

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA
CENTRO DE TECNOLOGIA
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AEROESPACIAL

Bruno Leonardo Schuster, Gabrieli Silveira Pavlack, Matheus Felipe
Parmigiani, Natália Friess Schirmer, Pedro Henrique Casarin
Camardelo

**CONCEPÇÃO DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO DO TIPO
ASA VOADORA**

Santa Maria, RS
2018

**Bruno Leonardo Schuster, Gabrieli Silveira Pavlack, Matheus Felipe Parmigiani,
Natália Friess Schirmer, Pedro Henrique Casarin Camardelo**

CONCEPÇÃO DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO DO TIPO ASA VOADORA

Relatório final apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para aprovação na disciplina de **Concepção, Implementação, e Operação I (CPIO I)**.

ORIENTADOR: Prof. Roberto Begnis Hausen

Santa Maria, RS
2018

*Nunca se deve consentir em rastejar
quando se sente um impulso para voar.*

(Hellen Keller)

RESUMO

CONCEPÇÃO DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO DO TIPO ASA VOADORA

Bruno Leonardo Schuster, Gabrieli Silveira Pavlack, Matheus Felipe
Parmigiani, Natália Friess Schirmer, Pedro Henrique Casarin Camardelo
ORIENTADOR: Roberto Begnis Hausen

O presente relatório consiste no projeto de um veículo aéreo não tripulado (VANT) do tipo asa voadora para fins didáticos. A metodologia proposta para esse trabalho busca dividi-lo em três etapas. Na primeira etapa são definidas as especificações e organização do trabalho e, além disso, uma revisão bibliográfica sobre os VANTs em geral. A segunda etapa é a fase de clarificação, a qual busca a descoberta e o entendimento dos requisitos mais específicos a respeito das asas voadoras. A terceira etapa é a concepção, que busca relacionar diversas soluções para o que foi estudado nas etapas supracitadas e escolhê-las da forma mais coerente possível.

Palavras-chave: VANT. Asa voadora. Requisitos. Etapas.

ABSTRACT

CONCEPTION OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE FLYING WING TYPE

AUTHOR: Bruno Leonardo Schuster, Gabrieli Silveira Pavlack, Matheus Felipe Parmigiani, Natália Friess Schirmer, Pedro Henrique Casarin Camardelo

ADVISOR: Roberto Begnis Hausen

The present project consists in the elaboration of an unmanned aerial vehicle (UAV) of flying wing type for didactic purposes. The methodology proposed for this work seeks to divide it into three stages. In the first stage the specifications and organization of the work are defined and, in addition, a bibliographic revision about the UAVs. The second stage is the clarification phase, which seeks to discover and understand the more specific requirements regarding flying wings. The third step is conception, which seeks to relate several solutions to what has been studied in the above steps and to choose them in the most coherent way possible.

Keywords: UAV. Flying wing. Requirements. Phases.

LISTA DE FIGURAS

Figura 3.1 – Organograma da metodologia do projeto.	15
Figura 4.1 – VANT EUA General Atomics Predator	18
Figura 4.2 – VANT asa fixa Apoena 1000B.	19
Figura 4.3 – Asa voadora N-1M.	19
Figura 4.4 – Algumas configurações de asas rotativas.	21
Figura 4.5 – Ryan Firebee	21
Figura 4.6 – Northrop Falconer	22
Figura 4.7 – Drone moderno.	22
Figura 4.8 – MQ-25 Stingray reabastecendo um F-35.	24
Figura 4.9 – VANT de entrega da Amazon.	25
Figura 4.10 – VANT com asa rotativa.	26
Figura 4.11 – Estrutura de uma asa fixa.	27
Figura 4.12 – Demonstração do diedro de uma asa.	27
Figura 4.13 – Asa com diedro negativo.	28
Figura 4.14 – Exemplo do afilamento em asas.	28
Figura 4.15 – Diferentes configurações das asas fixas.	29
Figura 4.16 – Nomenclatura da asa.	29
Figura 4.17 – Grupo moto-propulsor.	30
Figura 4.18 – Aeronave com configuração Tractor.	31
Figura 4.19 – Aeronave com configuração Pusher.	32
Figura 4.20 – Motor Brushlles inrunner.	33
Figura 4.21 – Motor Brushlles outrunner.	33
Figura 4.22 – Bateria do tipo LiPo.	34
Figura 4.23 – Características geométricas de uma hélice.	35
Figura 4.24 – Hélice de passo fixo.	35
Figura 4.25 – Hélice de passo ajustável.	36
Figura 4.26 – Hélice de passo controlável.	36
Figura 4.27 – VANT da FAB com trem de pouso do tipo triciclo.	37
Figura 4.28 – Aeronave com trem de pouso convencional.	37
Figura 4.29 – All in One Pro Board Layout.	38
Figura 4.30 – ESC XXD HW30A.	39
Figura 4.31 – Turnigy Brushed 30A ESC.	40
Figura 4.32 – HobbyKing 6A UBEC	40
Figura 4.33 – Hextronik 900.	41
Figura 4.34 – Corona DS 238 HV.	42
Figura 4.35 – Futaba S-3152.	42
Figura 4.36 – Rádio Turnigy 5X 2.4GHz	44
Figura 4.37 – VANT com estrutura em fibra de carbono.	46
Figura 4.38 – VANT com estrutura em fibra de vidro.	46
Figura 4.39 – VANT com estrutura em fibra de aramida.	47
Figura 4.40 – Asa voadora com estrutura em depron e fibra de vidro.	47
Figura 4.41 – Aeromodelo feito em madeira balsa.	48
Figura 4.42 – Aeromodelo entelado com monokote.	49
Figura 4.43 – Aeromodelo entelado com vinil adesivo.	49
Figura 4.44 – Asas voadoras enteladas com fita colorida.	50

Figura 4.45 – Aeromodelo pintado com tinta spray.	50
Figura 4.46 – Geração de sustentação em uma asa.	53
Figura 4.47 – Torque em uma asa	53
Figura 4.48 – Ângulo de ataque em relação ao vento.	55
Figura 4.49 – Diferença de escoamento.	55
Figura 4.50 – Propagação do estol.	56
Figura 4.51 – Ângulo de enflechamento da asa.	57
Figura 4.52 – Funcionamento dos ailerons.	57
Figura 4.53 – Vórtices se formando na ponta das asas.	58
Figura 4.54 – Spoiler na asa de uma aeronave.	59
Figura 4.55 – Exemplo de empenagem convencional e suas partes.	60
Figura 4.56 – Aeronave com empenagem convencional.	60
Figura 4.57 – Aeronave com empenagem em T.	61
Figura 4.58 – Empenagem em V.	61
Figura 4.59 – Monomotor com cauda em Y.	62
Figura 4.60 – A10 Thunderbolt, aeronave militar moderna com cauda em H.	62
Figura 4.61 – Exemplo de um VANT com a cauda bifurcada	63
Figura 4.62 – Aeronave sem cauda.	63
Figura 4.63 – Terminologia em inglês	64
Figura 4.64 – Simetria e assimetria do perfil.	64
Figura 4.65 – Localização do CG na aeronave.	66
Figura 4.66 – Localização do CG.	67
Figura 4.67 – Localização do CG em um aeromodelo.	67
Figura 4.68 – Forças resultantes na aeronave.	68
Figura 5.1 – Northrop Grumman B-2.	70
Figura 5.2 – Torção na asa.	71
Figura 5.3 – Elevons em uma asa voadora.	72
Figura 5.4 – Esboço do funcionamento de um Deceleron.	72
Figura 6.1 – Medidas superiores da asa.	75
Figura 6.2 – Medidas dos winglets.	76
Figura 6.3 – Localização das fibras de vidro.	77
Figura 6.4 – Localização dos embarcados.	77
Figura 6.5 – Definindo a dimensão da corda da raíz no software Profili.	78
Figura 6.6 – Folha de impressão do ZAGI12 para a corda da raíz.	78
Figura 6.7 – Definindo a dimensão da corda da ponta no software Profili.	79
Figura 6.8 – Folha de impressão do ZAGI12 para a corda da ponta.	79
Figura 6.9 – Vista frontal	83
Figura 6.10 – Vista lateral	83
Figura 6.11 – Vista superior	83
Figura 6.12 – Vista isométrica	84

LISTA DE QUADROS

Quadro 6.1 – Componentes para a estrutura da asa voadora.	80
Quadro 6.2 – Componentes embarcados e rádio controle.	81
Quadro 6.3 – Custos e concepção final.	82
Quadro 7.1 – Cronograma de atividades e responsabilidades	86
Quadro 8.1 – Cronograma do projeto.	87

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

<i>3D</i>	Três Dimensões
<i>ANAC</i>	Agência Nacional de Aviação Civil
<i>BEC</i>	Battery Eliminator Circuit
<i>CG</i>	Centro de gravidade
<i>CPIO</i>	Concepção, Projeto, Implementação e Operação
<i>EAP</i>	Estrutura Analítica do Projeto
<i>ESC</i>	Eletronic Speed Control
<i>EUA</i>	Estados Unidos da América
<i>FAB</i>	Força Aérea Brasileira
<i>GPS</i>	Global Positioning System
<i>RA</i>	Razão de aspecto
<i>RCS</i>	Rich Communication Services
<i>ROV</i>	Remotely Operated Vehicle
<i>RS</i>	Rio Grande do Sul
<i>UAV</i>	Unmanned Aerial Vehicle
<i>UFMS</i>	Universidade Federal de Santa Maria
<i>VANT</i>	Veículo Aéreo Não Tripulado

LISTA DE SÍMBOLOS

g	Aceleração da gravidade
λ_w	Afilamento da asa
i_w	Ângulo de incidência da asa
S	Área alar
CA	Centro aerodinâmico
CP	Centro de pressão
C_L	Coeficiente de sustentação
C_{Lmax}	Coeficiente de sustentação máximo
c	Corda
i	Corrente elétrica
c_t	Corda na ponta da asa
c_r	Corda na raiz da asa
ρ	Densidade
Γ_w	Diedro da asa
Λ_w	Enflechamento
b	Envergadura da asa
x_{CG}	Localização do CG
m	Massa
w	Peso
W	Potência
L	Sustentação
V	Tensão
v	Velocidade
V_{estol}	Velocidade de estol
μ	Viscosidade dinâmica do ar

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	13
2	OBJETIVOS E JUSTIFICATIVA.....	14
2.1	OBJETIVO GERAL.....	14
2.2	OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	14
2.3	JUSTIFICATIVA	14
3	METODOLOGIA.....	15
3.1	CONHECIMENTOS	16
3.2	COLABORADORES	17
4	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	18
4.1	VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS	18
4.1.1	Classificação dos VANTs	18
4.1.2	Histórico de veículos aéreos não tripulados	21
4.1.2.1	<i>O conceito de micro VANTs</i>	<i>23</i>
4.1.2.2	<i>VANTs armados</i>	<i>24</i>
4.1.2.3	<i>VANTs agrícolas.....</i>	<i>24</i>
4.1.2.4	<i>VANTs entregadores</i>	<i>25</i>
4.1.3	Componentes dos veículos aéreos não tripulados	25
4.1.3.1	<i>Asa e sua geometria</i>	<i>25</i>
4.1.3.2	<i>Grupo motopropulsor</i>	<i>30</i>
4.1.3.2.1	<i>Características das hélices</i>	<i>35</i>
4.1.3.3	<i>Trem de pouso.....</i>	<i>37</i>
4.1.3.4	<i>Controlador de voo</i>	<i>38</i>
4.1.3.5	<i>Controlador Eletrônico de Velocidade.....</i>	<i>39</i>
4.1.3.6	<i>Servos</i>	<i>41</i>
4.1.3.7	<i>Rádio Controle</i>	<i>43</i>
4.1.3.8	<i>Sensores e Acessórios</i>	<i>44</i>
4.1.4	Estrutura dos veículos aéreos não tripulados	45
4.1.4.1	<i>Materiais utilizados na estrutura.....</i>	<i>45</i>
4.1.4.2	<i>Materiais utilizados para revestimento da estrutura.....</i>	<i>48</i>
4.1.5	Conceitos básicos relativos à aerodinâmica	51
4.1.5.1	<i>Número de Reynolds.....</i>	<i>51</i>
4.1.5.2	<i>Forças aerodinâmicas.....</i>	<i>51</i>
4.1.5.3	<i>Fatores aerodinâmicos da asa</i>	<i>54</i>
4.1.5.4	<i>Elementos da empenagem</i>	<i>59</i>
4.1.5.5	<i>Perfis aerodinâmicos ou aerofólios.....</i>	<i>64</i>
4.1.5.6	<i>Estabilidade e balanceamento do CG</i>	<i>65</i>
5	PRINCÍPIOS BÁSICOS DE UMA ASA VOADORA	70
5.1	PERFIS AERODINÂMICOS	70
5.2	TORÇÃO NA PONTA DA ASA	71
5.3	CONTROLE	71
6	CONCEPÇÃO	74
6.1	REQUISITOS ESPECÍFICOS PARA A CONCEPÇÃO.....	74
6.2	CONFIGURAÇÕES DA ASA VOADORA	75
6.2.1	Aerofólio	77
6.2.2	Estrutura	80

