonte: (CAPITAL, 2020)

A Figura 21, apresenta os investimentos das regiões do mapa da Figura 19 em projetos militares entre os anos de 2015 e 2019. É visível o tamanho do mercado estadunidense e da região Ásia-Pacífico, representada principalmente pela China, em relação ao resto do mundo,

Figura 21 – Projeção do mercado mundial de drones.



fonte: (CAPITAL, 2020)

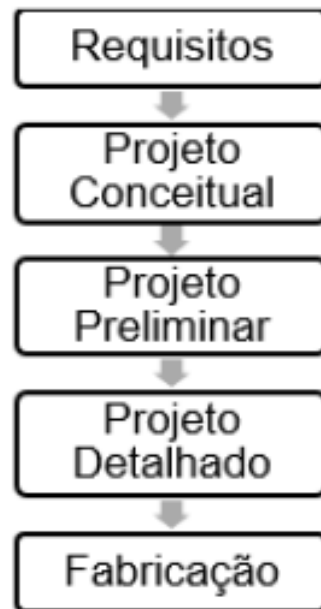
3.6 ETAPAS DE UM PROJETO AERONÁUTICO

Dentre os autores que se dedicaram a criar metodologias de projetos aeronáuticos, se destacam TORENBEEK, ROSKAM, RAYMER, VANDAELE, BARROS. Todos eles, com exceção de VANDAELE e BARROS, são contemporâneos e as diferenças entre as metodologias de projeto de uma aeronave divergem em partes não essenciais. Apesar de se dedicarem à projetos de aeronaves tripuladas, tais metodologias podem ser aplicadas no projeto de um VANT, necessitando de apenas considerações pontuais em certas etapas ao longo do processo, como é o objetivo deste trabalho.

Um projeto aeronáutico pode ser dividido em três etapas principais: projeto conceitual, projeto preliminar e projeto detalhado.

A Figura 22 apresenta um diagrama com as etapas de um projeto aeronáutico, de acordo com os principais autores. Se a avaliação dos resultados são satisfatórios, o desenvolvimento evolui para a próxima etapa, caso contrário, é necessário realimentar o processo, como em um processo iterativo.

Figura 22 – Etapas de um projeto aeronáutico.



fonte: (BARROS, 2001)

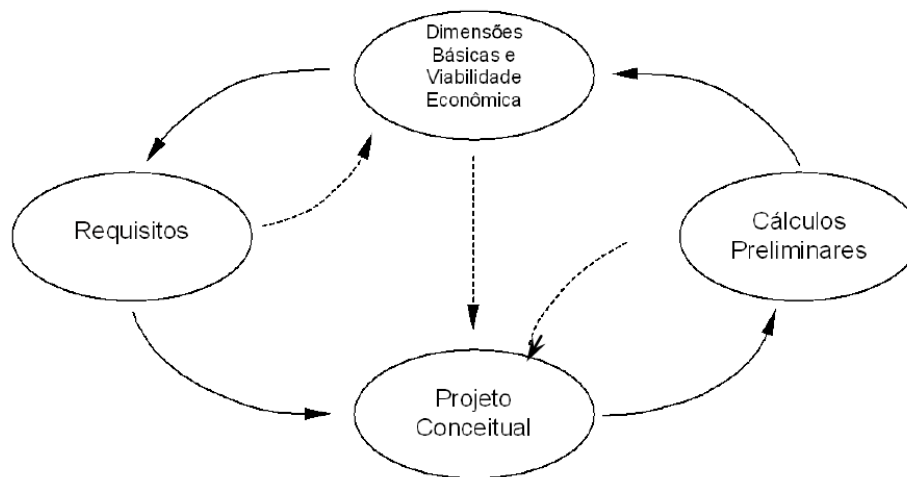
3.6.1 Projeto conceitual

De acordo com KOVACS, é uma das mais importantes e, ao mesmo tempo, menos entendida fase do processo do projeto aeronáutico.

De acordo com BARROS, ao se desenvolver um projeto novo, é comum existirem parâmetros antagônicos entre os quais se deverá priorizar um em detrimento de outro. Logo, é no projeto conceitual onde se definem prioridades, baseadas nos requisitos pré-definidos, e obtém-se parâmetros que serão usados para a concepção final da aeronave. Neste momento, são definidos também métodos comparativos que incluem as tabelas comparativas e as delimitações do protótipo.

A Figura 23, apresenta "A Roda do Projeto de Raymer", mostrando que o início do projeto é caracterizado por diversas iterações entre requisitos, cálculos preliminares e dimensionamento básico, afim de otimizar e convergir os resultados para um projeto conceitual admissível.

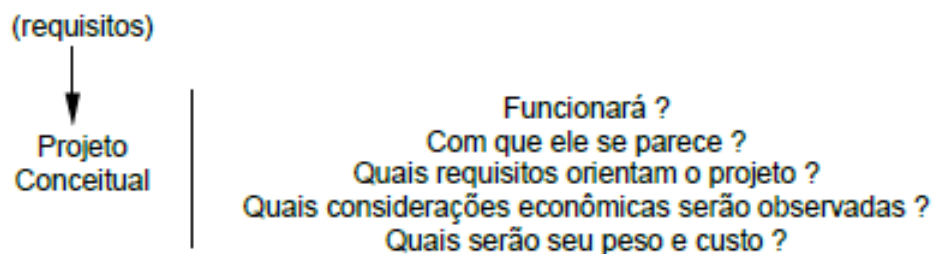
Figura 23 – A Roda do Projeto de Raymer.



fonte: (BARROS, 2001)

Os objetivos do projeto conceitual estão descritos resumidamente na Figura 24

Figura 24 – Os objetivos do projeto conceitual



fonte: (BARROS, 2001)

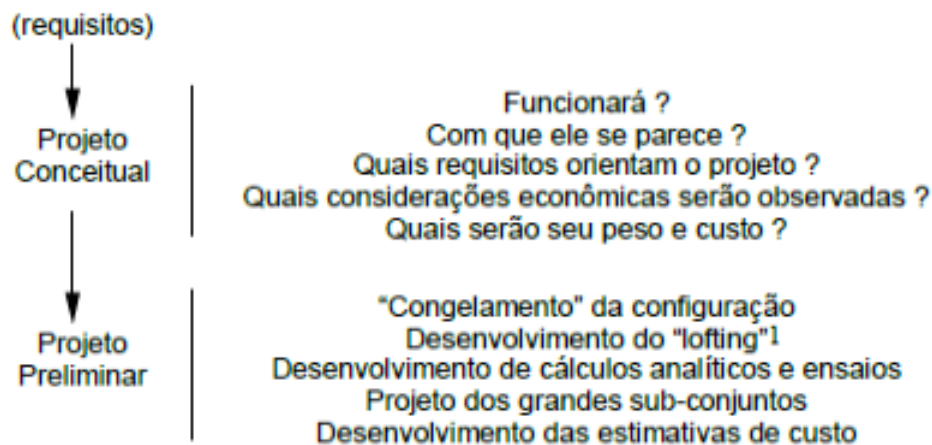
3.6.2 Projeto Preliminar

Toda a configuração interna e externa da aeronave, como o posicionamento das asas, tipo de empenagem e trens de pouso, por exemplo, já devem ter sido escolhidas na fase do projeto conceitual, logo, não são esperadas grandes alterações na etapa de projeto preliminar caso o projeto conceitual tenha sido abordado com cautela.(BARROS, 2001).

Nesta etapa, são iniciados os cálculos preliminares de cada área separadamente, como aerodinâmica, estabilidade, estruturas, propulsão, desempenho, controle e seleção de materiais. É neste momento, também, onde será estudada a viabilidade econômica da produção em larga escala e redigidos relatórios técnicos de engenharia (BARROS, 2001; RAYMER, 2012).

A Figura 26 apresenta, resumidamente, os objetivos do projeto preliminar.

Figura 25 – Objetivos do Projeto Preliminar

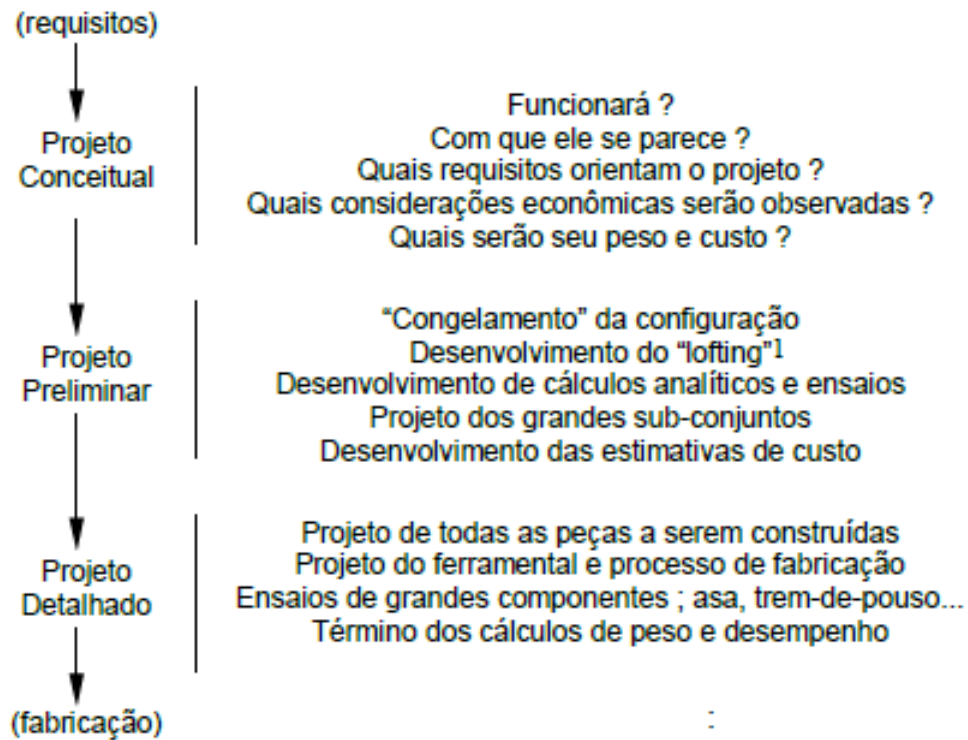


fonte: (BARROS, 2001)

3.6.3 Projeto Detalhado

Nesta etapa e última, a viabilidade de construção da aeronave já está aprovada, agora, refinam-se todos os cálculos feitos no projeto preliminar e acrescentam-se outros que devem ser realizados para garantir segurança, desempenho, economia e concordância com as normas de certificação. No projeto detalhado, também são determinadas as geometrias de todos os componentes, além da determinação dos processos de fabricação de cada um.

Figura 26 – Objetivos do projeto detalhado.



fonte: (BARROS, 2001)

4 METODOLOGIA

Neste capítulo, será apresentada a metodologia de projetos de aeronaves utilizada para o projeto conceitual de um drone de monitoramento e vigilância. Esta, será baseada em metodologias já consolidadas de projetos de aeronaves tripuladas, mais discretas, práticas e simplificadas. Como os principais autores deste meio debruçaram-se em desenvolver métodos voltados à aeronaves tripuladas e este trabalho está voltado para o projeto de VANTs, obrigatoriamente serão necessárias modificações durante o percurso, e portanto, dando sentido ao propósito de fazê-lo.

4.1 ESPECIFICAÇÕES E REQUISITOS

De acordo com (BARROS, 2001), as especificações e requisitos estão subdivididos em:

- Finalidade da aeronave
- Missões típicas
- Desempenho almejado
- Características pretendidas
- Requisitos

4.1.1 Finalidade da aeronave

De acordo com TORENBECK, existem algumas razões para se desenvolver um novo projeto, entre elas, obsolescência técnica e econômica das tecnologias já implementadas, novas normas para equipamentos, manutenção, uso operacional e supressão de ruído. No âmbito militar, a obsolescência técnica é recorrente e extremamente perigosa com o desenvolvimento de tecnologias anti drones, pois não garante superioridade, além de botar em risco o sucesso as operações.

Para se iniciar um projeto, a equipe deve ter em mente qual será a finalidade do drone, ou seja, deve ser feita a pergunta "Para que e quem utilizará este equipamento?". Existem várias respostas, como por exemplo vigilância, ataque ao solo, transportes diversos, realização de imagens e fotografia, pulverização, etc. Muitas vezes, um drone poderá ser multimissão, como: caça e ataque ao solo, vigilância e ataque ao solo, vigilância e busca e salvamento.

Em paralelo com este desenvolvimento, deve ser pensado na infraestrutura que o drone a ser projetado necessitará para a sua operação, como tamanho e tipo de pistas, base móvel, antenas ou sistema de satélite para controle e comunicação com a base. É importante ficar atento as finalidades escolhidas pelo projetista, pois estas podem ser mais restritivas quanto a infra-estrutura necessária para a operação.

4.1.2 Missões típicas

Estabelecida a finalidade de qualquer drone, são definidas as missões típicas que este irá executar durante sua vida útil. De acordo com BARROS, para cada tipo de missão, devem ser especificados os tempos gastos e o consumo de combustível em cada procedimento, dados por:

- Partida, taxiamento e decolagem
- Subida até altitude de operação
- Navegação
- Loiter
- Navegação
- Descida normal
- Pouso e taxiamento

4.1.3 Desempenho almejado

Nesta etapa, são eleitos as metas de desempenho que o projeto deve cumprir. As metas de desempenho comumente elencadas em um projeto, são:

- Velocidade máxima em voo nivelado
- Velocidade máxima a 75% de potência máxima
- Velocidade de estol
- Razão máxima de subida
- Distâncias de decolagem e pouso
- Alcance máximo
- Autonomia máxima
- Teto máximo

4.1.4 Características Pretendidas

Nesta etapa, são pensadas as características que o drone deverá atender, de acordo com a finalidade, tipo de missão requerida e desempenho almejado, como:

- Complexidade construtiva
- Manutentabilidade
- Qualidade de voo

- Faixa de alcance e autonomia
- Materiais utilizados na construção
- Características de voo lento
- Estilo
- Custo final do drone

4.1.5 Requisitos

Projeto e certificação junto à autoridade competente caminham juntos desde o início, portanto, desde então é necessário analisar as normas cabíveis e mais adequadas ao caso. Cada tipo de aeronave deve ser submetida a um tipo de certificação, as militares sob as normas MIL, as civis sob as antigas FAR (hoje chamadas de 14 CFR) nos EUA, CS na Europa e RBAC no Brasil, ou até mesmo ASTM caso sejam aeronaves do tipo LSA. As normas para drones são relativamente novas, muitas vezes dificultando encontrar parâmetros de desempenho, por exemplo.