6.2.3	Componentes embarcados e rádio controle	80
6.2.4	Custos e concepção final	82
6.3	DESENVOLVIMENTO DO MODELO CAD	83
7	ATIVIDADES E RESPONSABILIDADES.....	85
8	CRONOGRAMA.....	87
9	CONCLUSÕES.....	88
10	PERSPECTIVAS FUTURAS.....	89
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	90

1 INTRODUÇÃO

De acordo com o que é retratado em Holder (2001), inicialmente, os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) foram idealizados para fins militares já que algumas missões tinham um nível excessivo de riscos para humanos. Hoje, vivemos em um ambiente cercado por essa tecnologia. São muitas as áreas nas quais essas aeronaves são operadas, seja nos setores de defesa, nos setores comerciais e, até mesmo, nos setores de entretenimento.

Visto que o uso dessa tecnologia é presente mundialmente e só tende a crescer, por meio deste projeto pretende-se aprender sobre o histórico dessas aeronaves, seu funcionamento e sua construção, visando familiarizar os alunos no âmbito da aeronáutica desde o segundo período do Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial.

Para tanto, a fundamentação teórica constitui-se de livros de conhecimentos mais gerais como: *Building Your Own Drones: A Beginners' Guide to Drones, UAVs and ROVs* (BAICHTAL, 2015), *Unmanned Air Vehicles: An Illustrated Study of Uavs* (HOLDER, 2001) e *Basics of R/C Model Aircraft Design: Practical Techniques for Building Better Models* (LENNON, 1996). Outros materiais de conhecimentos mais técnicos e específicos como o livro *Aircraft Design: A conceptual Approach* (RAYMER, 1992) e diversos trabalhos acadêmicos corroboram com a base teórica.

Por se tratar de um projeto de cunho didático, não se faz necessário uma pesquisa de mercado necessariamente, visto que não há interesses comerciais. Além disso, as regulações técnicas definidas pela ANAC, tais como voar com aeronaves acima de 250 gramas em áreas com mais de 30 metros horizontais de distância de terceiros e necessidade de emissão de licença da ANAC caso o voo seja acima de 400 pés, serão consideradas durante o projeto, inicialmente, somente a título de informação, pois a aeronave não será construída e operada.

2 OBJETIVOS E JUSTIFICATIVA

Na fase inicial do projeto foram definidos os objetivos e a justificativa para realizá-lo.

2.1 OBJETIVO GERAL

O trabalho tem como objetivo geral a concepção de uma aeronave não tripulada do tipo asa voadora para fins didáticos, com a finalidade de proporcionar conhecimentos teóricos e práticos no âmbito aeronáutico que complementem a formação dos alunos desde o início da graduação.

2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Aprender os conceitos básicos relativos ao projeto aeronáutico;
- Identificar e entender os componentes necessários em uma aeronave remotamente pilotada;
- Definir as configurações da asa;
- Aprender a selecionar os componentes necessários de acordo com a finalidade da aeronave;
- Modelar a aeronave de forma coerente com a configuração da asa e estrutura escolhidas.

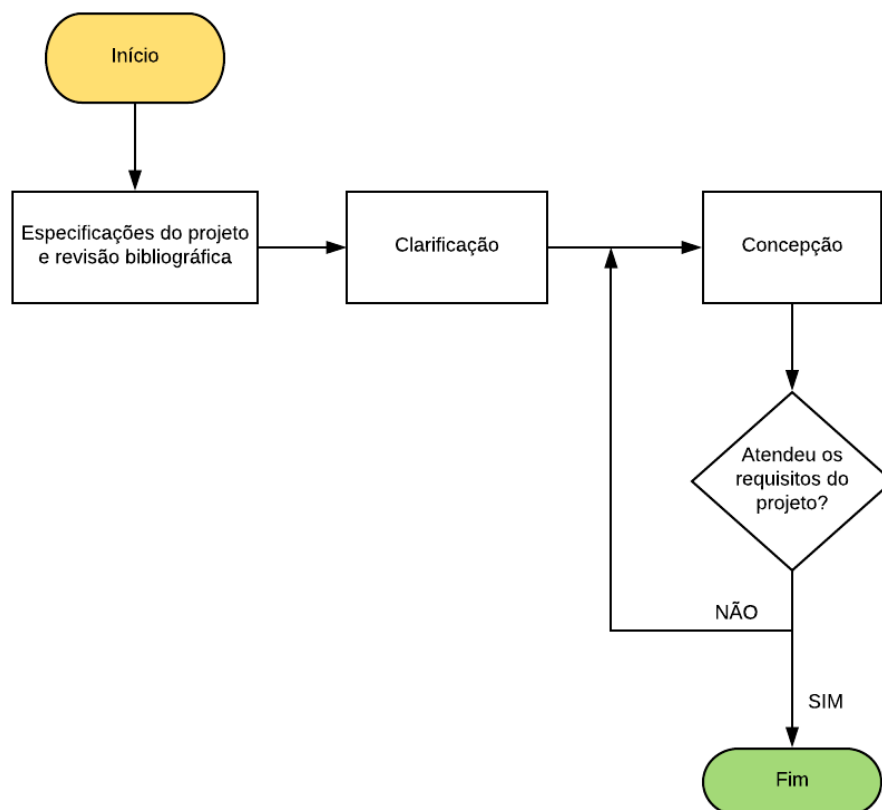
2.3 JUSTIFICATIVA

Considerando que as asas voadoras são aeronaves pouco exploradas, justifica-se esse projeto devido à falta de materiais didáticos para iniciantes sobre essa configuração de aeronave.

3 METODOLOGIA

A metodologia adotada, de modo geral, divide o projeto em três etapas. Sendo a primeira etapa onde ocorre o surgimento da ideia principal do trabalho, bem como um embasamento teórico sobre o tema. Na segunda etapa ocorre a fase de projeto informacional ou clarificação, que consiste em identificar as necessidades e as possíveis soluções para os requisitos, de forma mais específica do que o embasamento teórico. A terceira etapa é a concepção, que ocorre relacionando e escolhendo as soluções propostas anteriormente a fim de atender às necessidades do projeto e iniciar a execução do que foi escolhido. Na figura abaixo está ilustrado o organograma do projeto.

Figura 3.1 – Organograma da metodologia do projeto.



Fonte: autores

Após a definição das etapas, o próximo passo do projeto foi a revisão bibliográfica de conceitos relevantes para a realização do trabalho. Nessa etapa de embasamento teórico, foram selecionados alguns livros de acordo com os conteúdos necessários a serem estudados. Para a fundamentação teórica referente ao histórico e diversidade de VANTs utilizou-se o livro “Unmanned Air Vehicles:: An Illustrated Study of Uavs” de Bill Holder (2001), o qual relata uma ampla variedade de veículos aéreos não tripulados composta

por um vasto histórico e novas perspectivas. Para a fundamentação teórica referente à estrutura e fabricação foi escolhido como base o livro “Building Your Own Drones: A Beginners’ Guide to Drones, UAVs and ROVs” de John Baichtal (2015), pois tem uma didática ideal para os iniciantes, explicando os componentes necessários e as etapas de construção, sem fazer um estudo muito técnico e específico. Referente à aerodinâmica, foram adotados os livros “Basics of R/C Model Aircraft Design: Practical Techniques for Building Better Models” e “Aircraft Design: A conceptual Approach” de Andy Lennon (1996) e Daniel Raymer (1992), respectivamente. Além desses títulos, o livro “Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-Aerodesign: Aerodinâmica e Desempenho” de Luiz Miranda Rodrigues, e alguns sites e blogs foram utilizados de forma geral, em várias partes da fundamentação teórica.

Após a fundamentação teórica, iniciou-se a fase de clarificação. Essa fase consiste em um estudo mais específico sobre o tema, neste caso, sobre asas voadoras, já que na primeira fase ocorreu um estudo mais geral sobre VANTs. Para a clarificação foram usados artigos, sites e alguns dos livros citados anteriormente como meio de pesquisas. Além desses meios, o “Manual básico para a construção de asas voadora” (NOGUEIRA, 2008) também serviu como base para o projeto.

Após a clarificação, iniciou-se a fase de concepção. Nela foram escolhidas as melhores maneiras de solucionar a ideia proposta para o projeto, seguindo o que foi aprendido nas duas fases anteriores (fundamentação teórica e clarificação). Nessa fase ocorreu a seleção dos componentes embarcados, das configurações aerodinâmicas e do design da asa voadora.

Para o modelamento digital da aeronave foi escolhido o software SOLIDWORKS® (com uma licença estudantil), o qual é um ambiente onde todas as ferramentas necessárias para o desenvolvimento estão presentes e, além disso, é de uso geral nos projetos de Engenharia. Consequentemente, os alunos já têm um conhecimento prévio de utilização da ferramenta, além dos professores que colaboram com o desenvolvimento do projeto.

Para a escolha do perfil aerodinâmico foi explorado o software gratuito Profili versão XT 2, o qual possui aproximadamente 1800 perfis distintos em seu banco de dados. Esse software será bastante útil no caso de uma possível construção da asa voadora, pois permite que os perfis sejam impressos, além de possibilitar várias análises aerodinâmicas.

3.1 CONHECIMENTOS

Até o 2º semestre do Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da UFSM, foram cursadas algumas disciplinas que deram suporte aos estudos durante o projeto. São elas: Introdução à Engenharia Aeroespacial, Física Geral e Experimental I, Algoritmos e Programação e Mecânica Geral A – Estática. A disciplina de Introdução à Engenharia Ae-

roespacial tem uma forte ligação com a temática do trabalho, pois nela foram estudados os veículos aéreos não tripulados, o que serviu como base e incentivo para o projeto. Os conceitos aprendidos em Algoritmos e Programação foram utilizados na produção desse relatório, pois o mesmo foi elaborado em LaTeX, o que exigiu ao menos um contato prévio com a área de lógica de programação. Na parte de aerodinâmica, os conceitos aprendidos nas disciplinas de Física Geral e Experimental I e Mecânica Geral A – Estática estão servindo como um grande apoio, por exemplo, no estudo sobre as forças e os torques resultantes nas asas e suas interações com o meio. Além dessas disciplinas que compõem o currículo obrigatório do curso, a disciplina de Modelamento 3D e Desenho Digital é uma disciplina complementar de graduação da Engenharia Aeroespacial, a qual aborda conteúdos que estão sendo usados no modelamento da aeronave e foi cursada por alguns integrantes do grupo. Para um maior aprofundamento no desenvolvimento do projeto, seriam necessárias disciplinas do currículo da Engenharia Aeroespacial que ainda não foram cursadas. Alguns exemplos de disciplinas que ainda não foram cursadas e são relacionadas à área do projeto: Mecânica dos Fluidos, Mecânica Geral B – Dinâmica, Fundamentos de Aerodinâmica e Projeto Conceitual de Aeronaves.

3.2 COLABORADORES

Em relação aos colaboradores, o projeto teve o auxílio de algumas pessoas que se mostraram dispostas a dar sugestões e ideias, compartilhar materiais e auxiliar em possíveis dúvidas. O professor Giuliano Demarco, além de ser o responsável pela disciplina de CPIO I, o qual avalia, auxilia e passa as informações necessárias para a elaboração do trabalho, disponibilizou-se a dar sugestões sobre a área específica do projeto e auxiliar no desenvolvimento do relatório. O professor André Luís da Silva, além de ter compartilhado livros que foram usados na fundamentação teórica, disponibilizou-se a tirar dúvidas e dar sugestões para o projeto. Como orientador, o professor Roberto Hausen mostra-se disponível para guiar, dar ideias e avaliar o desenvolvimento do trabalho e, além disso, auxiliar mais especificadamente nas áreas de desenho digital e estrutura da aeronave. O aluno Oswaldo Palomba Neto do curso de Engenharia Aeroespacial, piloto e membro da equipe Carancho Aerodesign (UFSM), colaborou com o projeto dando sugestões, tirando dúvidas e compartilhando materiais para a fundamentação teórica.

4 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

4.1 VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS

4.1.1 Classificação dos VANTs

Os VANTs podem ser separados em diversas classificações, como dimensões, tipo de asa, sistemas embarcados, etc.

Quanto à dimensão, os VANTs podem ser muito pequenos, pequenos, médios e grandes.

Os VANTs muito pequenos constituem a categoria micro e são pequenos o suficiente para caber na palma de uma mão, pesando menos de um quilograma. Esse tipo de VANT é utilizado em espionagem e para uso civil. Variam desde projetos de milhões de dólares até aeronaves de brinquedo que podem ser adquiridas por um baixo custo. Os VANTs pequenos são aqueles possíveis de ser lançados à mão. Eles também são chamados de mini-VANT. Os VANTs médios ou intermediários são os mais conhecidos. Normalmente pesam mais de dois quilogramas e não podem ser lançados à mão. Os VANTs considerados grandes têm uma enorme capacidade de alcance e não podem ser carregados por humanos. Eles podem voar durante muitos quilômetros e carregar cargas de mais de uma tonelada. Um exemplo desse tipo de VANT é o EUA General Atomics Predator, o qual aparece na figura abaixo. Esse VANT possui mais de 14 metros de envergadura.

Figura 4.1 – VANT EUA General Atomics Predator



Fonte: <https://www.unmannedsystemstechnology.com/2015/12/general-atomics-delivers-final-predator-uavs-to-italian-air-force/>

Quanto ao tipo de asa, essa classificação toma por base a forma da asa pelo qual o VANT mantém a sustentação. Os tipos principais são asa fixa, multirotores e rotor único.

- Asa fixa

Os VANTs de asa fixa normalmente têm um formato de avião convencional e são utilizados principalmente para monitoramento e medição de grandes áreas. A figura abaixo mostra um VANT de asa fixa convencional.

Como possuem uma única asa comprida, eles não conseguem se manter estáveis no ar por causa da força gravitacional.

Figura 4.2 – VANT asa fixa Apoená 1000B.



Fonte: <http://g1.globo.com/sp/sao-carlos-regiao/noticia/2014/02/primeiro-vant-voar-na-amazonia-e-doador-ao-museu-tam-em-sao-carlos.html>

Entretanto, os VANTs de asa fixa também podem ter uma configuração diferente, conhecida como asa voadora, como mostrado na figura abaixo:

Figura 4.3 – Asa voadora N-1M.



Fonte: <https://moraisvinna.blogspot.com/2009/10/as-asas-voadoras-da-northrop.html>

A principal diferença entre esses dois tipos de asa fixa é que as asas voadoras são aeronaves sem fuselagem e sem empenagem.

- Rotor único

O modelo mais comum de VANTs com rotor é o de multirotor. Entretanto, alguns VANTs, principalmente os muito pequenos, tem apenas um rotor para gerar a sustentação. Esse tipo de configuração é menos conhecida e usada.

- Rotor coaxial

Rotores coaxiais são um par de rotores montados um sobre o outro em eixos concêntricos, com o mesmo eixo de rotação, mas girando em direções opostas. Esse tipo de configuração de asa apresenta certas vantagens, como simetria aerodinâmica quase perfeita, ausência de cauda vulnerável, eficiência de potência e versatilidade em designs de corpos. Além disso, em grande parte devido à sua simetria, a sua resposta à turbulência do ar é a mais baixa de todas as configurações de helicópteros.

- Tricóptero

VANT equipado com três rotores colocados em cada extremidade dos três braços e cada um deles tem um sensor de localização integrado. Um tricóptero consegue manter-se estabilizado durante o seu trajeto e está equipado com muitos sensores clássicos e circuitos eletrônicos integrados. O terceiro motor desta aeronave permite que seja altamente manobrável, motivo pelo qual é bastante usado para competições.

- Quadricópteros

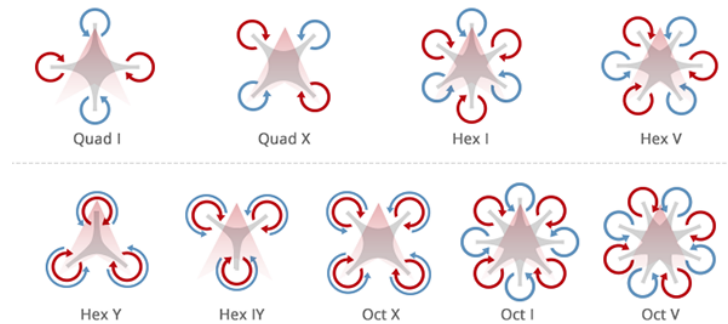
Esse é o modelo que possui quatro rotores e é certamente o mais conhecido e utilizado pelo público em geral. Pode ser encontrado em uma enorme variedade de modelos, tamanhos e preços. Dois dos motores movem-se no sentido horário, enquanto que os restantes movem-se no sentido anti-horário, sistema este utilizado para ajudar a tornar a aterragem do quadricóptero mais segura.

- Hexacópteros e octocópteros

Esses VANTs possuem respectivamente 6 e 8 rotores. São mais utilizados para fins profissionais. São equipamentos robustos, com maior estabilidade, capacidade de carga e até mesmo redundância de motores.

A figura 4.4 ilustra alguns tipos de asas rotativas. As duas primeiras ilustrações possuem quatro rotores organizados em duas formas distintas, a primeira é chamada Quad+ e a segunda QuadX. As demais ilustrações mostram hexacópteros e octacópteros e seguem a mesma lógica, a mesma quantidade de rotores, porém, organizados de formas distintas.

Figura 4.4 – Algumas configurações de asas rotativas.



Fonte: Wondershare Filmora (2018).

4.1.2 Histórico de veículos aéreos não tripulados

Os primeiros projetos de VANTs ocorreram quando a aviação ainda não havia sido consolidada. Embora os antigos VANTs fossem modelos muito rudimentares, eles abriram o caminho para a evolução que prosseguiu.

Os veículos aéreos não tripulados foram concebidos inicialmente para realizar tarefas militares que envolviam altos riscos para humanos. Os primeiros VANTs surgiram logo após o fim da Segunda Guerra Mundial.

O primeiro projeto de VANT moderno aconteceu em 1951 e recebeu o nome de Firebee, o qual consta na figura 4.5. Esse VANT foi destinado a servir como alvo aéreo.

Figura 4.5 – Ryan Firebee



Fonte: (HOLDER, 2001)

No período pós-guerra, a empresa norte-americana Northrop desenvolveu uma série de aeronaves não tripuladas, chamadas de "Falconer" ou "Shelduck". Outro desenvolvimento importante foi o uso de VANTs como sistemas de chamariz de detecção anti-radar.

Os VANTs eram carregados por bombardeiros e liberados para confundir os sistemas de radar dos inimigos. A figura 4.6 mostra o VANT Falconer, desenvolvido pela Northrop. Na imagem pode-se observar que o Falconer já tinha uma aparência parecida com a dos VANTs atuais.

Figura 4.6 – Northrop Falconer



Fonte: Directory of U.S. Military Rockets and Missiles

Após a década de 50 até o início da década de 2000 desenvolveram-se muitas tecnologias. Os VANTs passaram a contar cada vez mais com implementações inteligentes e inovadoras para os mais diversos tipos de missões.

No início da década de 2000 houve um uso muito maior de VANTs em papéis militares. Alguns sistemas como o General Atomics Predator, a Northrop Global Hawk e a Boeing Insitu Scan Eagle acumularam centenas de milhares de horas de vôo, um número enorme se comparado com as décadas anteriores.

A tecnologia deu um salto astronômico, e artefatos que antes eram de uso puramente militar ganharam mercado de tal forma que é possível qualquer pessoa possuir seu próprio veículo aéreo não tripulado. Principalmente de 2010 em diante, o uso de drones se tornou muito popular e existem milhares de fabricantes deles em todo o mundo. Na figura 4.7 consta um drone do tipo hexacóptero equipado com câmera e sensores, ilustrando muito bem a configuração dessa nova era de drones.

Figura 4.7 – Drone moderno.



Fonte: <https://www.pcmag.com/article/360664/how-we-test-drones>

No século XXI, a construção de VANTs cada vez mais eficazes continua sendo explorada. Diversos conceitos com diferentes aplicações são examinados, buscando descobrir quais ideias são possíveis de serem aplicadas. Os itens que seguem são alguns exemplos de novos conceitos que estão sendo cada vez mais explorados.

4.1.2.1 O conceito de micro VANTs

Os VANTs desta categoria são os mais diferentes, neles são usadas as mais altas tecnologias futurísticas existentes. Nesse conceito, os VANTs possuem tamanhos comparáveis a brinquedos, existindo projetos onde todo o sistema cabe na palma de uma mão.

Segundo Holder (2001), os projetos desse tipo costumam ter a aparência de aeronaves avançadas de combate, entretanto, existem projetos em que o VANT se parece mais com um inseto do que com uma máquina feita pelo homem, como o VANT Microbat. Apesar do tamanho, o preço de construção dessas aeronaves é extremamente alto, visto que é necessária a utilização de tecnologia de ponta com extrema precisão.

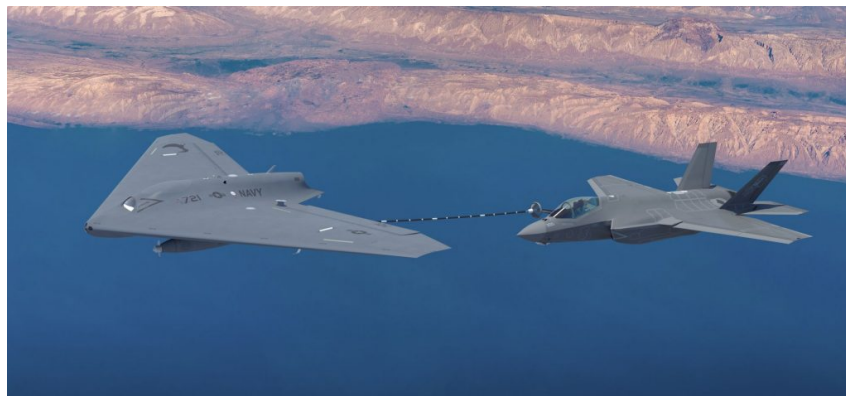
No futuro, conforme a tecnologia for se desenvolvendo, será possível a construção de sistemas complexos cada vez menores, possibilitando que os VANTs também sejam cada vez menores. A diminuição no tamanho do VANT aumenta a capacidade stealth (RCS baixo, tornando o avião furtivo) e facilita o transporte dele.

4.1.2.2 VANTs armados

Uma das grandes metas do início do milênio foi a construção de VANTs armados, visando evitar mortes em missões de alto risco. Com o desenvolvimento da tecnologia, conceitos muito mais efetivos vão sendo criados, possuindo, por exemplo, mais poder de fogo ou melhor capacidade de não ser detectado por radares.

O Boeing MQ-25 Stingray, mostrado na figura 4.8, é um VANT de reabastecimento que está sendo desenvolvido com base no Carrier-Based Aerial-Refueling System (sistema de reabastecimento aéreo baseado em transportadora). Nesse projeto, o VANT terá a capacidade de atirar mísseis e bombas, entretanto, sua missão principal será de reabastecimento.