Neste trabalho, será realizado uma mesclagem entre normas, para que se tenha uma quantidade satisfatória de parâmetros palpáveis, visto que o propósito central é a aplicação da metodologia para o projeto de um VANT, portanto, parâmetros de desempenho podem ser alterados dentro do processo.

4.2 ESTUDOS COMPARATIVOS

Os métodos comparativos são utilizados para auxiliar a decisão dos parâmetros básicos do projeto, tendências e características a serem otimizadas, além de fornecerem valores respectivos ao desempenho e geometria.

De acordo com KOVACS, os projetistas de vocação devem ser espontâneos e entusiasticamente inovadores, porém, nenhum projeto aeronáutico começa sem uma base de dados de outros projetos já existentes.

Neste momento, de acordo com BARROS, são elaboradas tabelas e gráficos, nos quais comparecem uma série de aeronaves e drones a serem analisadas com suas características básicas: dimensões, áreas, pesos, perfis, parâmetros de desempenho, potência, tipos de motor e materiais empregados.

Vale lembrar que os métodos comparativos não devem travar o projeto em uma configuração específica e nem garantem um bom projeto final, mas auxiliam na percepção geral das características presentes em outros projetos existentes.

4.3 LISTA DE PRIORIDADES

De acordo com BARROS, durante o desenvolvimento de um projeto, existem parâmetros antagônicos entre os quais deve-se priorizar um em detrimento de outro. Alto desempenho aerodinâmico em detrimento de facilidade construtiva, aumento na resistência estrutural pode acarretar no aumento de peso, escolha de materiais mais leves e resistentes, como por exemplo materiais compósitos de fibra e

matriz polimétrica, acarretam em modelos matemáticos e softwares comerciais mais robustos para garantir um cálculo mais preciso e seguro destes materiais.

Algumas filosofias que podem ser citadas, são:

- Facilidade construtiva
 - Asas e empenagens retangulares facilitam a construção, ao invés de asas afiladas ou elípticas.
 - Trens de pouso fixos possuem menos peças e de menor complexidade do que trens retráteis.
 - Evitar formas estruturais complicadas que possuam dupla curvatura, caso o intuito seja usar metais na construção.
 - Ferragens idênticas para o lado esquerdo e direito do drone.
- Ganhos de desempenho
 - Minimizar a área frontal da fuselagem.
 - Minimizar a área alar, garantindo os limites de velocidade de estol.
 - Minimizar a área molhada.
 - Asas e empenagens afiladas, além de afilar a fuselagem.
 - Trens retráteis ou escamoteáveis.
 - Adoção de perfis laminares.
- Manutenibilidade
 - Garantir acessibilidade às diversas partes da aeronave, de tal forma que uma não impeça a retirada de outra, além de permitir que os operadores, em postura adequada, não tenham dificuldades de utilizar ferramentas necessárias durante o processo de manutenção.
 - Padronização das peças e elementos de máquinas, garantindo que sejam de fácil remoção.
 - Optar pelo uso de materiais resistentes à agentes externos e calor.
- Segurança operacional
 - Redundância de sistemas, como bombas de combustível, acionamento de trens de pouso e ignição.
 - Travas de segurança para trens de pouso, janelas, portas e outras carenagens.
 - Escolhas de projeto facilitadoras para a operação, como por exemplo trens de pouso em configuração triciclo e aerodinâmica que mantenha controlabilidade em caso de estol.

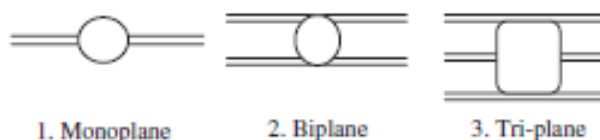
4.4 CONFIGURAÇÃO EXTERNA

Nesta seção, serão apresentadas as opções mais simples e comuns de configuração externa, apontando brevemente as principais vantagens e desvantagens de cada. Vale ressaltar que não serão necessariamente as configurações a serem usadas no projeto do VANT e, caso haja variações ou diferenças, estas serão abordadas no Capítulo 5.

4.4.1 Quantidade de asas

- Monoplano
 - Vantagens: Maior eficiência aerodinâmica e construção mais simples.
 - Desvantagens: Menor razão de rolamento e geralmente mais pesada que biplanos.
- Biplano
 - Vantagens: Mais leve que monoplano e maior razão de rolamento.
 - Desvantagens: Menor eficiência aerodinâmica; construção mais complicada; menor visibilidade.

Figura 27 – Quantidade de asas.



fonte: (SADRAEY, 2012)

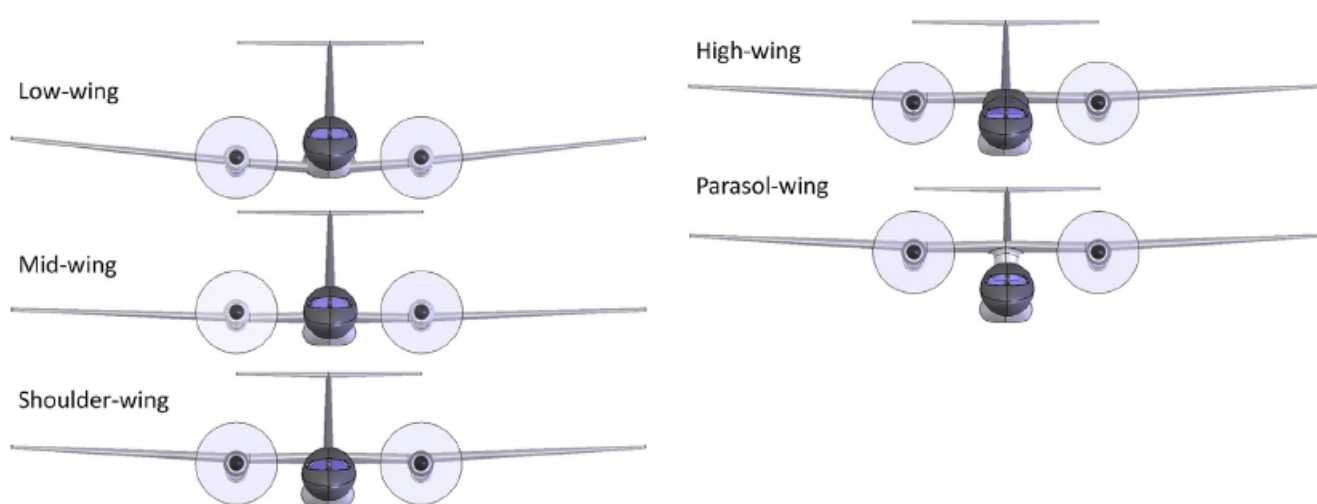
4.4.2 Posição as asas

Quanto à posição das asas, serão discutidas apenas as três principais, porém, na figura Figura 28 são apresentadas outras configurações menos usuais.

- Asa Alta
 - Vantagens: Baixo arrasto de interferência asa-fuselagem; maior estabilidade lateral; pouso mais curto e não necessita de bomba de combustível.
 - Desvantagens: Maior arrasto devido à altura; menor manobrabilidade; decolagem mais longa.
- Asa média
 - Vantagens: Mínimo arrasto de interfência quando comparado às outras configurações e ideal para projetos voltados à acrobacia devido simetria.

- Desvantagens: Espaço interno comprometido devido à estrutura de asa atravessando a fuselagem.
- Asa baixa
 - Vantagens: Decolagem mais curta (maior efeito solo), maior manobrabilidade e estrutura da asa usada para fixar o sistema de trem de pouso.
 - Desvantagens: Maior arrasto de interferência entre asa e fuselagem; menor espaço interno;; menor estabilidade lateral; pousos mais longos (maior efeito solo); necessita de bomba de combustível e motores geralmente ficam mais próximos do solo.

Figura 28 – Posição das asas.



fonte: (GUDMUNDSSON, 2013)

4.4.3 Forma em planta

As três formas em planta mais simples são a retangular, trapezoidal e elíptica, existindo variações entre elas.

- Retangular
 - Vantagens: Facilidade construtiva e estol suave, da raiz para as pontas.
 - Desvantagens: Caixa de torção pequena na raiz da asa e portanto, pior estruturalmente; possui maior arrasto induzido.
- Trapezoidal
 - Vantagens: Possui caixa de torção maior na raiz, logo, melhor estruturalmente, além de pequeno arrasto induzido e favorecer manobrabilidade.
 - Desvantagens: Maior dificuldade de construção e não possui características de estol tão boas quanto a geometria retangular.

- Elíptica
 - Vantagens: Menor arrasto induzido dentre as três configurações e razoável.
 - Desvantagens: Grande complexidade construtiva e características ruins de estol, necessitando de um projeto aerodinâmico mais complexo.

Figura 29 – Formas em planta de asas



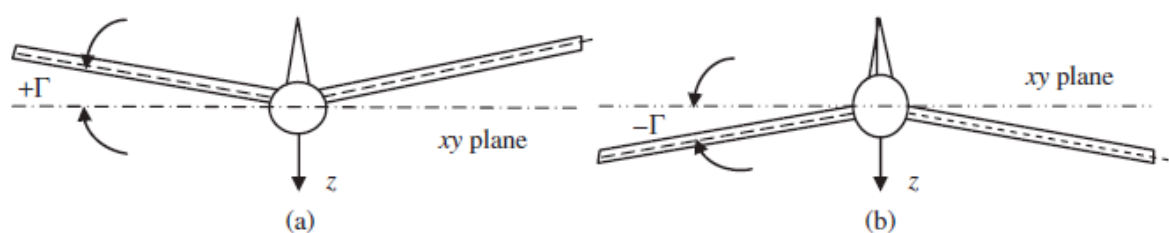
fonte: (HANGAR33, 2015)

4.4.4 Diedro

Existem diversas configurações de diedro, porém, serão discutidas as três mais usuais.

- Positivo
 - Vantagens: Maior estabilidade estática lateral, melhorando condições de voo em cruzeiro.
 - Desvantagens: Diminui a manobrabilidade em caso de voos acrobáticos.
- Diedro nulo
 - Vantagens: Estabilidade estática lateral nula, facilitando manobras acrobáticas.
 - Desvantagens: Devido à estabilidade estática lateral nula, condições de voo em cruzeiro são piores.
- Diedro negativo
 - Vantagens: Aumento da manobrabilidade, principalmente na configuração asa alta.
 - Desvantagens: Diminui, ou pode tornar negativa a estabilidade estática de rolamento.

Figura 30 – Diedro

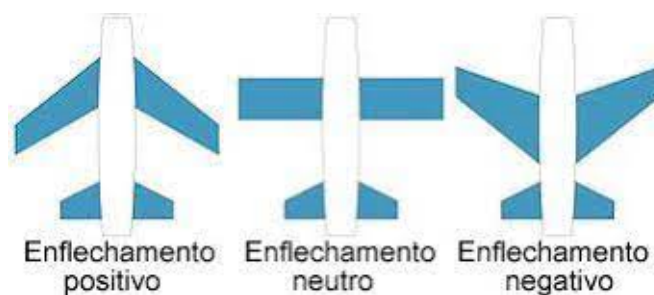


fonte: (SADRAEY, 2012)

4.4.5 Enflechamento

- Neutro ou nulo
 - Vantagens: Facilidade de construção devido à longarina ser retilínea e boas características de estol.
- Positivo
 - Vantagens: Ajuste do C_p para trás e maior estabilidade direcional.
 - Desvantagens: Estol abrupto, necessitando de refino aerodinâmico e maior dificuldade construtiva devido às longarinas não serem perpendiculares à fuselagem.
- Negativo
 - Vantagens: Leva o C_p para frente caso haja muito peso no nariz e possui boas características de estol.
 - Desvantagens: Maior dificuldade construtiva devido às longarinas não serem perpendiculares à fuselagem, além de ser fator desestabilizante.

Figura 31 – Configuração de enflechamento.

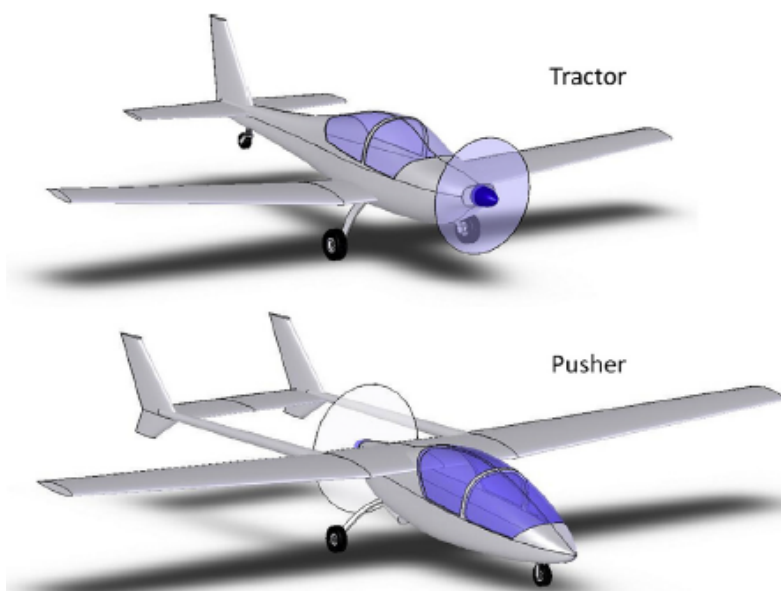


fonte: (WINGS, 2017)

4.4.6 Posição do grupo motopropulsor

- Tractor
 - Vantagens: O escoamento que encontra a hélice é organizado. Como nessa configuração os motores são dianteiros, facilitam a centragem.
 - Desvantagens: Menor rendimento propulsivo devido ao fluxo de ar indo contra a fuselagem.
- Pusher
 - Vantagens: Bom rendimento propulsivo e escoamento predominantemente laminar na fuselagem.
 - Desvantagens: Pior distribuição de massa. Dependendo da configuração geral, o escoamento na empenagem será turbulento.