Figura 4.8 – MQ-25 Stingray reabastecendo um F-35.



Fonte: <https://www.aereo.jor.br/2018/03/27/lockheed-martin-lanca-o-mq-25-stingray-sua-proposta-de-drone-tanque-para-a-us-navy/>

4.1.2.3 VANTs agrícolas

No setor agrícola, é necessário que o plantio seja sempre monitorado e estudado para minimizar as perdas e melhorar cada vez mais os resultados. Para isso, é utilizado o sensoriamento remoto, que é uma combinação de sensores e equipamentos que visam monitorar estimando a produção e detectando falhas e problemas.

O sensoriamento remoto é feito por modelos aeroespaciais como VANTs, satélites ou aviões agrícolas, sendo que o mais utilizado e com mais investimentos para o futuro é o VANT, pois possui vantagens como praticidade, obtenção de informações mais rapidamente e custo-benefício.

É esperado que os VANTs agrícolas sejam cada vez mais desenvolvidos juntamente com o sensoriamento remoto e com a visão computacional, esperando que esta se aproxime com a visão humana. Assim, melhorando cada vez mais o setor agrícola.

4.1.2.4 VANTs entregadores

Atualmente, os produtos são geralmente entregues por transportes terrestres, mas já existem casos de entregas por VANTs, o que tende a ficar cada vez mais constante futuramente.

A Amazon é uma empresa que já entrou no universo de entregas aéreas por um projeto chamado Amazon Prime Air. Em 2016, foram entregues um Amazon Fire TV e um pacote de pipocas para um consumidor na Inglaterra. Os testes ainda estão em andamento, mas é provável que no futuro sejam frequentes esse tipo de entregas. A figura 4.9 mostra um VANT de entrega da Amazon.

Entretanto, como essas entregas são algo muito recente, ainda não existe um sistema de regulamentação detalhado. Para o futuro, deverá ser desenvolvido um bom sistema de tráfego aéreo para que os VANTs possam fazer entregas sem enfrentar problemas, como superposição de rotas.

Figura 4.9 – VANT de entrega da Amazon.



Fonte: <https://diydrones.com/profiles/blogs/amazon-prime-air-gets-an-updated-faa-exemption>

4.1.3 Componentes dos veículos aéreos não tripulados

Neste tópico, será mostrado um estudo geral sobre as partes e componentes mais básicos, os quais são comuns na maioria dos veículos aéreos não tripulados.

4.1.3.1 Asa e sua geometria

Asa é o componente destinado a dar sustentação aerodinâmica e acomodar algumas superfícies de controle e estabilidade da aeronave. É nas asas que ficam os ailerons (ver seção 4.1.5.3), que são responsáveis pelo controle de guinada nos VANTs de asa fixa.

Existem basicamente dois grandes grupos de asas: as asas fixas e as asas rotativas. As asas rotativas são superfícies mais densas que o ar e são impulsionadas por

um rotor, girando em torno de um eixo principal. Dessa forma, quando estão girando elas geram sustentação. As aeronaves com asa rotativa tem como vantagem a capacidade de pairarem no ar, assim como realizarem decolagens e pousos verticais, coisa que não é comum aos aviões de asa fixa. Um exemplo de VANT com asa rotativa pode ser observado na figura abaixo.

Figura 4.10 – VANT com asa rotativa.

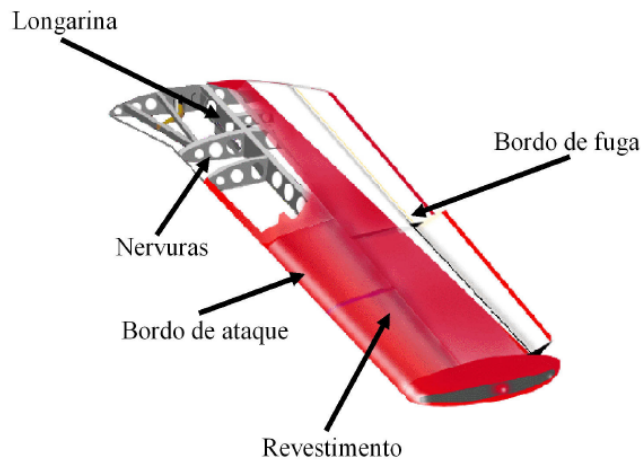


Fonte: <https://www.dronenerds.com/products/drones/consumer-drones/phantom4/phantom-4-pro-obsidian/dji-phantom-4-pro-obsidian-cp-pt-00000018-01-dji.html> (2018).

Já as asas fixas são as mais convencionais em aviões, nas quais é necessária uma diferença de velocidade entre a asa e o vento relativo para que haja sustentação (ver seção 4.1.5.2). Nessa configuração, temos como vantagens um voo mais rápido (é possível cobrir áreas menores em períodos de tempo relativamente curtos) e uma maior agilidade. Em contrapartida, a pista para decolagem e pouso deve ser maior e não é possível pairar no ar. O número de asas também pode variar, aviões com um único par de asas são classificados como monoplanos, quando possuem dois pares de asas são classificados como biplanos (RODRIGUES, 2014).

Como consta em Rodrigues (2014), as asas são estruturadas basicamente por longarinas, nervuras, bordo de ataque e bordo de fuga, sendo revestidos com algum material, conhecido como entelagem. As nervuras dão a forma aerodinâmica desejada (perfil aerodinâmico) e transmitem os esforços aplicados na asa para a longarina, que deve ser resistente para aguentar todas essas cargas. Os bordos de fuga e ataque serão melhor definidos na seção 4.1.5.5. A estrutura citada pode ser observada na ilustração abaixo.

Figura 4.11 – Estrutura de uma asa fixa.



Fonte: (RODRIGUES, 2014).

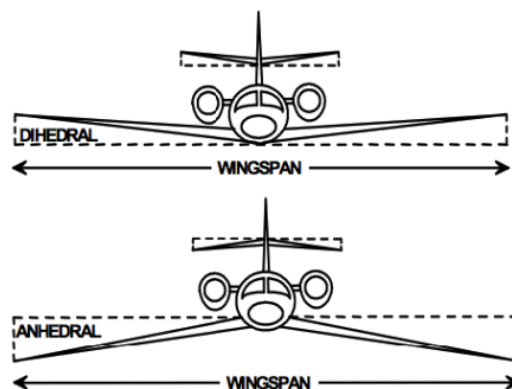
Uma importante característica das asas fixas é a razão de aspecto (RA), também chamada de alongamento, que é a relação entre a envergadura da asa (b) e a sua área alar (S). A razão de aspecto da asa é definida pela equação abaixo.

$$RA = \frac{b^2}{S} \quad (4.1)$$

Como mostrado por Raymer (1992), uma alta RA (asa fina e alongada) gera um menor arrasto induzido do que uma asa com baixo RA (asa curta e mais grossa). Em contrapartida, em aeronaves com alta RA o peso é maior (LENNON, 1996).

Outra importante característica sobre as asas fixas é o seu diedro (Γ_w), que é basicamente o ângulo de inclinação da asa em relação a uma superfície horizontal, como mostrado na figura 4.12, para um diedro positivo (acima) e para um diedro negativo (abaixo).

Figura 4.12 – Demonstração do diedro de uma asa.



Fonte: https://www.aeroflap.com.br/_tiposdesasa_diedro/.

Como dito por Flores (2018), o efeito do diedro positivo é de um auto-nivelamento de voo, fazendo com que a aeronave tenha uma melhor estabilidade na sua rolagem e tenda a voltar ao estado nivelado quando perturbada. Maiores diedros também diminuem a sustentação da asa, fazendo com que a escolha do ângulo seja estudada com cautela.

Já para diedros negativos o efeito é o contrário. O uso de ângulos negativos de diedro resulta em uma maior instabilidade de voo, e normalmente é utilizado em aeronaves de asa alta que já tem uma certa estabilidade durante seus voos. Um exemplo de aeronave com diedro negativo pode ser visto na figura abaixo.

Figura 4.13 – Asa com diedro negativo.



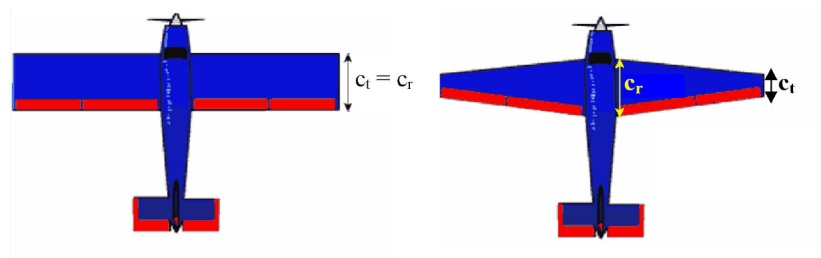
Fonte: <https://www.dailymail.co.uk/news/article-6121199/Worlds-biggest-aircraft-Antonov-225-hauls-RAF-Brize-Norton-runway.html>.

A razão de afilamento de uma asa (λ_w) é definida como a razão entre a corda na ponta da asa (c_t) e a corda em sua raiz (c_r), como mostrado na equação abaixo.

$$\lambda_w = \frac{c_t}{c_r} \quad (4.2)$$

Na figura abaixo é mostrada uma asa sem afilamento (esquerda) e uma asa com afilamento (direita):

Figura 4.14 – Exemplo do afilamento em asas.

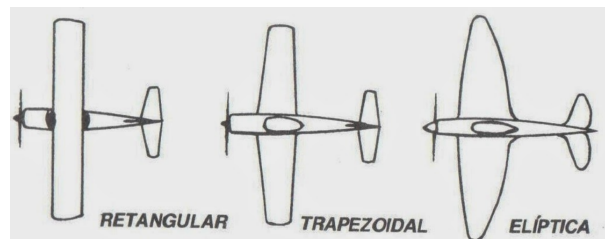


Fonte: (RODRIGUES, 2014).

Ainda segundo Rodrigues (2014), há uma forma de classificação das asas fixas no que se refere à sua geometria, que é definida de acordo com as necessidades do projeto.

As geometrias mais comuns são: retangular, trapezoidal e elíptica. A asa retangular tem uma baixa eficiência aerodinâmica, pois possui alto arrasto induzido na ponta. A configuração retangular tem como vantagem uma fabricação mais rápida e de menor custo. A asa trapezoidal tem uma ótima eficiência aerodinâmica, pois com a redução gradativa da corda entre a raiz e a ponta da asa consegue-se uma significativa redução do arrasto induzido. Entretanto, o processo de fabricação é mais complexo, visto que a corda de cada nervura possui uma dimensão diferente. A configuração de asa elíptica é a ideal, pois é a que proporciona a máxima eficiência aerodinâmica, porém, é de difícil fabricação e mais cara quando comparada às outras formas apresentadas. Essas três configurações podem ser observadas na figura abaixo.

Figura 4.15 – Diferentes configurações das asas fixas.

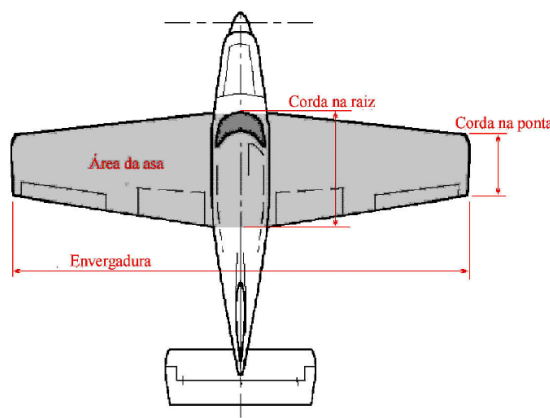


Fonte: <http://aquilaaeromodelismo.blogspot.com/2014/06/estrutura-do-aviao.html> (2018).

Em relação à nomenclatura fundamental da asa de envergadura finita, os principais componentes geométricos são observados a seguir, na figura 4.16.

- Envergadura (b): representa a distância entre a ponta das asas;
- Área da asa (S): também chamada de área alar, é a área da superfície da asa;
- Corda (c): é a corda do perfil (descrita na seção 4.1.5.5) em determinada localização da asa.

Figura 4.16 – Nomenclatura da asa.



Fonte: (RODRIGUES, 2014).

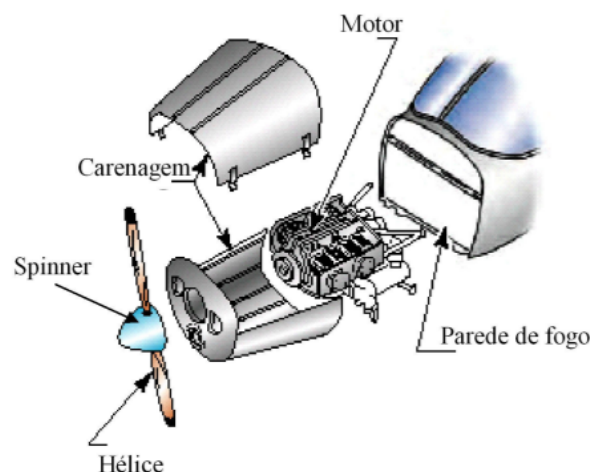
Um estudo mais detalhado sobre a aerodinâmica da asa encontra-se na seção 4.1.5.3, em que são mostradas as forças e resultantes atuantes na asa.

4.1.3.2 Grupo motopropulsor

O grupo motor-propulsor é o conjunto capaz de gerar empuxo e propulsionar a aeronave. Em configurações convencionais de aeronaves o grupo motor-propulsor é formado por um motor e uma hélice. Um bom dimensionamento do grupo motor-propulsor é imprescindível para que a aeronave tenha um desempenho satisfatório.

Os principais componentes necessários para a montagem do grupo moto-propulsor são o motor, a hélice, a carenagem, o spinner e a parede de fogo que recebe o berço para o alojamento do motor. A figura 4.17 ilustra o grupo moto-propulsor em uma montagem convencional (RODRIGUES, 2014).

Figura 4.17 – Grupo moto-propulsor.



Fonte: (RODRIGUES, 2014)

Quanto à posição, o grupo motopropulsor pode ser instalado em duas configurações distintas, considerando o caso em que os aviões são monomotores. Essas configurações são conhecidas como “Tractor” e “Pusher”.

Em relação à configuração Tractor, a hélice fica na parte frontal do motor, produzindo tração que puxa a aeronave. Essa configuração é a mais utilizada em aviões convencionais. Nesse modelo ocorre uma melhor refrigeração do motor, visto que o fluxo de ar que passa pela hélice vai direto ao motor. Outras vantagens são: a hélice opera em um escoamento limpo e sem perturbações; o peso do motor contribui de maneira satisfatória para a posição do CG. Entretanto, algumas desvantagens são: os vórtices da hélice provocam perturbações sobre o escoamento que passa pela asa e pela fuselagem, atrapalhando a sustentação e a estabilidade da aeronave; provoca o aumento do arrasto total do avião, devido ao aumento de velocidade do escoamento acelerado pela hélice (RODRIGUES, 2014). Na figura 4.18 pode-se observar um exemplo de configuração Tractor.

Figura 4.18 – Aeronave com configuração Tractor.



Fonte: <http://www.aeroexpo.online/prod/hartzell-propeller-inc/product-179538-41584.html>

Em relação à configuração Pusher, a hélice é montada na parte de trás do motor, portanto, o grupo motopropulsor fica na parte traseira da aeronave. Na figura 4.19 é possível observar essa configuração. Segundo Rodrigues (2014), nessa situação, a hélice é montada de forma a criar uma tração que empurra o avião através do ar. Geralmente este tipo de montagem é utilizada em aviões anfíbios, que são aeronaves projetadas para operar em terra firme ou na água. Para o caso de aviões terrestres, esse tipo de montagem pode trazer problemas de contato das pás da hélice com o solo durante o procedimento de decolagem, além de estar sujeito a sujeiras provenientes da pista durante a corrida de decolagem e em voo encontrar um escoamento já perturbado pela aerodinâmica da aeronave. Além disso, ainda de acordo com Rodrigues (2014), as principais vantagens dessa configuração são: “permite a existência de um escoamento mais limpo sobre a asa e a fuselagem da aeronave, uma vez que o motor está montado na parte de trás da mesma; o

ruído do motor na cabine de comandos torna-se reduzido além de proporcionar um maior campo de visão para o piloto da aeronave”. As principais desvantagens são: “com o peso do motor atrás, o CG da aeronave também é deslocado para trás e maiores problemas de estabilidade longitudinal são obtidos; os problemas de refrigeração do motor são mais severos”.

Figura 4.19 – Aeronave com configuração Pusher.



Fonte: <http://www.flightmarket.com.br/pt/detalhes-noticia/cobalt-valkyrie-co50>

Em relação aos motores, uma abordagem básica será seguida, considerando motores de baixo valor no mercado e de funcionamento simples, bastante usados no aeromodelismo, conhecidos como motores elétricos Brushlles.

Os motores Brushless são motores elétricos de corrente contínua que apresentam alta eficiência e confiabilidade e podem ser alimentados com tensão variando, em geral, entre 7,4 a 14,8 V. A velocidade é dada em número de rotações por Volt, kv. Exemplo: 1300 kv significa que quando sem nenhuma carga o motor tem uma velocidade de 1300 rpm para cada Volt (LOPES, 2014). Quanto maior a rotação do motor, menor será a hélice utilizada. Além de grande eficiência e confiabilidade, esses motores são muito econômicos, possuem vida útil longa e produzem um baixo ruído.

Os motores Brushlles são divididos em duas categorias: outrunner e inrunner. O modelo inrunner é o mais utilizado, ele funciona de maneira convencional, ou seja, seu eixo se movimenta e a carcaça permanece fixa. A hélice é colocada na ponta do eixo. Na figura 4.20 é possível observar um motor Brushlles inrunner.

Figura 4.20 – Motor Brushlles inrunner.



Fonte: http://aeromodelismoiniciante.blogspot.com/2011/01/o-motor_03.html

Já o modelo outrunner é utilizado para simular o funcionamento de uma turbina. Nessa configuração, o eixo fica fixo e a carcaça fica girando em torno do eixo. Esse modelo é mais usado em aeromodelos do tipo caça. Na figura 4.21 é possível observar um motor Brushlles outrunner.

Figura 4.21 – Motor Brushlles outrunner.



Fonte: http://aeromodelismoiniciante.blogspot.com/2011/01/o-motor_03.html

Em relação à potência do motor, ela está diretamente relacionada com o peso do VANT. A potência é medida em Watts e pode ser obtida multiplicando a tensão pela corrente que passa pelo motor, como mostra a equação 4.3. Segundo Leandro Cardoso Zaccarelli (2011), do blog Aeromodelismo Iniciante, para aeromodelos trainers, usa-se a seguinte regra: a cada 100 gramas de peso, temos 20W de potência do motor. A tensão máxima que deve ser usada na equação 4.3 é a especificada no motor. Cada motor tem em sua especificação a tensão máxima de operação, caso essa tensão seja ultrapassada, o motor queimará.

$$W = V \times i \quad (4.3)$$

Ainda utilizando a equação 4.3, pode-se definir a corrente máxima do motor, quando a tensão e a potência já são conhecidos. Saber a corrente máxima que passa pelo motor é útil para definir qual o melhor controlador eletrônico de velocidade a ser usado.

Em relação às baterias, para selecionar o modelo correto é preciso saber a voltagem necessária para alimentar o motor escolhido. Os motores Brushless geralmente são alimentados por baterias do tipo LiPo com capacidade para altas descargas de correntes. Elas proporcionam uma grande autonomia ao VANT e possuem uma grande vida útil em relação às demais.

Essas baterias são compostas por uma ou mais células que são alocadas em série para obter uma certa voltagem de interesse. As células são identificadas pela letra “S” e cada uma tem 3,7 V de tensão nominal, podendo variar. Por exemplo, se nas especificações da bateria está escrito que a mesma possui “3S”, como mostra a figura 4.22 (circulado em verde), então significa que a tensão da bateria é 11,1V ($3 \times 3,7$).

A carga da bateria normalmente é descrita em mAh (miliampère-hora). O tempo de voo é proporcional à essa quantidade de carga. No caso da bateria ilustrada na figura 4.22, está especificado que ela é capaz de fornecer 3A (ampere) por hora (circulado em vermelho). Entretanto, nem sempre a bateria estará fornecendo a quantidade de carga especificada, pois esse valor poderá variar, principalmente, conforme a aceleração do motor. Com isso, avalia-se a taxa de descarga, que é a máxima corrente que a bateria pode transferir sem sofrer danos. A taxa de descarga é representada por “C”. No caso da bateria ilustrada na figura 4.22, é possível ver que a taxa de descarga é 35C-45C (circulado em azul). Isso significa que ela pode fornecer de 35 a 45 vezes seu valor nominal de carga. No caso da bateria em questão, o valor nominal de carga é 3A, que multiplicado por 35 e 45 resulta em 105A e 135A, respectivamente. Portanto, essa bateria pode fornecer ao motor a quantidade de, no máximo, 135A.

Figura 4.22 – Bateria do tipo LiPo.

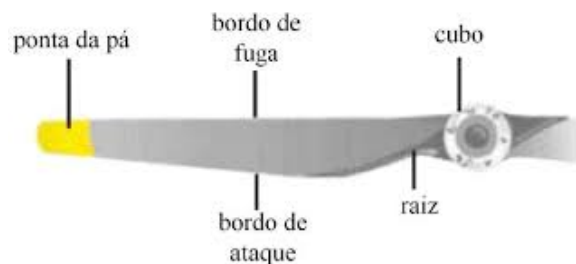


4.1.3.2.1 Características das hélices

A hélice representa um elemento de grande importância num avião. Ela tem a missão de fornecer a força de tração necessária ao voo. Em termos simples, uma hélice é um aerofólio trabalhando em uma trajetória circular, com ângulo de ataque positivo em relação ao fluxo de ar, de forma a produzir tração em uma direção paralela ao plano de voo da aeronave. O desempenho de uma hélice depende de alguns fatores, entre eles pode-se citar: o diâmetro em função da rotação, a área das pás em função da absorção de potência e o passo (RODRIGUES, 2014).

Ainda de acordo com Rodrigues (2014), a hélice é definida por duas dimensões características, o diâmetro e o passo, os quais normalmente são medidos em polegadas. A figura 4.23 mostra as principais características geométricas de uma hélice.

Figura 4.23 – Características geométricas de uma hélice.



Fonte: (RODRIGUES, 2014)

O diâmetro representa a distância entre as pontas das pás para o caso de uma hélice bipá, no caso de hélices mono-pá ou com múltiplas pás, o diâmetro é representado pela circunferência realizada durante o movimento. O passo representa o avanço (teórico) que a hélice daria em uma única volta, ou seja, uma hélice 13"x4" tem um diâmetro de 13" e seu passo é de 4", indicando que esta hélice se deslocaria 4" para frente a cada volta realizada (RODRIGUES, 2014).

As hélices podem ser classificadas da seguinte forma: passo fixo, passo ajustável no solo e passo controlável.

- a) A hélice de passo fixo (figura 4.24) é fabricada em peça única e o passo é o mesmo ao longo de sua envergadura, geralmente são hélices de duas pás fabricadas em madeira ou metal (RODRIGUES, 2014);

Figura 4.24 – Hélice de passo fixo.



Fonte: (RODRIGUES, 2014)

- b) A hélice de passo ajustável (figura 4.25) pode ter seu passo ajustado no solo, antes da decolagem da aeronave. Esse tipo de hélice geralmente possui um cubo articulado que permite a rotação da pá para o passo desejado (RODRIGUES, 2014);

Figura 4.25 – Hélice de passo ajustável.



Fonte: (RODRIGUES, 2014)

- c) A hélice de passo controlável (figura 4.26) permite ao piloto mudar o passo da hélice durante o voo através de um sistema interno de comandos. Esse tipo de hélice proporciona um voo com tração praticamente constante, permitindo que em todas as fases do voo a aeronave opere em condições de desempenho otimizado (RODRIGUES, 2014).