Figura 32 – Configuração de grupo motopropulsor



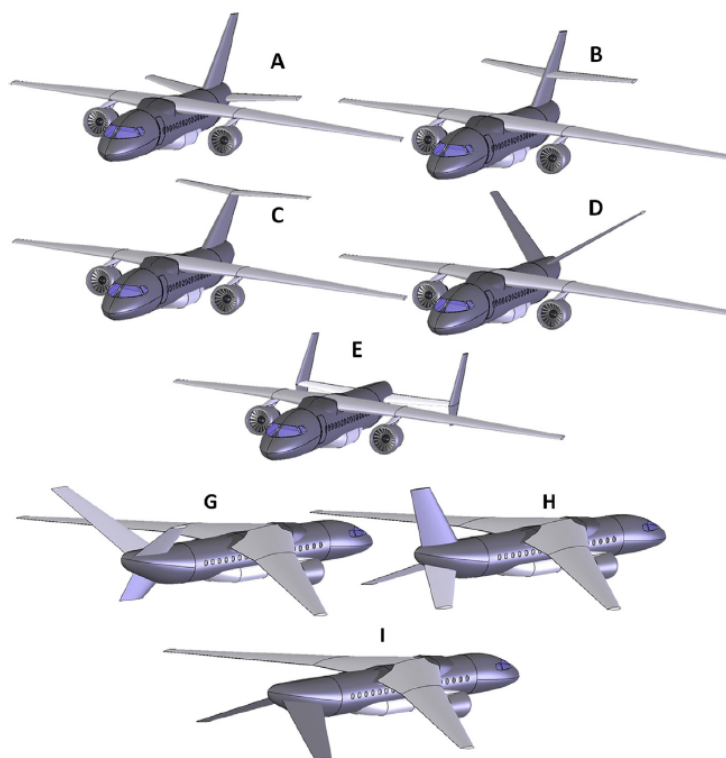
fonte: (GUDMUNDSSON, 2013)

4.4.7 Tipos de empenagem

Existem diferentes tipos de empenagem, sendo os mais simples, de acordo com a figura Figura 33, a **A**, **C** e **D**.

- Convencional
 - Vantagens: Boa resistência e rigidez estrutural.
 - Desvantagens: Quatro pontos de interferência aerodinâmica.
- Em "T"
 - Vantagens: Melhor desempenho aerodinâmico, possuindo apenas dois pontos de interferência aerodinâmica; o estabilizador horizontal funciona como "*endplate*" para o estabilizador vertical.
 - Desvantagens: Menor resistência, sendo necessário uma estrutura mais robusta; possui risco de estol profundo.
- Em "V"
 - Vantagens: Construção mais simples, pois as quatro superfícies de uma empenagem convencional se tornam apenas duas; superfícies distantes do chão tornando as operações de pouso e decolagem mais seguras; não sofre interferência da esteira provocada pelas asas e possui melhor recuperação de estol.
 - Desvantagens: Menor estabilidade em curvas; maior complexidade dos comandos; geralmente uma estrutura mais robusta por exercer a função de estabilizador vertical e horizontal.

Figura 33 – Configurações de empenagem

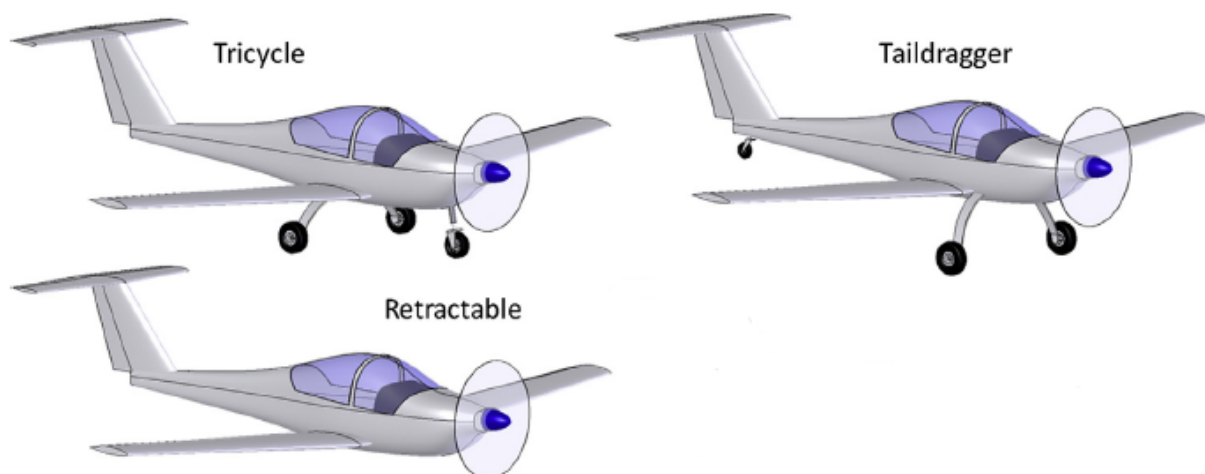


fonte: (GUDMUNDSSON, 2013)

4.4.8 Tipos de trem de pouso

- Convencional fixo
 - Vantagens: Trem leve e simples.
 - Desvantagens: Grande arrasto e dificuldades de pouso.
- Triciclo fixo
 - Vantagens: Facilidade de pouso.
 - Desvantagens: Arrasto maior e maior complexidade construtiva que o trem convencional.
- Retrátil
 - Vantagens: Diminuição do arrasto.
 - Desvantagens: Grande complexidade construtiva e riscos de não abaixarem e/ou travarem antes do pouso.

Figura 34 – Configuração de trem de pouso



fonte: (GUDMUNDSSON, 2013)

4.5 ESTIMATIVA INICIAL DE PESO

De acordo com (SADRAEY, 2012), o MTOW (Maximum Take-Off Weight), pode ser dividido em quatro partes:

- Peso de carga paga (W_{PL})
- Peso tripulação (W_C)
- Peso de combustível (W_F)
- Peso vazio (W_E)

Como este trabalho se destina ao projeto de VANT, não haverá peso de tripulação, portanto, o MTOW será:

$$W_{TO} = W_{PL} + W_F + W_E \quad (1)$$

Como o peso vazio e peso de combustível são funções do MTOW, pode-se expressá-los como frações de combustível e fração de peso vazio, logo:

$$W_{TO} = \frac{W_{PL}}{1 - \left(\frac{W_F}{W_{TO}}\right) - \left(\frac{W_E}{W_{TO}}\right)} \quad (2)$$

4.5.1 Cálculo de fração de peso vazio

De acordo com (ROSKAM, 1985), o cálculo de peso vazio é dado por:

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = \frac{1}{\log_{10}\left(\frac{\log_{10} W_{TO} - A}{B}\right)} \quad (3)$$

A figura Figura 35 apresenta as constantes A e B para algumas categorias comuns de aeronaves.

Figura 35 – Constantes de fração de peso vazio

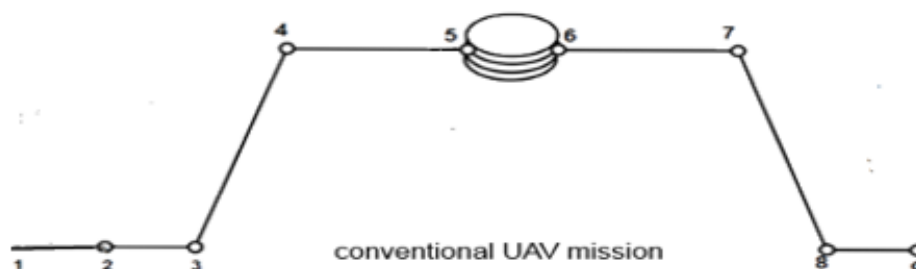
Airplane Type	A	B	Airplane Type	A	B
1. Homebuilts Pers. fun and transportation	0.3411	0.9519	8. Military Trainers Jets	0.6632	0.8640
Scaled Fighters	0.5542	0.8654	Turboprops	-1.4041	1.4660
Composites	0.8222	0.8050	Turboprops without No.2	0.1677	0.9978
2. Single Engine Propeller Driven	-0.1440	1.1162	Piston/Props	0.5627	0.8761
3. Twin Engine Propeller Driven	0.0966	1.0298	9. Fighters Jets(+ ext.load)	0.5091	0.9505
Composites	0.1130	1.0403	Jets(clean)	0.1362	1.0116
4. Agricultural	-0.4398	1.1946	Turboprops(+ ext.load)	0.2705	0.9830
5. Business Jets	0.2678	0.9979	10. Mil. Patrol, Bomb and Transport Jets	-0.2009	1.1037
6. Regional TBP	0.3774	0.9647	Turboprops	-0.4179	1.1446
7. Transport Jets	0.0833	1.0383	11. Flying Boats, Amphibious and Float Airplanes	0.1703	1.0083
			12. Supersonic Cruise	0.4221	0.9876

fonte: (ROSKAM, 1985)

4.5.2 Cálculo de fração de combustível

A quantidade de combustível necessária para um voo completo, depende diretamente do tipo de missão que o VANT irá cumprir. A missão típica de um VANT convencional está apresentada pela Figura 36.

Figura 36 – Missão típica de um VANT convencional.



fonte: (ESSARI, 2015. Tese de Doutorado - Faculdade de engenharia mecânica, Universidade de Belgrado, Belgrado, 2015)

- 1-2 Partida e taxiamento
- 2-3 Decolagem
- 3-4 Subida até altitude de cruzeiro
- 4-5 Cruzeiro
- 5-6 Loiter
- 6-7 Cruzeiro
- 7-8 Descida

- 8-9 Pouso e taxiamento

Em caso de contratempos, como por exemplo mal tempo, pista impraticável ou trânsito, devem ser contabilizados no projeto ao menos 6% de combustível de reserva (ROSKAM, 1985).

A partir da Figura 36 e da separação entre as fases, pode-se definir o conceito de "Fuel Fraction Phase" expressado como (W_i / W_{i-1}) . Definindo as frações para todos os seguimentos da missão, elas podem ser multiplicadas para encontrar a razão de peso da aeronave ao final das operações pelo peso de decolagem, ou seja, neste caso o MTOW. A figura Figura 37 apresenta a fração de combustível para cada segmento da missão.

Figura 37 – Fração de combustível para diferentes fases.

No.	Mission segment	W_{i+1}/W_i
1	Taxi and take-off	0.98
2	Climb	0.97
3	Descent	0.99
4	Approach and landing	0.997

fonte: (SADRAEY, 2012)

Logo, para uma missão definida na Figura 36 que possui oito segmentos, a fração de combustível é dada por (SADRAEY, 2012):

$$\frac{W_F}{W_{TO}} = 1.06 \left(1 - \frac{W_9}{W_1} \right) \quad (4)$$

Onde a razão (W_9/W_1) pode ser escrita como:

$$\frac{W_9}{W_1} = \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \frac{W_7}{W_6} \frac{W_8}{W_7} \frac{W_9}{W_8} \quad (5)$$

Onde, na equação 5, os termos (W_7/W_6) e (W_5/W_4) correspondem à fase de cruzeiro e (W_6/W_5) à fase de loiter.

A fração de combustível na fase de cruzeiro, para um VANT à hélice é dada pela equação de Breguet:

$$\frac{W_{i+1}}{W_i} = e^{\frac{-RC}{0.8(L/D)_{max}}} \quad (6)$$

Onde R é o alcance, C é o consumo específico de combustível (SFC) e $(L/D)_{max}$ é a eficiência aerodinâmica máxima. O consumo específico de combustível para algumas configurações, está apresentado na Figura 38.

Figura 38 – SFC para diferentes tipos de aeronaves.

No.	Engine type	SFC in cruise	SFC in loiter	Unit (British units)
1	Turbojet	0.9	0.8	lb/h/lb
2	Low-bypass ratio turbofan	0.7	0.8	lb/h/lb
3	High-bypass ratio turbofan	0.4	0.5	lb/h/lb
4	Turboprop	0.5–0.8	0.6–0.8	lb/h/hp
5	Piston (fixed pitch)	0.4–0.8	0.5–0.7	lb/h/hp
6	Piston (variable pitch)	0.4–0.8	0.4–0.7	lb/h/hp

fonte: (SADRAEY, 2012)

A fração de combustível, na fase de loiter, para um VANT à hélice, é dada por:

$$\frac{W_{i+1}}{W_i} = e^{\frac{-E_{\max} C_1 V_{E_{\max}}}{0.866 \eta_p (L/D)_{\max}}} \quad (7)$$

Onde $E_{\max}$ é a máxima autonomia, C_1 é o consumo específico de combustível em loiter, apresentado na Figura 38 e $V_{E_{\max}}$ é a velocidade de máxima autonomia, considerada como $1,4V_S$.

A Figura 39 apresenta os valores estimados de $(L/D)_{\max}$ para diferentes configurações.

Figura 39 – $(L/D)_{\max}$ para diferentes configurações.

No.	Aircraft type	$(L/D)_{\max}$
1	Sailplane (glider)	20–35
2	Jet transport	12–20
3	GA	10–15
4	Subsonic military	8–11
5	Supersonic fighter	5–8
6	Helicopter	2–4
7	Home-built	6–14
8	Ultralight	8–15

fonte: (SADRAEY, 2012)

De acordo com (RAYMER, 2012), para configurações à hélice, considera-se na fase de loiter $0.866(L/D)_{\max}$.

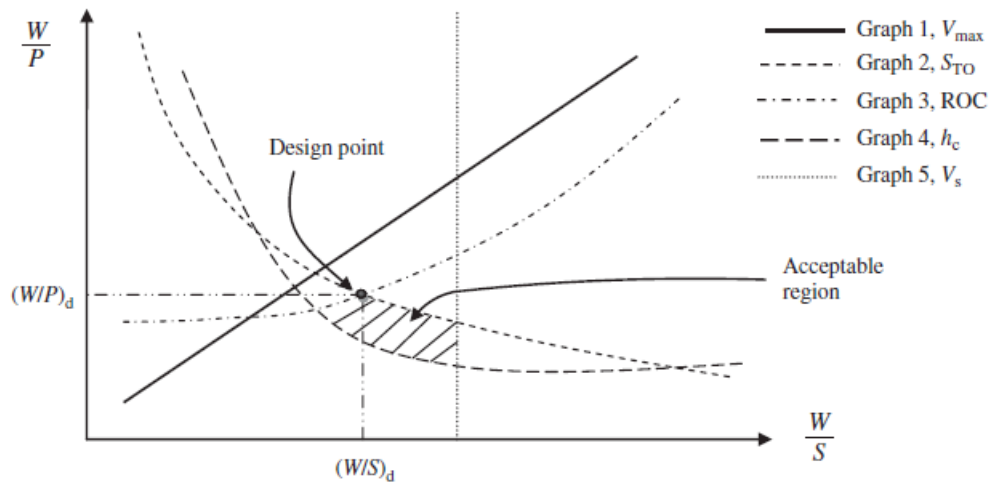
4.5.3 Cálculo de carga paga

O método aqui apresentado para estimar a carga paga do VANT é o proposto por VALAVANIS; VACHTSEVANOS, onde é feita uma tabela estimando todos os equipamentos que serão embarcados e suas respectivas massas e além disso, estima-se também, a bateria que será utilizada a partir das tensões de cada equipamento.