Figura 4.26 – Hélice de passo controlável.



Fonte: <https://sites.google.com/site/sf340com/propeller>

Em relação aos VANTs rádio controlados, segundo Rodrigues (2014), as hélices possuem um limite prático de rotação, baseado na curva de potência do motor e no diâmetro da hélice. Os VANTs não utilizam as hélices de passo variável, portanto, este deve ser definido analisando o tipo de voo desejado. Hélices com passo grande proporcionam uma menor manobrabilidade, mas maior velocidade. As hélices de passo pequeno são as corretas de se usar em baixas velocidades, manobras, decolagens e pousos. Outros fatores limitantes que reduzem a eficiência da hélice é a potência do motor e o arrasto do avião, ou seja, uma hélice de passo grande não vai fazer o modelo voar mais rápido do que ele é capaz e uma hélice com passo pequeno demais resultará em perdas de potência e tração (RODRIGUES, 2014).

4.1.3.3 Trem de pouso

Segundo Rodrigues (2014), o trem de pouso possui as funções de apoiar o avião no solo e manobrá-lo durante os processos de taxiamento (aeronave movida por um reboador), decolagem e pouso. Na maioria das aeronaves o trem de pouso possui rodas, mas existem casos onde são utilizados flutuadores em hidroaviões e esquis para operação em neve. Os principais tipos de trem de pouso são triciclo e convencional, entretanto, em asas voadoras não é comum o uso dessa estrutura.

No trem de pouso triciclo existem duas rodas principais (trem principal) localizadas embaixo das asas e uma roda frontal (trem do nariz) (RODRIGUES, 2014). Na imagem 4.27 está um exemplo de VANT com trem de pouso triciclo.

Figura 4.27 – VANT da FAB com trem de pouso do tipo triciclo.



Fonte: reprodução/youtube

O trem de pouso convencional é formado por um trem principal e uma bequilha (rodas e sua estrutura), geralmente localizada no final do cone de cauda (RODRIGUES, 2014). Na imagem 4.28 podemos ver um exemplo de trem de pouso convencional.

Figura 4.28 – Aeronave com trem de pouso convencional.



Fonte: http://www.aerosjc.com.br/site/images/aeronaves/aeroclubesjc_25.jpg

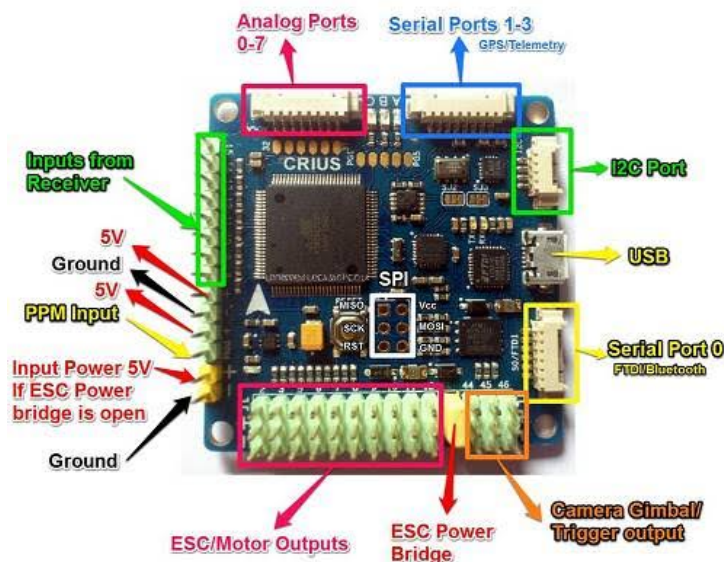
Atualmente a maioria das aeronaves possui trem de pouso do tipo triciclo. Uma vantagem desse trem de pouso é o aumento da visibilidade do piloto, pois o nariz fica no

nível da aeronave, diferentemente do trem de pouso convencional, onde o nariz bloqueia a visão frontal. Além disso, o trem de pouso triciclo melhora sensivelmente o controle e a estabilidade da aeronave no solo, além de permitir melhores características de desempenho durante a decolagem (RODRIGUES, 2014).

4.1.3.4 Controlador de voo

Segundo Baichtal (2015), o controlador de voo é o cérebro do VANT, pois ele executa o plano de voo. Ele é um microcontrolador que liga os diversos componentes necessários para auxiliar o voo manual ou, ainda, permitir o voo automático. Na figura 4.29 está um exemplo de controlador de voo e suas diversas portas.

Figura 4.29 – All in One Pro Board Layout.



Fonte: <https://www.unmannedtech.co.uk/manuals/all-in-one-pro-board-setup-with-megapirates-code>

Um controlador é extremamente importante em voos manuais, pois ele garante que o VANT mantenha as condições de voo necessárias, permitindo que o operador foque mais na direção, sem se preocupar, por exemplo, em manter a altitude correta. Além disso, o controlador pode ser programado para realizar ações automáticas no caso de um mal funcionamento. Por exemplo, se for detectado uma diminuição brusca na altitude, um paraquedas pode ser automaticamente liberado.

Os controladores de voo são divididos basicamente em duas categorias: de código aberto e de código fechado. As de código aberto são desenvolvidas pela comunidade e permitem alterações nos algoritmos que controla o hardware, enquanto as de código fechado não permitem alterações públicas. As de código aberto são mais baratas, porém é necessário um conhecimento em programação para operá-las corretamente.

4.1.3.5 Controlador Eletrônico de Velocidade

Segundo Baichtal (2015), o controlador de velocidade, comumente chamado de ESC (Eletronic Speed Control) é o componente responsável por prover energia para o motor, receptor e controlador de voo. Eles geralmente são constituídos por fios de entrada de energia, dois ou três fios de saída e uma conexão que se liga ao controlador de voo ou receptor.

Basicamente, o ESC é um circuito eletrônico, que é o principal responsável pelo controle da velocidade do motor. Entretanto, ele não serve apenas para isso, pois também distribui energia para diversos componentes do avião.

Outra característica dos ESCs é a capacidade de mudar a corrente contínua (cc) fornecida pela bateria para corrente alternada (ca), permitindo assim que sistemas elétricos de corrente alternada funcionem mesmo com a bateria fornecendo corrente contínua.

Os ESCs podem ser pré-configurados ou configurados manualmente. Por exemplo, no caso de um VANT é comum haver uma configuração para em casos que a bateria atinja níveis críticos. Nesse caso, é cortada a energia do motor para conservar carga e manter funcionais os servos das superfícies de controle e o receptor, de modo a ser possível a realização de um pouso controlado.

Ainda segundo Baichtal (2015), o mercado de ESCs é muito amplo e possui muitos produtos similares. São listados no livro como controladores bastantes comuns:

- **XXD HW30A:** este controlador (figura 4.30) funciona com corrente constante de trinta amperes, podendo chegar a quarenta amperes em picos de no máximo 10 segundos. Ele conta também com uma trava de inicialização de segurança, onde o VANT não será ativado se o acelerador estiver travado na potência máxima, de modo a evitar danos estruturais e mecânicos. O ESC pode ser configurado utilizando um transmissor (rádio controle), que será explicado posteriormente. Este controlador é facilmente encontrado no mercado online e os preços variam entre R\$ 50, 00 e R\$ 100,00.

Figura 4.30 – ESC XXD HW30A.



- Turnigy Brushed 30A ESC: este ESC, também de 30A, possui apenas dois fios de saída para o motor, pois é usado para acionar motores mais antigos que trabalham com corrente contínua, ao contrário dos motores mais novos, que funcionam usando corrente alternada. Esse controlador é citado como um modelo muito mais barato e básico. Não é configurado usando transmissor, como o modelo anterior, mas sim com *jumpers*, que são pequenos condutores feitos de plástico e metal. No Brasil, o preço deste ESC está na mesma faixa que o XXD HW30A. Ele também é fácil de ser encontrado e é usado principalmente em projetos de baixo orçamento ou quando o motor disponível for de um modelo mais antigo. É possível observar esse modelo na figura abaixo.

Figura 4.31 – Turnigy Brushed 30A ESC.



Fonte: (BAICHTAL, 2015)

- HobbyKing 6A UBEC: este pequeno ESC, mostrado na Figura 4.32, é um item de baixo custo, sendo encontrado na internet por preços abaixo de R\$ 15,00. Por suportar uma carga de apenas 6A, é recomendado somente para motores de baixa potência.

Figura 4.32 – HobbyKing 6A UBEC



Fonte: (BAICHTAL, 2015)

4.1.3.6 Servos

Os servos são os mecanismos responsáveis por fazer os movimentos das partes móveis do VANT. São equipamentos eletromecânicos compostos por engrenagens de diferentes tamanhos encaixados de modo que uma pequena força exercida pelo motor na entrada resulte em uma grande força na saída, e é essa força que move as superfícies de comando da aeronave. O eixo dos servo motores possui a liberdade de apenas cerca de 180° , mas em alguns modelos menos comuns a liberdade pode chegar a 360° .

Segundo o site DronEng (2016), um servo de 9 gramas com engrenagens de plástico pode gerar um torque de 2,5 Kg, utilizando um mínimo de energia para tal, outros de até 69 gramas com engrenagens de metal (Metal Gear) podem gerar torques de 15 Kg.

A escolha do servomotor adequado depende de diversos fatores como, por exemplo, o uso ao qual se destina, o torque necessário, a resistência requerida, a massa desejada, tamanho físico, entre outros detalhes que devem ser observados atentamente na hora do projeto. Serão listados abaixo três modelos de servos, e todos os dados que serão apresentados foram retirados dos catálogos dos respectivos fabricantes e/ou revendedores.

- Hextronik 900: o HXT900 é um micro servo de 9 gramas com engrenagens de Nylon, indicado para pequenos esforços, como controle de direção de câmeras e instrumentos ou para superfícies de controle de aeronaves de pequeno porte. Funciona com um motor elétrico de 3V a 6V e entrega um torque de 1.6kg/cm. É um servo de baixo custo, podendo ser facilmente encontrado por menos de R\$ 20,00. Suas dimensões são de 21x12x22 mm. Esse modelo pode ser visto na figura 4.33.

Figura 4.33 – Hextronik 900.



Fonte: <https://www.mercadolivre.com>

- Corona DS 238 HV: é um servo de 22 gramas com engrenagens de metal, as quais lhe garantem maior resistência e vida útil em relação ao modelo citado anteriormente. Este é um servo intermediário, indicado para superfícies de controle que exijam esforço moderado. Funciona numa faixa de energia de 4.8V a 6V e proporciona um torque de 4 kg/cm a 4.6 kg/cm. Por ter maior potência seu custo é um pouco mais elevado, custando na faixa dos R\$ 80,00. Suas dimensões são de 29x13x30mm. Pode-se observar esse modelo na figura abaixo.

Figura 4.34 – Corona DS 238 HV.



Fonte: <https://www.mercadolivre.com>

- Futaba S-3152: é um servo digital de 42 gramas que mesmo com engrenagens de Nylon é capaz de entregar um torque de até 6 kg/cm. É considerado um servo pesado quando se trata de VANTs de pequeno porte, mas devido ao seu sistema digital que conta com microprocessadores, apresenta um tempo de resposta de quase 50% menor do que os analógicos. Este é um servo com custo bem maior que os demais, custando em média R\$ 250,00. Suas dimensões são 40x20x38mm. Na figura 4.35 é possível observar esse modelo.

Figura 4.35 – Futaba S-3152.



Fonte: <https://www.mercadolivre.com>

4.1.3.7 Rádio Controle

O rádio controle (transmissor) é o equipamento responsável por fazer o controle do VANT, é através dele que são enviados os comandos para a aeronave. Todo VANT deve ter um rádio controle. Mesmo nas aeronaves capazes de realizarem o voo automaticamente, é necessário que se tenha uma forma de interferir no voo em casos de emergência.

Segundo Baichtal (2015), os Sistemas de Rádio Controle geralmente são formados por dois componentes principais, o transmissor e o receptor. O transmissor é responsável por enviar todos os comandos dados pelo piloto para o VANT. Já o receptor é um dos sistemas embarcados do VANT, sua função é receber os sinais enviados pelo transmissor e repassar para os devidos componentes.