4.6 DIAGRAMA DE PROJETO (CONSTRAINT)

O diagrama de projeto, ou "*Constraint Analysis*", consiste em um gráfico onde serão plotadas curvas de restrições de desempenho de interesse, afim alcançar um projeto que esteja de acordo com os requisitos de desempenho almejados. Um exemplo de diagrama de projeto está representado pela Figura 40. Para qualquer aeronave ou VANT à hélice, o gráfico é do tipo $(W/P) = f(W/S)$.

Figura 40 – Diagrama de Projeto



fonte: (SADRAEY, 2012)

A área hachurada do gráfico da Figura 40, apresenta a região aceitável onde os limites de desempenho podem variar, fazendo com que o projeto atenda todos os requisitos estabelecidos.

O gráfico mostra também o ponto ótimo de projeto, ou, "*Design Point*". Este ponto representa a solução que requer a menor potência de motor necessária, logo, requerendo a menor tração.

Este trabalho seguirá o diagrama de projeto com as equações propostas por SADRAEY e ROSKAM. Serão apresentadas formulações do tipo $T/W = f(W/S)$ para o cálculo de velocidade de estol, distância de decolagem e pouso, razão de subida (do inglês ROC, "*rate of climb*"), velocidade máxima e teto de serviço.

4.6.1 Velocidade de estol

Um dos requisitos de desempenho de qualquer aeronave ou drone é a busca por baixas velocidades de estol, tanto para respeitar as normas de homologação quanto a redução de outros parâmetros, como por exemplo, distância de decolagem.

Considerando o VANT em voo nivelado, tem-se:

$$L = W = \frac{1}{2} \rho V_S^2 S C_{Lmax} \quad (8)$$

Logo,

$$\left(\frac{W}{S} \right)_{V_s} = \frac{1}{2} \rho V_S^2 C_{Lmax} \quad (9)$$

onde, ρ é a densidade do ar, V_S é a velocidade de estol, S é a área alar e $C_{L_{\max}}$ é o coeficiente de máxima sustentação.

A equação 9 mostra que a velocidade de estol independe de (T/W) , ou seja, a carga alar para satisfazer os requisitos de velocidade de estol não é função da razão empuxo-peso. A figura Figura 41, apresenta a tabela com os valores de $C_{L_{\max}}$ para diversos tipos de categorias de aeronaves.

Figura 41 – Valores de $C_{L_{\max}}$ para diversas categorias.

No.	Aircraft type	$C_{L_{\max}}$	V_S (knot)
1	Hang glider/kite	2.5–3.5	10–15
2	Sailplane/glider	1.8–2.5	12–25
3	Microlight	1.8–2.4	20–30
4	Very light	1.6–2.2	30–45
5	GA light	1.6–2.2	40–61
6	Agricultural	1.5–2	45–61
7	Home-built	1.2–1.8	40–70
8	Business jet	1.6–2.6	70–120
9	Jet transport	2.2–3.2	95–130
10	Supersonic fighter	1.8–3.2	100–120

fonte: (SADRAEY, 2012)

4.6.2 Velocidade máxima

A expressão a seguir é usada para calcular a velocidade máxima do VANT.

$$\left(\frac{W}{P}\right) = \frac{\eta_p}{\frac{aV_{max}^3}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{b}{V_{max}} \left(\frac{W}{S}\right)} \quad (10)$$

onde,

$$a = \frac{1}{2} \rho_0 C_{D0} \quad (11)$$

$$b = \frac{2k}{\rho\sigma} \quad (12)$$

$$V_{\max} = 1.2V_C - 1.3V_C \quad (13)$$

$$K = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (14)$$

e ρ_0 é a densidade do ar no nível do mar, σ é a razão (ρ/ρ_0) , " e " é o fator de eficiência de Oswald, que varia entre 0.7 e 0.95, AR é a razão de aspecto (b^2/S) , onde b é a envergadura e V_C é a velocidade

de cruzeiro. V_C , para VANTS à hélice, é calculada a 75-80% da potência. η_p é a eficiência da hélice, que varia entre 0.7-0.85.

Como na fase de projeto preliminar, ainda não há análises aerodinâmicas, o C_{D0} (coeficiente de arrasto à sustentação zero) pode ser estimado através da tabela da Figura 42.

Figura 42 – Coeficiente C_{D0} para diversas categorias.

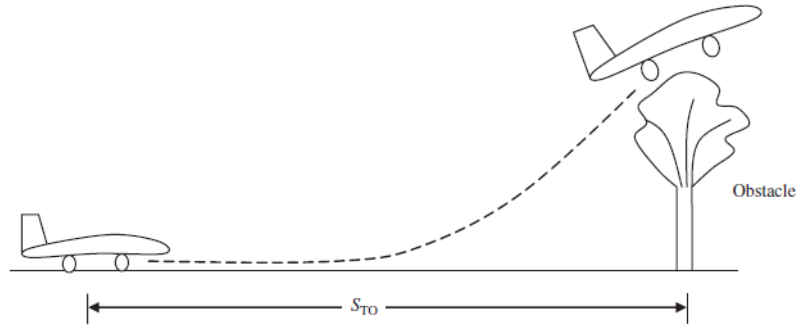
No.	Aircraft type	C_{D0}
1	Jet transport	0.015–0.02
2	Turboprop transport	0.018–0.024
3	Twin-engine piston prop	0.022–0.028
4	Small GA with retractable landing gear	0.02–0.03
5	Small GA with fixed landing gear	0.025–0.04
6	Agricultural	0.04–0.07
7	Sailplane/glider	0.012–0.015
8	Supersonic fighter	0.018–0.035
9	Home-built	0.025–0.04
10	Microlight	0.02–0.035

fonte: (SADRAEY, 2012)

4.6.3 Distância de decolagem

A distância de decolagem inclui uma seção em solo e uma seção no ar. De acordo com MIL-C-005011B, ao final da seção do ar, a aeronave deve ser capaz de voar sobre um obstáculo de 50ft (15.24m), como está ilustrado na Figura 43.

Figura 43 – Definição de distância de decolagem.



fonte: (SADRAEY, 2012)

Para aeronaves e VANTS à hélice:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TO}} = \frac{1 - \exp\left(0.6\rho g C_{DG} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{DG}}{C_{LR}}\right) \left[\exp\left(0.6\rho g C_{DG} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)\right]} \cdot \frac{\eta_p}{V_{TO}} \quad (15)$$

Onde, a velocidade de decolagem (V_{TO}) está entre 10-30% maior que a velocidade de estol. C_{DG} é dado por:

$$C_{DG} = (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}}) \quad (16)$$

O coeficiente de arrasto para configuração de decolagem ($C_{D_{TO}}$) é dado por:

$$C_{D_{TO}} = C_{D_{0TO}} + K C_{L_{TO}}^2 \quad (17)$$

onde o coeficiente de arrasto à sustentação zero em configuração de decolagem ($C_{D_{0TO}}$) é:

$$C_{D_{0TO}} = C_{D0} + C_{D_{oLG}} + C_{D_{oHLDTO}} \quad (18)$$

onde $C_{D_{oLG}}$ é o coeficiente de arrasto do trem de pouso e $C_{D_{oHLDTO}}$ é o coeficiente de arrasto de dispositivos hipersustentadores (flap por exemplo) em configuração de decolagem.

Valores típicos destes coeficientes são:

$$C_{D_{oLG}} = 0.006 \text{ a } 0.012$$

$$C_{D_{oHLDTO}} = 0.003 \text{ a } 0.008$$

O coeficiente de sustentação em decolagem ($C_{L_{TO}}$), é dado por:

$$C_{L_{TO}} = C_{LC} + \Delta C_{L_{flapTO}} \quad (19)$$

onde C_{L_c} é o coeficiente de sustentação em cruzeiro, com valor típico de 0.3 para aeronaves subsônicas e $\Delta C_{L_{flap_{TO}}}$ é o coeficiente de sustentação adicional gerado por flaps na configuração de decolagem, que variam entre 0.3 e 0.8.

O parâmetro C_{L_R} é o coeficiente de sustentação no momento rotação da decolagem, dado por:

$$C_{L_R} = \frac{C_{L_{max}}}{1,21} \quad (20)$$

O coeficiente de fricção da pista (μ) pode ser encontrado na Figura 44:

Figura 44 – Coeficiente de fricção para diferentes tipos de pistas.

No.	Surface	Friction coefficient (μ)
1	Dry concrete/asphalt	0.03–0.05
2	Wet concrete/asphalt	0.05
3	Icy concrete/asphalt	0.02
4	Turf	0.04–0.07
5	Grass	0.05–0.1
6	Soft ground	0.1–0.3

fonte: (SADRAEY, 2012)

4.6.4 Razão de subida (ROC)

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho_C \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{max}\eta_P}\right)} \quad (21)$$

onde η_P é a eficiência de hélice em subida, em torno de 0.7. Valores típicos de $(L/D)_{max}$ estão apresentados na tabela da Figura 39.

4.6.5 Teto de serviço

Nesta seção, e para efeitos de cálculo, será abordado apenas o teto de serviço. O teto de serviço é definido como a maior altitude em que a aeronave opera com uma razão de subida de 100ft/min (0.5 m/s).

A expressão $(W/P) = f(W/S)$ para o teto de serviço é dada por:

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_C = \frac{\sigma_C}{\frac{ROC_{SC}}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho_C \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{max}\eta_P}\right)} \quad (22)$$

onde σ_C é a razão (ρ_C/ρ_0) .

4.6.6 Distância de pouso

De acordo com a norma MIL-C-005011B, a velocidade de aproximação V_A , deve ser considerada como 15% superior à V_S .

A distância de decolagem não depende de (T/P), considerando que em aproximação a potência está cortada. Diante disto, (ROSKAM, 1985) considera como uma boa aproximação, usar a equação 9, considerando a velocidade de aproximação:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{\text{landing}} = \frac{1}{2} V_A^2 \rho C_{L_{max}} \quad (23)$$

5 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Neste capítulo, serão apresentados os resultados e discussões da metodologia descrita anteriormente no desenvolvimento de um VANT classe 2.

5.1 REQUISITOS E ESPECIFICAÇÕES

5.1.1 Finalidade do VANT

Pretende-se desenvolver um VANT de monitoramento e patrulha, podendo ser utilizado em operações militares de reconhecimento de terreno, monitoramento de bases, fronteiras e acompanhamento e localização de tropas inimigas. Para isso, deverá ser asa fixa, monomotor com faixa de potência entre 10hp e 20hp e capaz de levar carga composta por câmeras, sistemas autônomos e combustível que garanta uma boa autonomia. Quanto ao alcance, será um VANT do tipo short range e realizará operações BVLOS, com o auxílio de sistema SATCOM para controle a longa distância.

5.1.2 Desempenho almejado

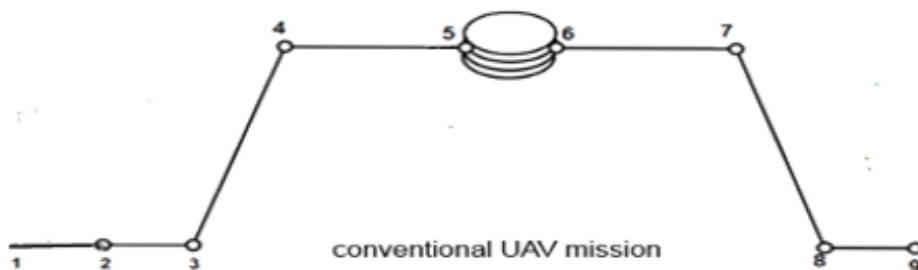
Por ser destinado à aplicação militar, os seguintes parâmetros devem ser atingidos:

- Velocidade de cruzeiro a 75% da potência, igual ou superior a 130 km/h;
- Razão de subida igual ou superior a 5m/s (400m/min);
- Distância de decolagem inferior a 350m;

5.1.3 Missões típicas

Para esta finalidade, deve-se pensar em uma missão que possibilite ao VANT, tempo suficiente para exercer a função de patrulha e monitoramento, sendo esta a maior etapa da missão. Portanto, será constituída das etapas descritas na Figura 36.

Figura 45 – Missão típica de um VANT convencional.



fonte: (ESSARI, 2015. Tese de Doutorado - Faculdade de engenharia mecânica, Universidade de Belgrado, Belgrado, 2015)

A partir da concepção da missão típica, pode-se estimar os tempos e consumos das oito etapas constituintes desta missão, apresentadas na tabela 1.

Tabela 1 – Consumo e tempo estimado para aplicação de monitoramento e patrulha.

Etapa	Tempo [min]	Consumo [L]
Partida e taxiamento	3	0.5
Decolagem	1	0.15
Subida até altitude de cruzeiro	7	1
Cruzeiro	60	5
Loiter	180	15
Cruzeiro	60	5
Descida	5	0.8
Pouso e taxiamento	2	0.3
TOTAL	318	27.75

fonte: Produção do Próprio Autor.

O tempo total estimado da missão é de 318min (5.3h) e consumo estimado de 27,75 litros de combustível. Os dados de consumo de combustível, em litros, são também estatísticos e foram obtidos a partir dos consumos de motores usados em drones classe 2. Na seção 5.6, serão apresentados alguns dos principais motores candidatos a serem usados no VANT.

5.1.4 Características pretendidas

Neste projeto, buscar-se-á simplicidade e alto desempenho, portanto serão priorizadas as seguintes características:

- Simplicidade construtiva
- Manutenibilidade
- Desempenho aerodinâmico
- Estrutura leve e resistente
- Boas características em voo de cruzeiro

5.1.5 Requisitos

As normas técnicas a serem utilizadas neste projeto serão: MIL-C-005011B, RBAC23 e RBAC-E 94.

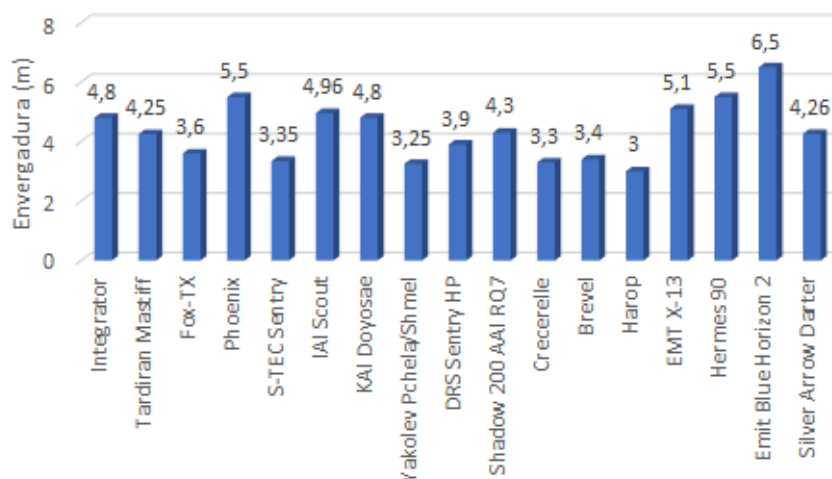
Devido à falta de dados de desempenho na norma MIL, direcionada para aeronaves militares tripuladas, foram utilizadas as outras duas normas do RBAC para obter dados mais palpáveis que possam ser aplicados nos cálculos, afim de num primeiro momento estabelecer limites de operação que existem atualmente na aviação. Como o intuito do presente trabalho é a tentativa de aplicar metodologias existentes no âmbito dos VANTS, especificamente na fase de projeto conceitual, o uso de dados e normas, a priori criadas para aeronaves tripuladas, não é fator preocupante para o sucesso da proposta do trabalho. Vale lembrar, como explicado anteriormente, que principalemnte na fase de projeto conceitual, são realizadas diversas iterações no método para chegar em uma configuração aceitável e eficaz, logo, estes dados podem ser modificados durante o processo.

5.2 ESTUDOS COMPARATIVOS

Nesta seção, seguindo a metodologia de estudos comparativos, serão apresentados os gráficos comparativos de barras entre diversos modelos de drones existentes no mercado, desde parâmetros de desempenho até parâmetros de configuração construtiva.

O gráfico de barras da Figura 46 compara os valores de envergadura para diferentes drones militares. O valor mínimo é de 3 metros e o valor máximo de 6,5 metros, sendo a média, em torno de 4,3 metros.

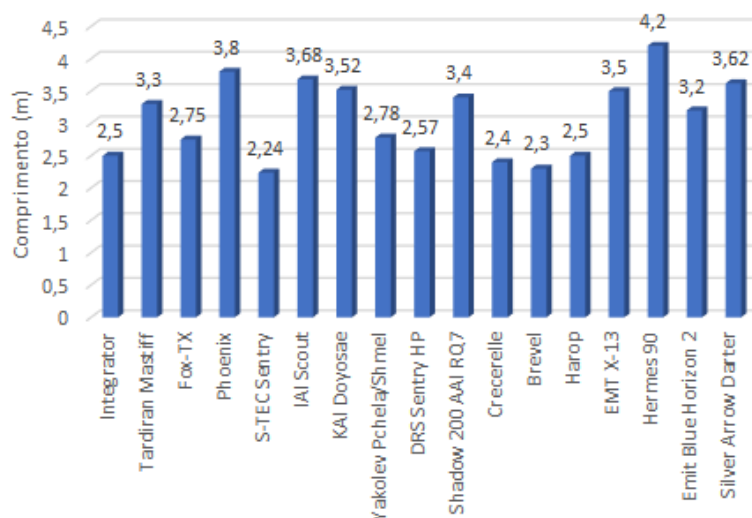
Figura 46 – Gráfico de envergadura.



fonte: Próprio autor

O gráfico da Figura 47 apresenta os valores de comprimento da fuselagem para os diferentes drones militares. O menor comprimento é do S-TEC Sentry, com 2,24 metros e a maior fuselagem é do Hermes 90, com 4,2 metros.

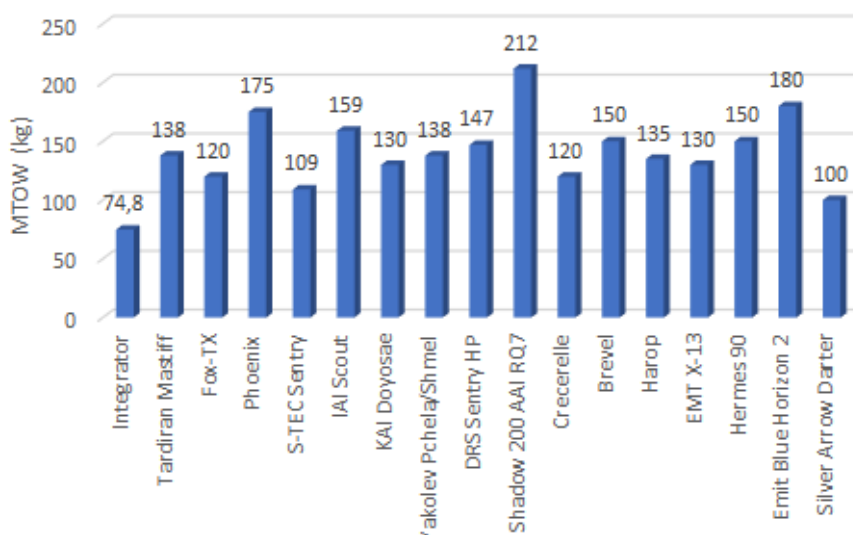
Figura 47 – Gráfico de comprimento da fuselagem.



fonte: Próprio autor.

O gráfico da Figura 48 apresenta os valores de MTOW. Alguns drones possuem valores acima da classificação Classe 2, como por exemplo o Shadow 200 AAI RQ7 e o Phoenix, porém, como este se trata apenas de um método comparativo, é interessante analisar quais as diferenças entre estes drones e os que se adequam a Classe 2.

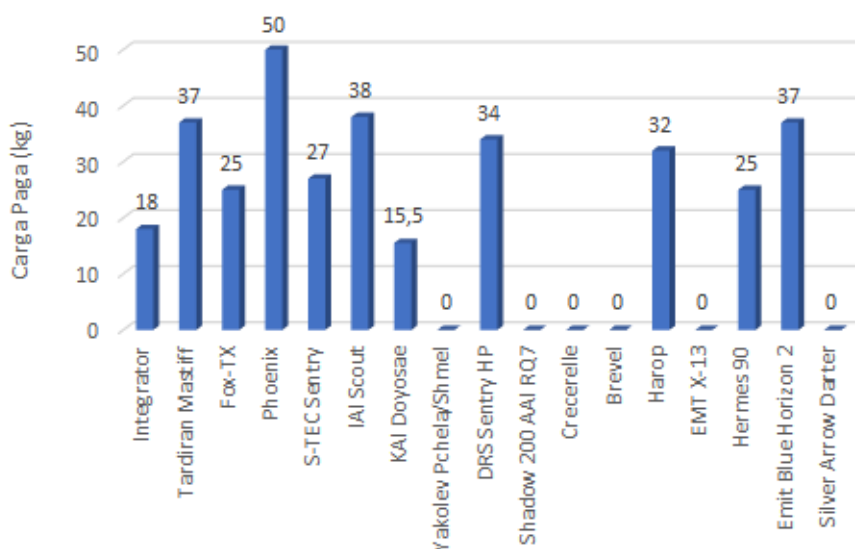
Figura 48 – Gráfico de MTOW.



fonte: Próprio autor

O gráfico da Figura 49 apresenta os valores de carga paga. Devido à uma base de dados escassa, alguns valores não foram encontrados, principalmente por se tratarem de drones militares. O drone com maior carga paga é o Phoenix, com capacidade de 50kg, representando 28% do seu MTOW.

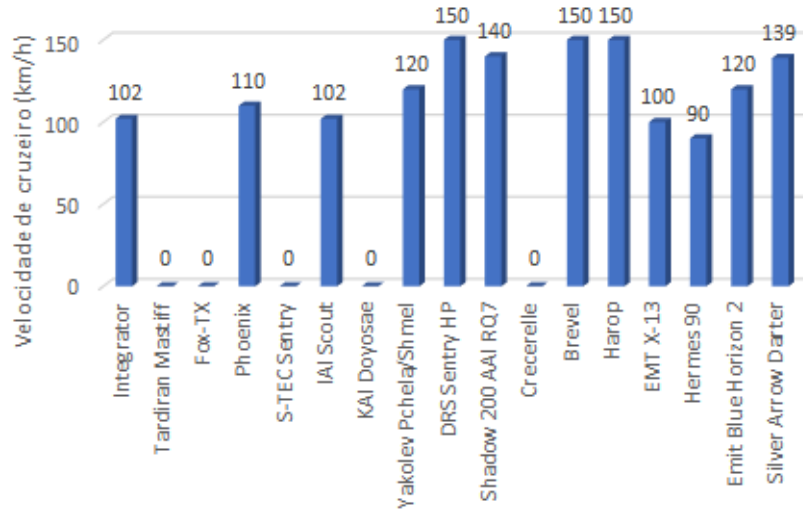
Figura 49 – Gráfico de carga paga.



fonte: Próprio autor.

O gráfico da Figura 50 apresenta as velocidades de cruzeiro. É importante observar que esta não está apenas atrelada ao MTOW, mas também a eficiência aerodinâmica e potência disponível dos motores.

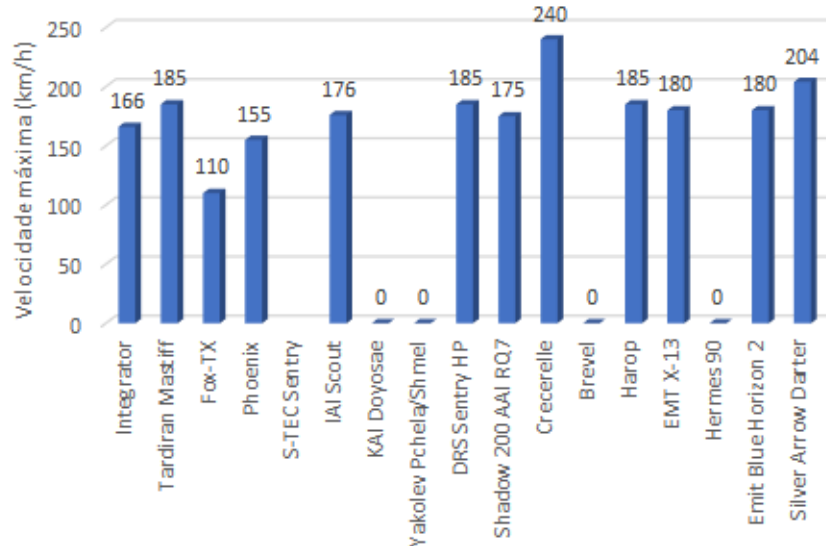
Figura 50 – Gráfico de velocidade de cruzeiro.



fonte: Próprio autor

O gráfico da Figura 51 apresentam os valores de velocidade máxima. O drone com maior velocidade máxima é o Crecerelle, com 240 km/h.

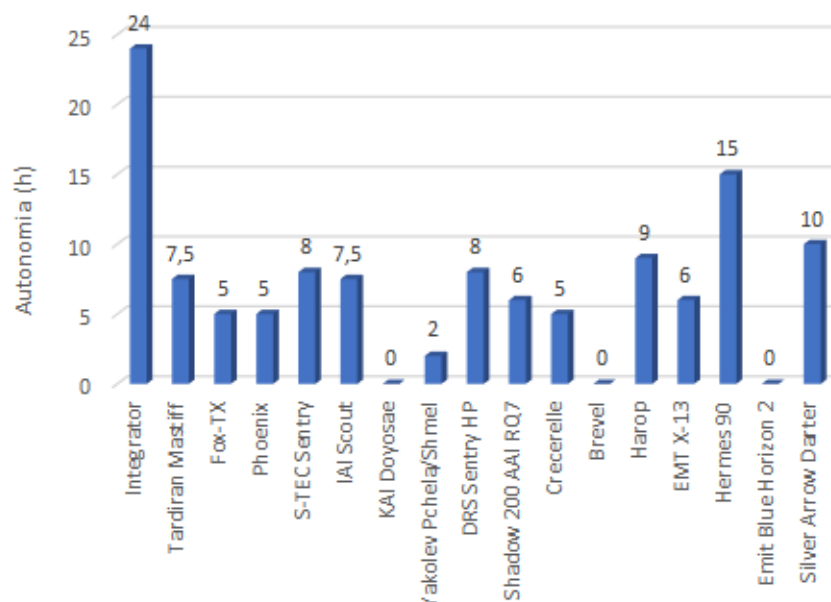
Figura 51 – Gráfico de velocidade máxima.



fonte: Próprio autor

O gráfico da Figura 52 apresenta os valores de autonomia. Pode-se observar a tendência destes drones possuírem altas autonomias, provavelmente por muitos deles apresentarem aplicações semelhantes e poderem cobrir grandes áreas.

Figura 52 – Gráfico de autonomia para diferentes drones do mercado.



fonte: Próprio autor

De acordo com as tabelas e gráficos apresentados, pode-se obter as tendências a partir dos valores médios dos drones militares existentes, apresentados na Tabela 2. Vale lembrar que os valores médios servem apenas de parâmetros iniciais para o projeto e não necessariamente engessam a configuração final.

Tabela 2 – Valores médios dos parâmetros considerados.

Valores Médios	
Envergadura [m]	4,3
Comprimento [m]	3,1
MTOW [kg]	139,3
Carga Paga [kg]	30,1
Autonomia [h]	8,3
Velocidade de Cruzeiro [km/h]	122,8
Velocidade Máxima [km/h]	178,4

fonte: Produção do próprio autor.

A partir desta tabela, tem-se um valor de MTOW de 139,3 kg, ou seja, 10,7 kg abaixo do MTOW permitido pela classe 2.