O transmissor possui elementos de controle como joysticks, botões e chaves, que são usados para transformar energia mecânica (comandos dados pelo operador) em impulsos elétricos, que posteriormente são transformados em ondas transmitidas pelo ar até alcançar o VANT, através do receptor. Usando esses comandos, é possível controlar diversos aspectos da aeronave, como velocidade, servos, sensores, etc.

A escolha do transmissor depende das características desejadas e do valor que se está disposto a pagar. Existe uma infinidade de opções disponíveis, com valores na faixa de R\$ 150,00 até milhares de reais. O que varia vai desde o número de canais, que determina a quantidade de comandos possíveis, o design, o material, o alcance, a bateria e os acessórios como tela LCD e luzes.

No caso de um VANT do tipo asa voadora, são necessários no mínimo três canais. Um para cada aileron e um para o motor, totalizando três canais no mínimo. Porém, o ideal é trabalhar com quatro canais ou mais, de modo a ser possível gerenciar os demais componentes, bem como permitir a instalação de novos sensores e sistemas posteriormente.

Um exemplo de transmissor é o Turnigy 5X 2.4GHz (figura 4.36). Ele é um rádio controle de 5 canais, manches analógicos, comando para reversão, luz indicativa e antena dobrável. Pacotes incluindo esse transmissor e um receptor podem ser encontrado com um preço médio de R\$ 300,00. Segundo informações dos revendedores, o peso do transmissor é de 265 gramas e do receptor é de 6.5 gramas. As dimensões do transmissor são 156x152x50mm e do receptor 33.5x20.5x13mm. A figura abaixo mostra o modelo em questão, sendo possível observar o transmissor (lado esquerdo) e o receptor (lado direito).

Figura 4.36 – Rádio Turnigy 5X 2.4GHz



Fonte: https://www.robocore.net/loja/produtos/radio-turnigy-5x-2_4ghz-5-canais-com-receptor.html

4.1.3.8 Sensores e Acessórios

Os sensores e demais acessórios são componentes não essenciais para que o voo ocorra, diferente dos componentes citados anteriormente, que fazem parte do funcionamento básico. Entretanto, a adição de sensores e acessórios é importante para que o VANT tenha alguma finalidade enquanto voa.

Existem uma infinidade de itens que podem ser anexados ao VANT, mas é importante que ele esteja adaptado para receber esses componentes. Normalmente eles são escolhidos dependendo da capacidade de carga da aeronave, da sua finalidade e do orçamento disponível. Esses componentes permitem capacidades extras durante o voo. Alguns componentes são: GPS, altímetro, sensores de velocidade, câmeras e entre outros itens utilizados para navegação; sensores de temperatura dos motores, sensor de carga da bateria, paraquedas e entre outros itens utilizados para monitorar o estado de segurança do VANT durante o voo; câmeras de calor, sensores térmicos e outros itens usados para a coleta de dados, sendo bastante usados na agricultura.

4.1.4 Estrutura dos veículos aéreos não tripulados

A estrutura é a parte que forma o corpo principal, como se fosse o esqueleto da aeronave. É nela que são fixados todos os outros componentes, onde serão comportados os sistemas embarcados e as cargas úteis. Os materiais e a forma da estrutura dependem muito do tipo de uso que será dado à aeronave.

Os VANTs de asa fixa, em geral, possuem a estrutura revestida pela fuselagem. Entretanto, os VANTs de asa fixa do tipo asa voadora têm a sua estrutura formada pela própria asa, ou seja, o seu corpo faz o papel de fuselagem.

Em VANTs de asa rotativa, o chassi é o que compõe a estrutura. Ele também é chamado de frame.

A estrutura de VANTs de pequeno porte costuma ser feita de materiais leves, como madeira de balsa ou até mesmo plástico, pois devido ao baixo peso da aeronave, não precisa suportar muito esforço. Já em modelos maiores, a estrutura é feita de metal, comumente alumínio.

4.1.4.1 Materiais utilizados na estrutura

Os materiais compósitos são compostos por dois ou mais materiais que possuam diferentes propriedades químicas e físicas. Esses materiais normalmente apresentam uma fase contínua (responsável por preencher os espaços estabelecidos entre os materiais reforços) e uma fase dispersa (responsável por garantir as propriedades químicas e físicas do compósito). Existem três tipos principais utilizados no setor aeroespacial, são eles as fibras de carbono, vidro e aramida.

As fibras de carbono podem ser produzidas por várias diversificações. As usadas no setor aeronáutico são derivadas das fibras de poliacrilonitrila (PAN). Essa produção é complexa e possui várias etapas, isso faz com que o resultado seja fibras de alta qualidade, com alto módulo elástico (muito resistentes a deformação) e com alta resistência a tração, porém, possuindo um alto custo. Um exemplo de VANT com a estrutura em fibra de carbono é mostrado na figura 4.37.

Figura 4.37 – VANT com estrutura em fibra de carbono.



Fonte: <https://geodrones.com.br/drone/vant-horus-isis/>

As fibras de vidro podem ser produzidas de diferentes formas que levam a diferentes qualidades. Sua matéria prima é o dióxido de silício (SiO_2) associado a outros óxidos, seu resultado final chega após várias etapas. Comparando-as com fibras de carbono, elas possuem resistência menor, porém, ainda alta, e elasticidade significativamente inferior. No geral, são leves e possuem baixa condutividade térmica, isolamento elétrico, incombustibilidade (invulnerável à propagação de chamas) e flexibilidade, além de terem baixo custo. A figura 4.38 é um exemplo de VANT estruturado com fibra de vidro.

Figura 4.38 – VANT com estrutura em fibra de vidro.



Fonte: <https://aerocamera.com.br/desenvolvedores.html>

As fibras de aramidas, também conhecidas como Kevlar, são menos usadas. Elas foram umas das primeiras a serem consideradas adequadas no meio aeronáutico. Um VANT com estrutura em Kevlar é mostrado na imagem 4.39. O custo dessa fibra é intermediário entre as de carbono e de vidro. Elas possuem resistência ao cisalhamento muito alta, logo, são capazes de suportar fortes impactos, sendo utilizadas em partes do VANT

que podem sofrer impactos. Além disso, o Kevlar possui alta capacidade de absorção de energia e alta resistência a tração, porém, é de difícil manuseabilidade.

Figura 4.39 – VANT com estrutura em fibra de aramida.



Fonte: <https://olhardigital.com.br/noticia/brasileiros-criam-drone-com-maior-capacidade-de-mapeamento-do-mundo/47192>

Além desses materiais, o depron e o isopor também são muito utilizados no aeromodelismo. Em relação ao depron, sua utilização é vantajosa devido à baixa densidade aliada à rigidez e estabilidade dimensional, além da facilidade de trabalho (o material é facilmente recortado, dobrado, fixado, modelado) e custo muito baixo comparado aos outros materiais. O depron pode ser facilmente confundido com o isopor, entretanto, o isopor é um material de poliestireno expandido, enquanto o depron é um material de poliestireno extrudado. O depron é mais fácil de ser utilizado uma vez que seu corte pode ser feito com um estilete, enquanto o isopor exige o corte com fio quente ou outras ferramentas semelhantes. A figura 4.40 mostra uma asa voadora construída com depron e fibra de vidro.

Figura 4.40 – Asa voadora com estrutura em depron e fibra de vidro.



Fonte: https://produto.mercadolivre.com.br/MLB-1068297477-zagi-asa-voadora-rc-planador-ou-eletrico-_JM

Também existem alguns tipos de madeira que são muito utilizados na construção de veículos aéreos não tripulados. Balsa é uma das madeiras mais utilizadas e seu grande uso é justificado pela extrema leveza (madeira mais leve de uso comercial, possuindo cerca de 140 kg/m^3 , um terço de outros tipos de madeiras duras), baixo custo, grande resistência, alta capacidade de funcionar como isolante térmico e capacidade de enfraquecer o som e as vibrações mecânicas. A figura 4.41 mostra a estrutura de um aeromodelo feita em madeira balsa.

Figura 4.41 – Aeromodelo feito em madeira balsa.



Fonte: https://produto.mercadolivre.com.br/MLB-936456594-planta-aeromodelo-piper-j3-cub-balsa-escala-corte-laser-_JM

A madeira de cedro também é comumente usada nos VANTs, em conjunto com a madeira de balsa. O cedro possui características que favorecem seu uso, como sua leveza, sofrer pouca variação dimensional e ser fácil de trabalhar.

4.1.4.2 Materiais utilizados para revestimento da estrutura

A entelagem, como comumente é chamado o revestimento da estrutura, pode ser encontrada em diversos tipos de materiais. A seguir serão apresentadas algumas possibilidades para revestimento muito comuns em aeromodelos em geral.

- Monokote

Esse revestimento é capaz de gerar um acabamento impecável no avião, quando aplicado corretamente, mas possui um custo relativamente alto (cerca de 60 reais um rolo de $65\text{cm} \times 180\text{cm}$). Ele não pode ser aplicado em isopor, pois possui uma alta temperatura de fixação. Sendo recomendada a sua utilização em madeira, é necessário lixá-la e passar um ferro de entelagem para que ocorra a fixação completa

do revestimento. Também são recomendados para modelos elétricos ou à combustão. Um aeromodelo entelado com monokote pode ser observado na figura 4.42.

Figura 4.42 – Aeromodelo entelado com monokote.



Fonte: <http://www.aeromodelismoeassim.com/2015/10/entelagem-com-monokote.html>

- Vinil

É considerado o material mais fácil de adquirir e entelar, pois é barato e prático. O processo de entelagem é bastante simples: esquentar o vinil até ficar bastante liso (pode-se utilizar até secador de cabelo para isso) e colar as pontas soltas do revestimento com um material resistente, normalmente Super Bonder. Sua aparência é semelhante ao monokote, entretanto, o vinil não é recomendado para VANTs à combustão, pois ele é capaz de soltar-se com o óleo. Na figura a seguir é possível observar um aeromodelo com esse tipo de entelagem.

Figura 4.43 – Aeromodelo entelado com vinil adesivo.



Fonte: <http://freakmodelismo.blogspot.com/2014/02/entelagem-de-aeromodelos.html>

- Fita colorida

Assim como o vinil, a fita colorida é fácil de adquirir e usar, um rolo de 50 metros custa cerca de 10 reais. Entretanto, ela não proporciona um acabamento tão satisfatório. A entelagem é feita em camadas, basta cortar a fita e ir entelando os cantos necessários. Um exemplo de entelagem com esse material pode ser observado na figura 4.44.

Figura 4.44 – Asas voadoras enteladas com fita colorida.



Fonte: <http://freakmodelismo.blogspot.com/2014/02/entelagem-de-aeromodelos.html>

- Tinta spray

A estrutura do aeromodelo também pode ser colorida com tinta spray, como na figura 4.45. Para um bom acabamento a estrutura deve estar lisa, limpa e de preferência pintada com um fundo branco. O custo de um tubo de tinta spray custa em média 15 reais. Para um perfeito acabamento, recomenda-se envernizar o material.

Figura 4.45 – Aeromodelo pintado com tinta spray.



Fonte: <http://oficinadeaeromodelismo.blogspot.com/2013/04/>

4.1.5 Conceitos básicos relativos à aerodinâmica

Com o surgimento de veículos de alto desempenho, como carros e aviões, se fez necessário o aprofundamento do estudo da aerodinâmica, que é a análise do escoamento dos fluidos e das forças que esses exercem sobre os corpos sólidos que neles estão imersos. Com esses estudos, vários progressos nessa área do conhecimento foram realizados, gerando uma enorme carga de conhecimento científico.

Dentro desse estudo surgiram os perfis aerodinâmicos, que atualmente se ramificam em diversos tipos, cada um com o objetivo de atender a uma certa finalidade. Dessa forma, o desempenho das aeronaves atinge altos níveis, economizando combustível e aumentando as distâncias que podem ser percorridas pelas aeronaves.