O valor de carga paga será estimado posteriormente, porém, deve-se ter cautela na seleção dos equipamentos que integrarão o VANT, pois para valores altos de autonomia, serão necessárias grandes quantidades de combustível ou baterias, que acarretam no aumento do peso total.

5.3 ESCOLHA DA CONFIGURAÇÃO EXTERNA

A tabela 3, apresenta algumas configurações externas dos drones base de estudo do presente trabalho. Estes dados serão usados para direcionar a escolha da configuração externa do VANT.

Tabela 3 – Configurações externas para diferentes drones do mercado.

Projeto	Pos.Asa	Forma em Planta	Pos.Motor	Empenagem	Trens de Pouso
Integrator	Alta	Trapezoidal	Pusher	H	Não Possui
Tardiran Mastiff	Alta	Retangular	Pusher	H	Fixo
Fox-TX	Alta	Retangular	Pusher	T	Não Possui
Phoenix	Alta	Trapezoidal	Tractor	H	Não Possui
S-TEC Sentry	Alta	Trapezoidal	Tractor	V	Retrátil
IAI Scout	Alta	Retangular	Pusher	H	Fixo
KAI Doyosae	Alta	Trapezoidal	Pusher	H	Fixo
Yakolev Pchela	Alta	Retangular	Pusher	-	Fixo
Meggite Sentry	Média	Retangular	Tractor	V	Retrátil
Shadow 200 AAI RQ7	Alta	Retangular	Pusher	V	Fixo
Creckerelle	Média	Trapezoidal	Pusher	Convencional	Retrátil
Brevel	Baixa	Trapezoidal	Pusher	T	Retrátil
Harop	-	Delta/Trapezoidal	Pusher	Cannard	Não Possui
EMT X-13	Asa Voadora	Trapezoidal	Pusher	-	Não Possui
Hermes 90	Alta	Trapezoidal	Pusher	V Invertido	Fixo
Emit Blue Horizon 2	Baixa	Trapezoidal	Pusher	Cannard	Fixo
Silver Arrow Darter	Média/Alta	Retangular	Pusher	T	Fixo

fonte: Produção do próprio autor.

Assim como dito nos estudos comparativos, os dados apresentados pela tabela 3 não engessam a escolha final da configuração externa, e nem sempre a configuração mais usual em drones existentes será a melhor para o projeto.

5.3.1 Quantidade de asas

Opta-se por uma configuração monoplana, devido à facilidade construtiva e eficiência aerodinâmica, além de ser a configuração mais usual em toda a aviação.

5.3.2 Posição das asas

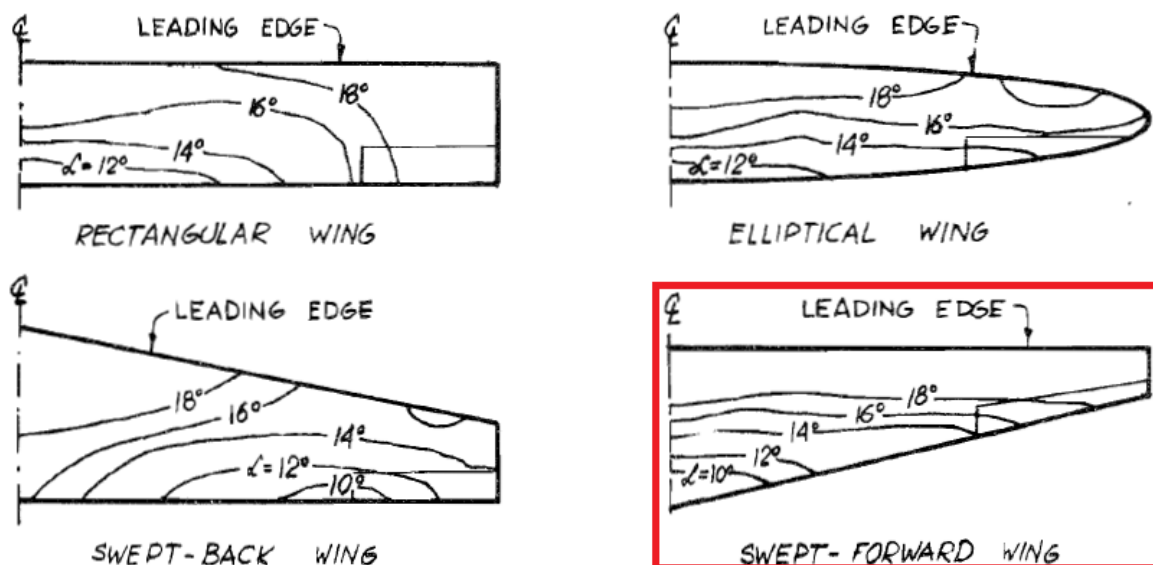
Sendo um VANT de monitoramento e patrulha, este deve possuir estabilidade de voo, baixo peso estrutural, bom espaço interno para posicionamento dos sistemas e equipamentos, além uma boa configuração externa para posicionamento de antenas e câmeras, portanto, opta-se pela configuração asa alta. Na tabela 3, a maioria dos drones possuem asa alta.

5.3.3 Forma em planta

Em busca de otimizar a relação resistência/peso da asa e reduzir o arrasto induzido, sem grandes perdas das características de estol, será escolhida a forma em planta trapezoidal. De acordo com a forma em planta em vermelho da Figura 53, a forma trapezoidal possui boas características de estol

assim como a asa retangular, da raiz para as pontas, mas além disso, possui maior caixa de torção na raiz, reduzindo o peso da estrutura. Tal configuração possui boas características devido também ao enflechamento do bordo de fuga da asa.

Figura 53 – Características de estol nas formas em planta das asas.



fonte: (PAZMANY, 1963)

5.3.4 Diedro

Não foi possível a obtenção dos dados de diedros dos drones da tabela 3, porém, será escolhida uma configuração de diedro nulo, pois como a configuração de asa alta já possui melhor estabilidade lateral, talvez seja desnecessário o aumento dessa estabilidade.

5.3.5 Enflechamento

Assim como no caso do diedro, não foi possível obter estes dados. Será adotado um enflechamento nulo (neutro), valorizando a facilidade construtiva e mantendo as boas características de estol.

5.3.6 Posição do grupo motopropulsor

A partir da tabela comparativa de configurações externas, será escolhida a configuração pusher do grupo motopropulsor. Esta configuração possui maior rendimento propulsivo e escoamento predominantemente laminar na fuselagem. Devido à esta decisão, deverá ser cautelosamente escolhida a configuração da empenagem e a distribuição dos equipamentos no interior do VANT, pelas razões descritas na seção 4.4.6.

5.3.7 Tipo de empenagem

Será optado pela configuração "V", que gera menor arrasto e possui boas características em: recuperação de estol, não há interferência da esteira de asa nas superfícies, menor deflexão das

superfícies em manobras e maior segurança em pousos e decolagens. A menor estabilidade desta configuração será resolvida implementando um bom sistema de controle (PA). Esta configuração resolve também o problema da escolha de uma configuração pusher para o grupo motopropulsor, sendo que a empenagem pode se localizar acima do motor, não sofrendo interferência do escoamento turbulento gerado pelo mesmo.

5.3.8 Trem de pouso

Tem-se por objetivo o pouso e decolagem tanto em pistas em boas condições, como também em pistas acidentadas, portanto, configuração de trem de pouso a ser escolhida será a triciclo retrátil. Triciclo por ser melhor no pouso e decolagem e retrátil para redução do arrasto em voo.

5.4 ESTIMATIVA INICIAL DE PESO

5.4.1 Cálculo de fração de peso vazio

Em seu trabalho de doutorado, para estimar o peso de um drone de até 250kg, (ESSARI, 2015. Tese de Doutorado - Faculdade de engenharia mecânica, Universidade de Belgrado, Belgrado, 2015) aproxima seu caso para "homebuilt". Neste trabalho, será usada a mesma aproximação, logo, serão utilizadas as constantes para "Homebuilt - composite", na tabela da figura Figura 35, visando a construção em materiais compósitos. Portanto, a equação ficará:

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = \frac{1}{\log_{10}\left(\frac{\log_{10} W_{TO} - 0,3411}{0,9519}\right)} \quad (1)$$

5.4.2 Cálculo de fração de combustível

Para o cálculo da fração de combustível, serão utilizadas as frações apresentadas na tabela da Figura 37, logo, W_9/W_1 ficará:

$$\frac{W_9}{W_1} = 0,98.0,97.0,99.\frac{W_5}{W_4}\frac{W_6}{W_5}\frac{W_7}{W_6}.0,99.0,997 \quad (2)$$

A fração de combustível na fase de cruzeiro $\frac{W_5}{W_4}$, pode ser calculada pela equação 3, logo, utilizando C_c como 0,75, $(L/D)_{\max}$ igual à 14 (Figura 39) e utilizando a velocidade média de cruzeiro calculada na tabela 2 para um tempo de cruzeiro de 60 min apresentado na tabela 1, tem-se:

$$\frac{W_5}{W_4} = e^{\frac{-140.0,001242}{0,8.14}} \quad (3)$$

Portanto, $\frac{W_5}{W_4} = 0,985$.

Como a segunda fase de cruzeiro, ou seja, retorno após loiter possui o mesmo tempo de 60 minutos, assume-se que $\frac{W_5}{W_4} = \frac{W_7}{W_6}$.

A fração de combustível na fase de loiter $\frac{W_6}{W_5}$, pode ser calculada pela equação 7, logo, utilizando C_1 como 0,5, $(L/D)_{\max}$ igual à 14 (Figura 39), e autonomia de 3 horas, tem-se:

$$\frac{W_6}{W_5} = e^{\frac{3.0,000828.132,23}{0,866.0,8.12}} \quad (4)$$

Portanto, $\frac{W_6}{W_5} = 0,967$.

Substituindo os valores calculados na equação 2, $W_9/W_1 = 0,875$. Portanto, W_F/W_{TO} , será dado por:

$$\frac{W_F}{W_{TO}} = 1.06(1 - 0,875) = 0,1325 \quad (5)$$

OBS: Em todos os cálculos, os valores de SFC devem estar de acordo com as unidades utilizadas.

5.4.3 Cálculo de carga paga

A tabela abaixo apresenta uma lista de alguns equipamentos esperados para compor o sistema do VANT. Este será composto por 8 servos para movimentar as superfícies de comando, 4 para movimentar flaps, 3 servos para os trens de pouso em configuração triciclo retrátil e 2 servos para acionamento da mistura do motor, considerando redundância caso a perda de um.

O sistema gemini SBC será a central de processamento, o GPS e ELT estão presentes no Blue Sky Network, fazendo a conexão do VANT com a central de comando por meio de SATCOM. Para aquisição de informações de voo e controle, serão instalados sensores de pressão diferencial e absoluta, AOA, AOS e WOW, além de radares e transponder.

O sistema Lidar realizará mapeamento de terreno. Serão instaladas duas câmeras para captar vídeos e fotos, além de uma câmera térmica para operações noturnas ou em áreas de difícil visualização.

Para alimentar o sistema completo, será usada uma bateria de 12V TSO e uma bateria de backup semelhante à bateria principal, juntamente com reguladores de tensão para o funcionamento correto e seguro do circuito.

De acordo com a tabela, portanto, o valor da carga paga será de 19,980kg, considerando 20kg afim de facilitar as contas.

Tabela 4 – Lista de embarcados e respectivas tensões de operação.

Lista de Embarcados: Aeronave de Vigilância e Patrulha				
Item	QTD	Massa (kg)	Total (kg)	Tensão (V)
Servo 30kg	12	0,06	0,72	6,8
Servo trens de pouso	3	0,1	0,3	6
Servo para motor	2	0,06	0,12	6
Sistema de controle Gemini	1	0,250	0,250	16-34
Regulador de tensão	2	0,05	0,1	-
GPS e ELT	1	0,45	0,45	10-32
Sistema Lidar	1	3,5	3,5	12
Radar Altímetro	2	0,32	0,64	10-30
Radar de obstáculos	1	0,12	0,12	10-30
Sensor de pressão diferencial (pitot)	2	0,1	0,2	12
Sensor de pressão absoluta (altímetro)	2	0,05	0,1	5
Transponder	1	1,35	1,35	10-30
Câmera 1	1	0,449	0,449	-
Câmera 2	1	0,449	0,449	-
Câmera térmica	1	0,350	0,350	-
Sensor de AOA e AOS	2	1,24	2,48	12-28
Sensor de WOW	2	1,3	2,6	12-28
Fiação geral	1	1	1	-
Bateria principal	1	2,4	2,4	12V
Bateria backup	1	2,4	2,4	12V
Total			19,980kg	

fonte: Produção do próprio autor.

5.4.4 Cálculo de MTOW (W_{TO})

Após realizar os cálculos das seções acima, tem-se as duas equações principais:

$$W_{TO} = \frac{20}{1 - 0,133 - (\frac{W_E}{W_{TO}})} \quad (6)$$

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = \frac{1}{\log_{10}(\frac{\log_{10}W_{TO}-0,3411}{0,9519})} \quad (7)$$

Sendo este um conjunto de equações não lineares, criou-se um programa em Python para o cálculo de W_{TO} , para facilitar a resolução, importando da biblioteca "scipy.optimize" o solver "fsolve". Para isso, é necessário manipular as equações da seguinte forma:

$$y - \frac{20}{0,867 - x} = 0 \quad (8)$$

$$x - \frac{1}{\log_{10}(\frac{\log_{10}(y)-0,3411}{0,9519})} = 0 \quad (9)$$

Onde, $x = \frac{W_E}{W_{TO}}$ e $y = W_{TO}$.

Utilizando como ponto de partida $(x,y) = (0,7,150)$, os resultados obtidos foram:

$$W_{TO} = 100kg \quad \frac{W_E}{W_{TO}} = 0,667$$

5.5 DIAGRAMA DE PROJETO

5.5.1 Velocidade de estol

A partir da equação 8, considerando V_S igual a 86 ft/s (51kt), abaixo do máximo permitido pela norma 14CFR Part 23, $C_{L_{\max}}$ igual a 1,7 (Figura 41) para a categoria home-built e ρ a densidade no nível do mar, tem-se:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_S} = \frac{1}{2} \cdot 0,0023765 \cdot 86^2 \cdot 1,7 \quad (10)$$

Portanto, $\left(\frac{W}{S}\right)_{V_S} = 15 \text{ lb/ft}^2$

5.5.2 Velocidade Máxima

Utilizando a equação 10, consierando altitude de 3000ft (e sua respectiva densidade), fator de eficiência de Oswald de 0,85, envergadura de 16,4 ft, área de asa de 21,52 ft², $V_{\max}$ de 110% da velocidade de cruzeiro e C_{D_0} de 0,03 (Figura 42), tem-se:

$$\left(\frac{W}{P}\right) = \frac{0,8550}{\frac{3,56e^{-5} \cdot 154^3}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{0,224}{134,25} \left(\frac{W}{S}\right)} \quad (11)$$

5.5.3 Distância de decolagem

Para facilitar o entendimento da equação 15, a lista de parâmetros está apresentada na tabela 5. Foi considerada decolagem ao nível do mar de um VANT, com sistemas hipersustentadores (flaps) e com velocidade de decolagem 10% superior à velocidade de estol, de acordo com a norma MIL-C-005011B.

Tabela 5 – Parâmetros da equação 15.

Parâmetro	Valor	[Unidades]
ρ	0,002377	slug/ft ³
μ	0,04	-
g	32,17	ft/s ²
m	220	lb
$V_{TO} = 1,1V_S$	94,7	ft/s
V_R	V_{TO}	ft/s
$\Delta_{CL_{\text{flap}TO}}$	0,4	-
C_{L_C}	0,3	-
$C_{L_{TO}}$	0,3	-
$C_{D_{oHLDTO}}$	0,005	-
$C_{D_{oLG}}$	0,007	-
$C_{D_{oTO}}$	0,039	-
$C_{D_{TO}}$	0,0417	-
C_{D_G}	0,0296	-
C_{L_R}	1,4	-

fonte: Produção do próprio autor.

Aplicando os valores na equação de distância de decolagem:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{s_{TO}} = \frac{1 - \exp\left(0,6.0,002377.32,17.0,0296.1148.\frac{1}{W/S}\right)}{0,04 - \left(0,04 + \frac{0,0296}{1,4}\right) \left[\exp\left(0,6.32,17.0,0296.1148.\frac{1}{W/S}\right)\right]} \cdot \frac{0,8.550}{94,7} \quad (12)$$

5.5.4 Razão de subida (ROC)

Considerando uma razão de subida de 16,4 ft/s (5m/s), a equação 21, ficará:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1.550}{\frac{16,4}{0,7} + \sqrt{\frac{2}{0,002377\sqrt{\frac{3.0,03}{0,029}}}\left(\frac{W}{S}\right)}} \left(\frac{1.155}{14.0,7}\right) \quad (13)$$

5.5.5 Teto de serviço

De acordo com a norma MIL-C-005011B, considera-se o teto de serviço a altitude onde a aeronave opera com uma razão de subida de 100 ft/min (1,66 ft/s), portanto, utilizando a equação 14, tem-se:

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_C = \frac{0,88}{\frac{1,66}{0,85} + \sqrt{\frac{2}{0,002111\sqrt{\frac{3.0,03}{0,0299}}}\left(\frac{W}{S}\right)}} \left(\frac{1.155}{14.0,85}\right) \quad (14)$$

5.5.6 Distância de pouso

Utilizando a equação 23 proposta por (ROSKAM, 1985), considerando V_A como 115% da V_S e altitude do nível do mar, tem-se:

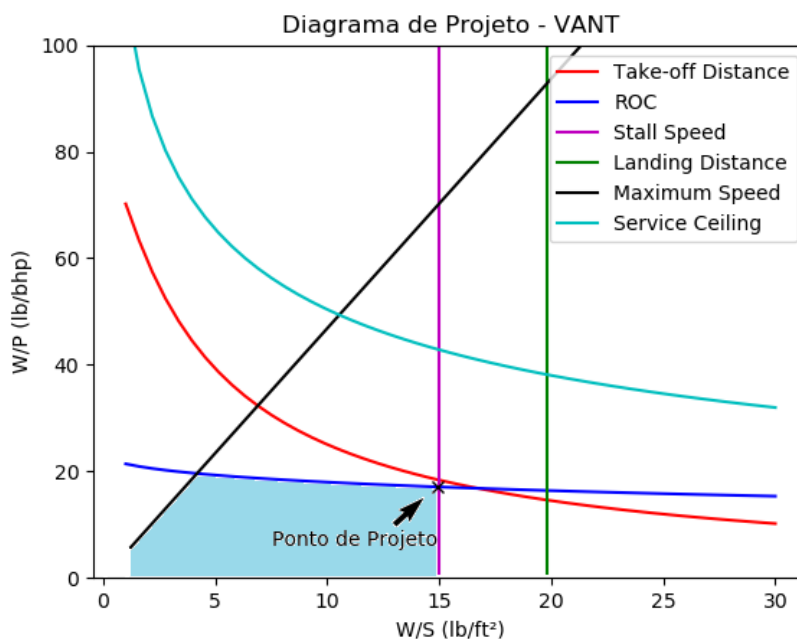
$$\left(\frac{W}{S}\right)_{Landing} = \frac{1}{2} \cdot 0,0023765.98,9^2.1,7 \quad (15)$$

Logo $(W/S)_{Landing} = 19,8 \text{ lb/ft}^2$.

5.5.7 Diagrama de Projeto

A figura Figura 54 apresenta o diagrama de projeto construído a partir das equações apresentadas anteriormente nesta seção, utilizando um código criado na linguagem Python de programação.

Figura 54 – Diagrama de Projeto.



fonte: Produção do próprio autor.

A partir da figura acima, é possível reconhecer o ponto de projeto, no qual evidencia a melhor relação entre potência e área de asa, ou seja, menor consumo. A região aceitável de projeto está sob a curva de razão de subida (ROC), pintada de azul e a esquerda da curva de velocidade de estol, pintada de rosa. Esta região, de acordo com (SADRAEY, 2012), é a região na qual todos os requisitos de desempenho são atingidos.

A partir do ponto de projeto, pode-se obter:

$$\left(\frac{W}{P}\right) = 16,55 \quad (16)$$

$$\left(\frac{W}{S}\right) = 15 \quad (17)$$

Logo, a potência de motor e área de asa podem ser calculadas:

$$P = \frac{220}{16,55} \approx \mathbf{13,3HP} \quad (18)$$

$$A = \frac{220}{15} \approx \mathbf{14,67ft^2} \quad (19)$$

5.6 ESCOLHA DO MOTOR

A partir dos cálculos de potência e área de asa realizados na seção anterior, o próximo passo é escolher um motor que supra a necessidade calculada, neste caso, a potência mínima é de 13HP. A tabela abaixo apresenta quatro modelos de motores 2 tempos que poderiam ser usados no VANT deste projeto.

Tabela 6 – Motores e especificações básicas.

Motor	Potência (HP)	Peso (kg)	RPM	Combustível	Ignição (VDC)	Preço (€)
3W-110Xi B2 R CS	12,8	3,050	1200-8500	Gas. + Óleo	6 - 8,4	1395
3W-112i B4 CS	13	3,870	1000-7000	Gas. + Óleo	6 - 8,4	2390
SP-170 TS	13	4,56	2000-10000	Gas. + Óleo	6 - 8,4	2310
SP-275 TS CR 03	21,67	7,26	2200-10000	Gas. + Óleo	6 - 8,4	2970

Fonte: Produção do próprio autor.

A escolha de um motor 2 tempos se deve ao fato de que estes são mais simples construtivamente e mais leves, apesar de gastarem mais combustível em relação à motores 4 tempos. Além disso, motores 4 tempos para esta finalidade são mais difíceis de serem achados no mercado.

Tais motores operam com sistema de arrefecimento a ar, sem ventoinha própria, podendo apresentar problemas de superaquecimento. Para isto, portanto, é importante projetar um sistema de tomada de ar para arrefecer o sistema e em saídas de ar para formar um fluxo constante.

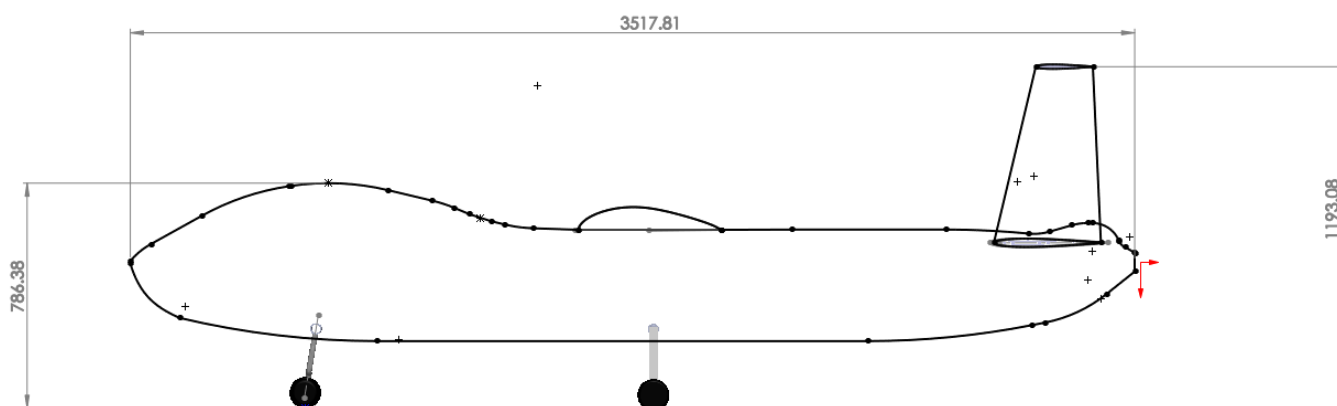
Nesta tabela, o único motor que altera visivelmente o peso máximo de decolagem é o SP-275 TS CR 03, além de possuir maior potência em relação aos outros três motores. No entanto, é válido pensar em motores mais potentes caso queira diminuir a distância de decolagem, aumentar a razão de subida e a velocidade de cruzeiro, em contrapartida, aumentar o consumo de combustível e o peso.

5.7 ESBOÇO INICIAL

A seguir, são apresentadas as vistas do esboço 3D inicial do VANT militar desenvolvido neste trabalho, desenhado no software SolidWorks 2020. As características principais escolhidas na seção 5 foram empregadas nestes desenho, outras, como hélice, tamanho de empenagem, comprimento, posição e perfis de asa e tamanhos de trem de pouso foram desenhadas, porém, deverão ser realizados todos os cálculos de dimensionamento posteriormente.

A figura Figura 55 apresenta a vista lateral do VANT com os trens de pouso baixados e suas principais dimensões. Este possui uma altura máxima de 1193.08mm e um comprimento de 3517.81mm.

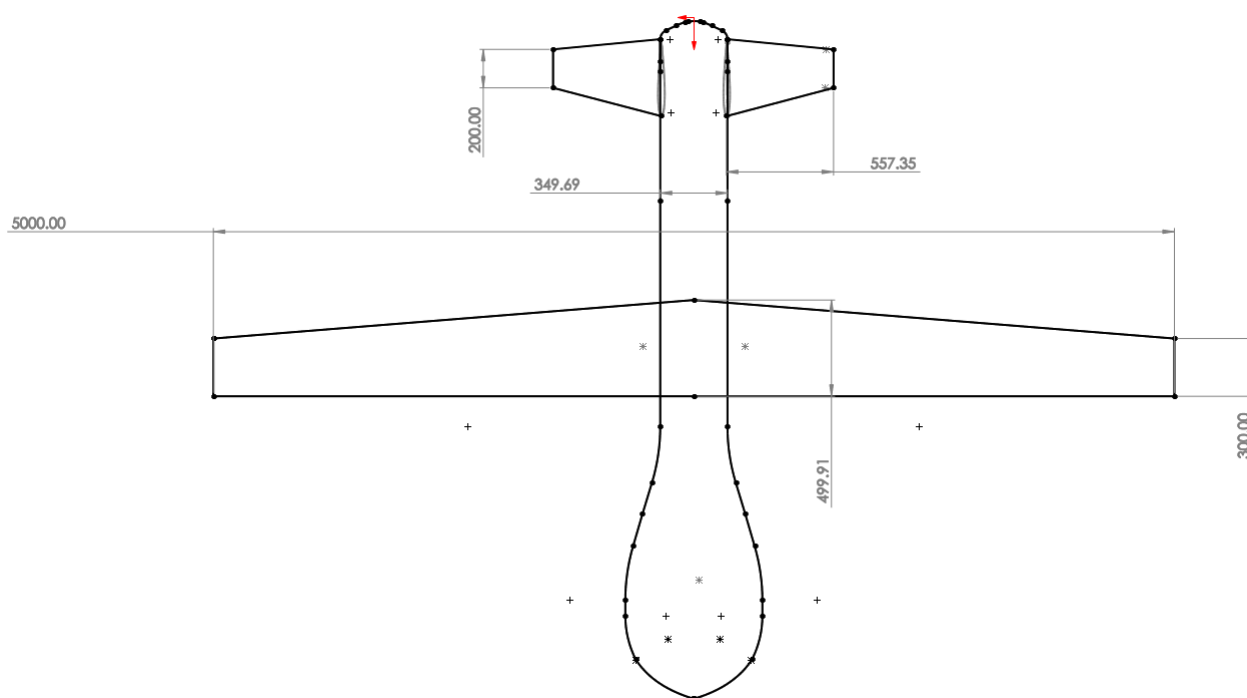
Figura 55 – Vista Lateral. Dimensões em mm.



fonte: Produção do próprio autor.

A figura Figura 56 apresenta a vista superior do VANT. As dimensões apresentadas estão sujeitas à mudanças após os cálculos de dimensionamento de superfícies.

Figura 56 – Vista Superior. Dimensões em mm.



fonte: Produção do próprio autor.

As figuras a seguir apresentam o VANT na versão 3D e renderizada no software SolidWorks. A figura Figura 57 mostra o VANT, em vista isométrica, com os trens de pouso abaixados e carenagens levantadas.

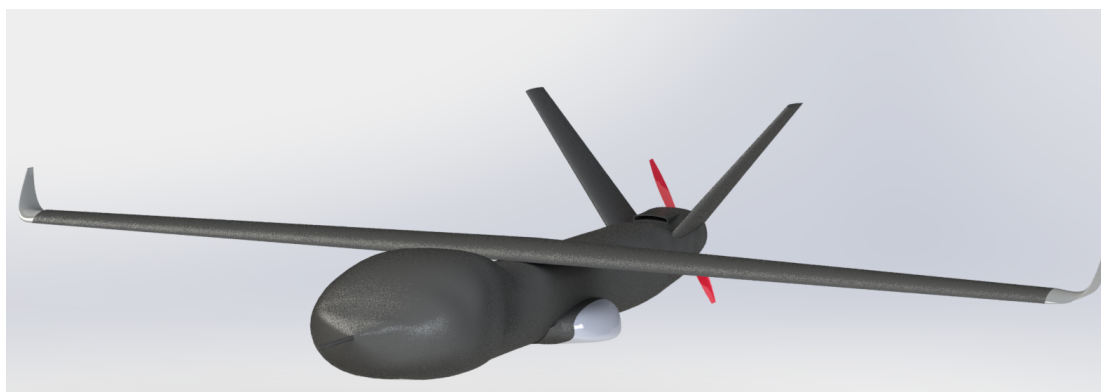
Figura 57 – Vista Isométrica com trens de pouso abaixados.



fonte: Produção do próprio autor.

A figura Figura 58 mostra o VANT, em vista isométrica, com os trens de pouso levantados, guardados e carenagens fechadas.

Figura 58 – Vista Isométrica.



fonte: Produção do próprio autor.

A figura Figura 59 mostra o VANT em vista superior.

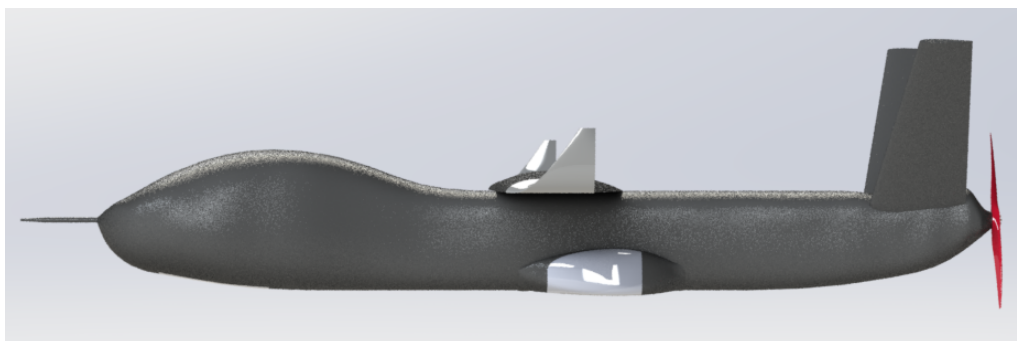
Figura 59 – Vista Superior.



fonte: Produção do próprio autor.

A figura Figura 60 mostra o VANT em vista lateral e com trens de pouso levantados e guardados.

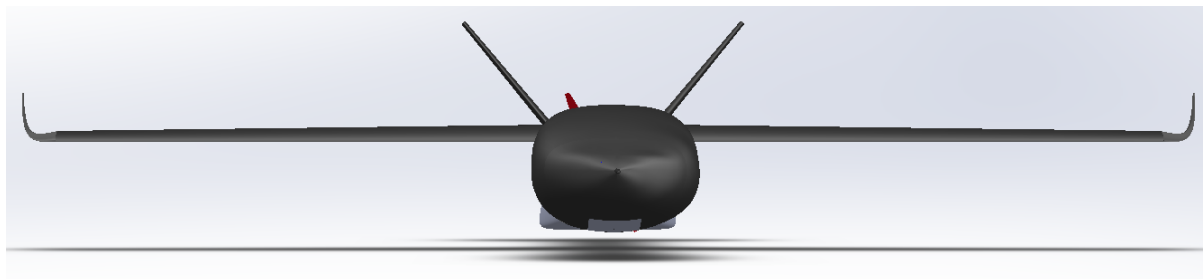
Figura 60 – Vista Lateral.



fonte: Produção do próprio autor.

As figuras Figura 61 e Figura 62 apresentam o drone em vista frontal, com trens de pouso levantados e abaixados, respectivamente.

Figura 61 – Vista Frontal.



fonte: Produção do próprio autor.

Figura 62 – Vista Frontal com trens de pouso abaixados.



fonte: Produção do próprio autor.

6 CONCLUSÃO

O presente trabalho de conclusão de curso teve como propósito usar de metodologias de projeto conceitual já existentes na literatura e bem consolidadas para aeronaves tripuladas e aplicá-las em um projeto de VANT de asa fixa. Para atingir o objetivo proposto foi realizado um projeto conceitual de um VANT para uso militar, tendo como função o monitoramento, segurança, patrulhamento e assistência diversa às tropas em solo.

A escassez de bases de dados de VANTS já existentes e suas configurações, principalmente no âmbito militar, dificultam o início do projeto, onde é necessária a construção de tabelas comparativas, que pavimentam as decisões iniciais das dimensões e configurações construtivas básicas. Além disso, as metodologias presentes na literatura foram criadas para aeronaves tripuladas, de pequeno a grande porte e baseadas estatisticamente em projetos já existentes, logo, as constantes e dados usados principalmente na fase de cálculo de fração de combustível, que já são aproximações estatísticas, possuem um erro atrelado maior ainda quando aplicadas à VANTS de classe 2, onde as características aerodinâmicas, de desempenho e aplicação do projeto são diferentes.

Apesar do processo iterativo fazer parte e ser importante na fase de projeto conceitual, as aproximações realizadas neste trabalho, como por exemplo a adoção de dados de aeronaves *homebuilt*, impediram seguir as fórmulas de uma única fonte, gerando uma necessidade maior de aglutinar fórmulas de literaturas diferentes e manipular corriqueiramente as constantes presentes nas tabelas, até que um resultado plausível fosse alcançado.

Em contrapartida, os resultados alcançados foram satisfatórios quando comparados à VANTS existentes, como por exemplo a área de asa e potência do motor necessárias para a configuração buscada, além da fração de combustível estar aproximada com a prevista na realidade.

Diante disto, para que o método empregado prove ser eficiente, as bases de dados devem ser mais completas e a matemática usada nas previsões de quantidade de combustível, MTOW e construção do diagrama de projeto deve ser revista com a ajuda de fontes específicas em projetos de drones e VANTS, buscando assim, reduzir as aproximações aumentar a eficiência dos cálculos.

6.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

As sugestões para trabalhos futuros estão listadas abaixo:

- Desenvolvimento do projeto preliminar deste trabalho.
- Aplicação da metodologia aqui desenvolvida para aeronaves não-tripuladas com missões diferentes, como por exemplo, de pulverização agrícola ou de ataque ao solo.
- Busca pelo refinamento da matemática e base de dados empregados neste trabalho.
- Comparar a metodologia atualizada com a usada no presente trabalho, verificando a eficiência de ambas.

REFERÊNCIAS

- BARROS, C. P. Uma metodologia para o desenvolvimento de projeto de aeronaves leves e subsônicas. **Belo Horizonte**, 2001.
- BRASIL. Ministério da Defesa. Forças Armadas. Força Aérea. Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial. Instituto de Aeronáutica e Espaço. **DPA VANT** [S. I.]. 2019. Disponível em: <<https://iae.dcta.mil.br/index.php/todos-os-projetos/todos-os-projetos-desenvolvidos/projetos-dpa-vant>>.
- BRASIL. Ministério da Defesa. Forças Armadas. Força Aérea. Departamento de Controle do Espaço Aéreo. **Qual a diferença entre operação de drone VLOS e EVLOS?** [S. I.]. 2019. Disponível em: <<https://ajuda.decea.mil.br/base-de-conhecimento/qual-a-diferenca-entre-operacao-de-drone-vlos-e-evlos/>>.
- BRASIL. Ministério da Defesa. Forças Armadas. Força Aérea. **Hermes 900 reforça capacidade operacional da FAB no reconhecimento eletrônico** [S. I.]. 2014. Disponível em: <<https://www.fab.mil.br/noticias/mostra/18093/REAPARELHAMENTO-%E2%80%93-Hermes-900-refor%C3%A7a-capacidade-operacional-da-FAB-no-reconhecimento-eletr%C3%B4nico>>.
- BRASIL. Ministério da Infraestrutura. Agência Nacional de Aviação Civil. **Regras sobre drones** [S. I.]. 2017. Disponível em: <https://www.gov.br/anac/pt-br/noticias/2017/regras-da-anac-para-uso-de-drones-entram-em-vigor/release_drone.pdf/view>.
- CAPITAL, L. **The Future of the Drone Economy: a comprehensive analysis of the economic potential, mark opportunities, and strategic considerations in the drone economy**. 2020. Disponível em: <<https://levitatecap.com/levitate/wpcontent/uploads/2020/12/Levitate-Capital-White-Paper.pdf>[retrieved10October2021]>.
- DESIGNATION-SYSTEMS.NET. **Teledyne Ryan Q-2/KDA/xQM-34/BGM-34 firebee** [S. I.]. 2003. Disponível em: <<http://www.designation-systems.net/dusrm/m-34.html>>.
- ESSARI, A. **Estimation of component design weights in conceptual design phase for tactical UAVs**. 2015. Tese de Doutorado – Faculdade de engenharia mecânica, Universidade de Belgrado, Belgrado, 2015.
- FAHLSTROM, P.; GLEASON, T. **Introduction to UAV systems**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2012.
- G1. **Drone que matou líder iraniano é o mais letal da frota dos EUA** [S. I.]. 2020. Disponível em: <<https://g1.globo.com/mundo/noticia/2020/01/04/drone-que-matou-lider-iraniano-e-o-mais-letal-da-frota-dos-eua.ghtml>>.
- GOEBEL, G. **OQ-2A radioplane, unmanned aerial vehicles** [S. I.]. 2010. 1 fotografia, color. Disponível em: <<https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/5/58/OQ-2A-Radioplane.jpg>>. Acesso em: 25 fev. 2022.
- GROUP, V. **Catapulta para lançamento de drones catapulta - 6 kJ - UAV Factory Ltd. Europe - pneumática** [S. I.]. 2021. Disponível em: <<https://www.aeroexpo.online/pt/prod/uav-factory-ltd-europe/product-174156-61637.html>>. Acesso em: 25 fev. 2022.
- GUDMUNDSSON, S. **General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures**. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2013.

HANGAR33. **O que são, para que servem e os tipos de asas de uma aeronave.** 2015. Disponível em: <<http://blog.hangar33.com.br/o-que-sao-para-que-servem-e-os-tipos-de-asas-de-uma-aeronave/>>.

KOGO. **Fritz X (air-to-ship wireless guided gliding bomb) [S. I.]**. 2006. 1 fotografia, color. Disponível em: <https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/3/3b/Fritz_X_side.jpg>. Acesso em: 25 fev. 2022.

KOVACS, J. Filosofia do projeto. **São José dos Campos**, 1986.

LEONARDI, I. **Exército realiza operação com VANT Horus FT100 [S. I.]**. 2013. Disponível em: <<https://mundogeo.com/2013/09/11/exercito-realiza-operacao-com-vant-horus-ft100/>>. Acesso em: 25 fev. 2022.

LYSIAK. **Marschflugkörper V1 vor start [S. I.]**. 1944. 1 fotografia, color. Disponível em: <https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/2/26/Bundesarchiv_Bild_146-1973-029A-24A%2C_Marschflugk%C3%B6rper_V1_vor_Start.jpg>. Acesso em: 25 fev. 2022.

NÓBREGA, E. **VANTs [S. I.]**. 2014. Disponível em: <<http://canalpiloto.com.br/vants/>>.

PAZMANY, L. **Light airplane design**. [S.l.]: Pasmay Aircraft Corporation, 1963.

RAYMER, D. P. Aircraft design: a conceptual approach (aiaa education series). **Reston, Virginia**, 2012.

ROSKAM, J. **Airplane design**. [S.l.]: DARcorporation, 1985.

SADRAEY, M. H. **Aircraft design: A systems engineering approach**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2012.

SEBRAE, C. **Multi-rotor ou asa fixa? Qual drone escolher para sua lavoura? [S. I.]**. 2021. Disponível em: <<https://comunidadesebrae.com.br/do-campo-a-mesa/multirrotor-ou-asa-fixa-qual-drone-escolher-para-sua-lavoura>>.

SERAFINI B, R. F. **Desenvolvimento de sistema de vigilância por drone autônomo**. 2014. Monografia (Engenharia Mecânica), UFES (Universidade Federal do Espírito Santo), Vitória, Brasil.

SHENG Y.; XUANZUN, L. **China reveals CH-10 tilt-rotor drone [S. I.]**. 2020. Disponível em: <<https://www.globaltimes.cn/page/201810/1125359.shtml>>. Acesso em: 25 fev. 2022.

TORENBEEK, E. **Synthesis of subsonic airplane design: an introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance**. [S.l.]: Springer Science & Business Media, 2013.

UNITED STATES OF AMERICA. Department of Defense. Armed Force. Department of Air Force. Air Force. **MQ-9 Reaper [S. I.]**. 2021. Disponível em: <<https://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104470/mq-9-reaper/>>.

VALAVANIS, K. P.; VACHTSEVANOS, G. J. **Handbook of unmanned aerial vehicles**. [S.l.]: Springer, 2015. v. 2077.

VALDUGA, F. **País asiático encomenda sistema Hermes 900 por US\$ 300 milhões [S. I.]**. 2021. Disponível em: <<https://www.cavok.com.br/pais-asiatico-encomenda-sistema-hermes-900-por-us-300-milhoes>>.

VANDAELE, J. Apostila de projeto de aeronaves. **São José dos Campos: Instituto Tecnológico de Aeronáutica–CTA**, 1962.

VIANA, P. **Vergeltungswaffe V2 – o foguete da vingança** [S. I.]. 2015. Disponível em: <<https://www.aeroflap.com.br/vergeltungswaffe-v2-o-foguete-da-vinganca/>>.

WINGS. **Envergadura diedro enflexamento**. 2017. Disponível em: <<https://wingsescola.com.br/envergadura-diedro-enflexamento/>>.

XMOBOTS. **Nauru 500C VTOL - Mapeamento - XMobots®** [S. I.]. 2020. Disponível em: <<https://xmobots.com.br/nauru-500c-vtol/>>.