4.1.5.1 Número de Reynolds

O número de Reynolds (Re) é um número adimensional que é utilizado na mecânica dos fluidos com o intuito de se analisar o regime de escoamento acima de uma superfície (RODRIGUES, 2014). Tratando de perfis aerodinâmicos, o número de Reynolds pode ser expresso em função da corda média aerodinâmica (\bar{c}), da velocidade do escoamento (v), da densidade do ar no local (ρ) e da viscosidade dinâmica do ar (μ), como mostrado na seguinte equação:

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot \bar{c}}{\mu} \quad (4.4)$$

No caso das asas voadoras, assim como nos VANTs em geral, o número de Reynolds é na ordem de $4 \cdot 10^5$, o que significa que o escoamento é turbulento (RODRIGUES, 2014). Dessa forma, as escolhas da configuração aerodinâmica devem levar em conta esse tipo de escoamento. Além disso, imperfeições e rugosidades na asa podem fazer a transição do número de Reynolds, fazendo com que um escoamento laminar passe a ser turbulento.

4.1.5.2 Forças aerodinâmicas

Com o movimento de um corpo sólido dentro de um fluido, diversas forças acabam atuando nesse corpo. Essas forças surgem da interação do fluido com o corpo sólido e das diferenças de velocidade relativa por conta da viscosidade do fluido (RAYMER, 1992). Dessa forma, forças resultantes indicam o comportamento que o perfil terá e como será o desempenho do mesmo.

Para se fazer a correta análise dessas forças aerodinâmicas é imprescindível definir dois pontos nos quais as forças aerodinâmicas atuam: o centro aerodinâmico (CA) e o centro de pressão (CP). O centro de pressão é definido como sendo o ponto na qual atua a resultante aerodinâmica (descrita nas próximas páginas), sendo obtido através da integração da pressão resultante sobre a asa (RODRIGUES, 2014). O centro de pressão varia muito durante o voo, pois para cada ângulo de ataque ele muda.

O centro aerodinâmico é definido como o ponto onde o torque independe do ângulo de ataque da asa, ou seja, onde o torque é constante. Normalmente é localizado a cerca de $\frac{1}{4}$ da corda do perfil (RODRIGUES, 2014), mas pode ser obtido precisamente diferenciando o torque atuante na asa e o igualando a zero, achando o ponto em que não varia, que por definição é o centro de pressão.

Conhecidos os pontos nos quais atuam as forças resultantes, estas devem ser definidas. O arrasto é uma força que atua na aeronave com sentido contrário ao movimento, prejudicando o seu desempenho e aumentando os gastos em combustível (no caso de um VANT, maior gasto de bateria) e reduzindo o seu alcance máximo. Dessa forma, quando se projeta um perfil aerodinâmico, é visada a diminuição do arrasto ao máximo possível.

Existem diversas classificações para o arrasto, mas apenas duas formas fundamentais geram o arrasto (RODRIGUES, 2014), são elas a distribuição de pressão e o cisalhamento. A diferença de pressão entre as duas superfícies gera uma resultante (chamada de resultante aerodinâmica) que atua para cima, gerando sustentação, e para trás, gerando arrasto.

Ao mesmo tempo, também há geração de arrasto pela viscosidade e diferença de velocidade do fluido. Uma fina camada de ar (chamada de camada limite) se move junto com o perfil, que sofre atrito com o ar estático das camadas posteriores, gerando arrasto.

A força de sustentação é a força que faz com que a aeronave suba. Esta é gerada por um conjunto de fatores físicos e está ligada diretamente ao perfil aerodinâmico adotado na aeronave. Outro fator importante é a área da asa, que é diretamente proporcional à sustentação gerada por essa asa (ver equação 4.5). Portanto, asas maiores causam uma maior força, porém, geram maior arrasto e pesam mais. Dessa forma, a escolha do tamanho da asa, tanto para um VANT como para uma aeronave convencional, deve ser feita de forma que se encontre um equilíbrio.

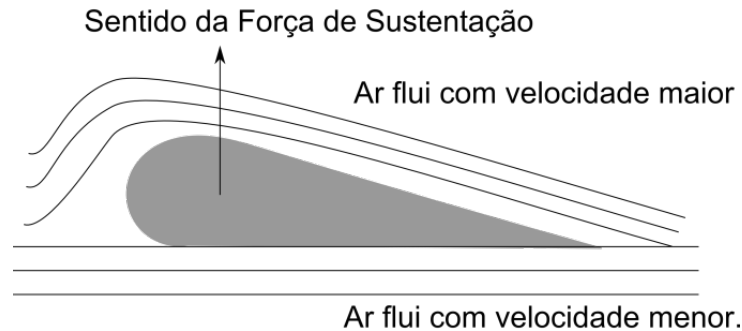
A força de sustentação (L) tem relação com o coeficiente de sustentação da aeronave (C_L , obtido experimentalmente), com a densidade do ar no local (ρ), com a velocidade de voo (v) e com a área alar (S), equacionada por:

$$L = \frac{C_L \cdot \rho \cdot S \cdot v^2}{2} \quad (4.5)$$

A explicação de como essa força surge tem forte ligação com a Lei de Bernoulli, que trata da diferença de pressão causada pela diferença de velocidade do escoamento do fluido. Em um perfil aerodinâmico, a área superior é maior que a inferior, dessa forma, a

velocidade do ar acima do perfil é maior do que embaixo. Assim, a pressão estática acima da asa diminui, enquanto que a de baixo é maior (EASTLAKE, 2006). Dessa forma, a força resultante que surge na asa aponta para cima, fazendo com que a aeronave voe, como mostrado na figura 4.46.

Figura 4.46 – Geração de sustentação em uma asa.

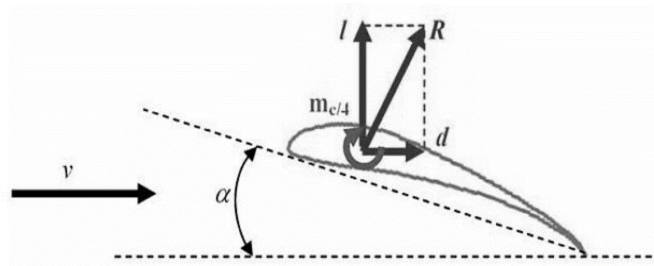


Fonte: <http://cnpq182013.blogspot.com/2015/04/assopra-e-nao-cai.html> (2018).

Outro fator que influencia na geração de sustentação é a Terceira Lei de Newton. Quando as partículas de ar colidem contra a asa, o perfil as empurra para baixo e consequentemente o ar as empurra para cima, gerando sustentação.

O torque é causado pela força de arrasto (d , na figura) em conjunto com a força de sustentação (l , na figura), que causam uma força resultante no centro de pressão da asa, localizado a cerca de $\frac{1}{4}$ da corda (LIMA, 2018). Na figura 4.47 é possível visualizar como fica a força resultante (R , na figura) na asa, também chamada de resultante aerodinâmica, que causa torque.

Figura 4.47 – Torque em uma asa



Fonte: (LIMA, 2018).

Outra força fundamental para que haja o voo é a tração, que é direcionada em relação ao voo da aeronave, em oposição ao arrasto. A tração é gerada pelo empuxo do motor (RODRIGUES, 2014), sendo a escolha deste de fundamental importância para um melhor desempenho da aeronave. A tração tem duas funções no voo: vencer a força de

arrasto que atua sobre a aeronave e criar uma diferença de velocidade relativa entre o ar e a asa, gerando a sustentação necessária.

O peso (w) também é uma força fundamental que atua durante o voo, ela ocorre por conta da gravidade e tem sentido apontando verticalmente ao solo. O peso depende da massa da aeronave (m) e da aceleração da gravidade no local (g), e é matematicamente descrito pela equação:

$$w = m \cdot g \quad (4.6)$$

De acordo com Rodrigues (2014), para que a aeronave suba, é necessário que o peso seja menor que a força de sustentação, da mesma forma que para descer o peso deve ser maior que a sustentação gerada. Para que haja economia de combustível, é fundamental que uma menor força de sustentação seja necessária e, de maneira equivalente, a aeronave deve ter um menor peso. Dessa forma, como observado na equação 4.6, diminui-se o peso da aeronave com a diminuição de sua massa.

É possível reduzir a massa da aeronave de diversas maneiras. Um dos fatores que mais influencia na massa é a escolha do material da estrutura da aeronave, sendo a escolha de materiais leves uma opção para a economia de combustível. Outros fatores influenciadores são: o tamanho da aeronave; os componentes que nela serão utilizados; estrutura interna e entre outros.

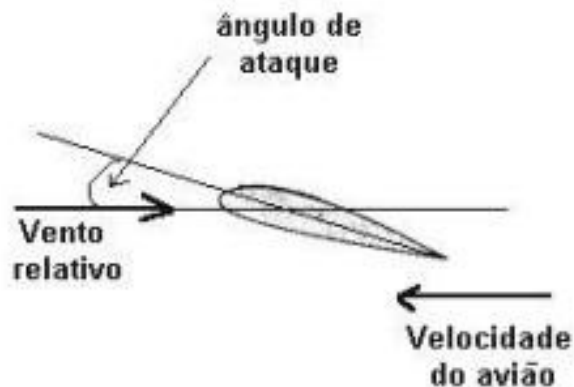
4.1.5.3 Fatores aerodinâmicos da asa

As asas são compostas por diversos elementos que as definem, almejando certos fins. Esses elementos podem ser tanto fixos, como o winglet, quanto móveis, como os ailerons e flaps, os quais serão melhor definidos posteriormente.

O ângulo de ataque (i_w) é definido como o ângulo entre o vento relativo e a corda da asa (figura 4.48). Maiores ângulos de ataque geram uma maior sustentação, porém, também geram um maior arrasto. Dessa forma, o ângulo de ataque em relação à fuselagem deve ser pensado para que gere sustentação e arrasto satisfatórios.

Existe um ângulo de ataque máximo no qual a sustentação também é máxima. Entretanto, a partir desse ângulo máximo, a aeronave entrará em estol.

Figura 4.48 – Ângulo de ataque em relação ao vento.

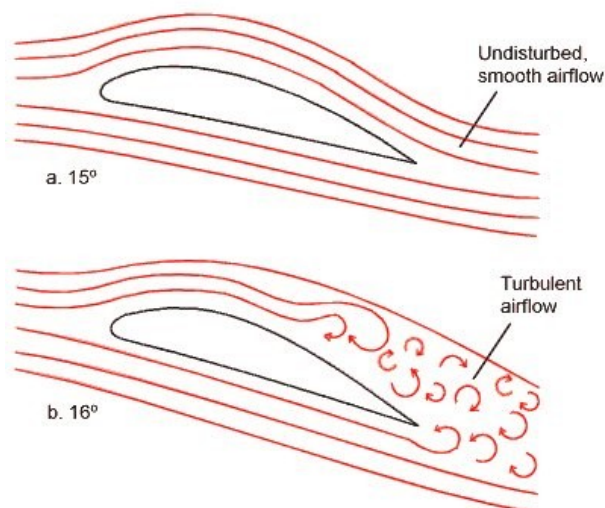


Fonte: <https://guiadoaviador.wordpress.com/2017/03/29/stall/> (2018).

O estol é definido como o ponto em que a sustentação é máxima, mas a partir desse ponto há uma queda brusca de sustentação (BIASI, 2010). Nesse ponto, a camada limite se descola da asa, estolando a aeronave.

Na figura 4.49 é possível diferenciar o escoamento colado (na parte de cima) do escoamento descolado (na parte de baixo), para uma pequena diferença do ângulo de ataque.

Figura 4.49 – Diferença de escoamento.



Fonte: <https://www.flitetest.com/articles/how-do-aircraft-fly> (2018).

O estol pode ser atingido tanto por um ângulo de ataque muito elevado, como por uma velocidade muito baixa (velocidade de estol), em que a geração de sustentação é muito baixa. Uma das maneiras de se evitar o estol é através do uso de flaps, que são

superfícies de hiper-sustentação, agindo em momentos de necessidade de sustentação adicional (como durante a decolagem), aumentando a superfície da asa e, consequentemente, sua sustentação.

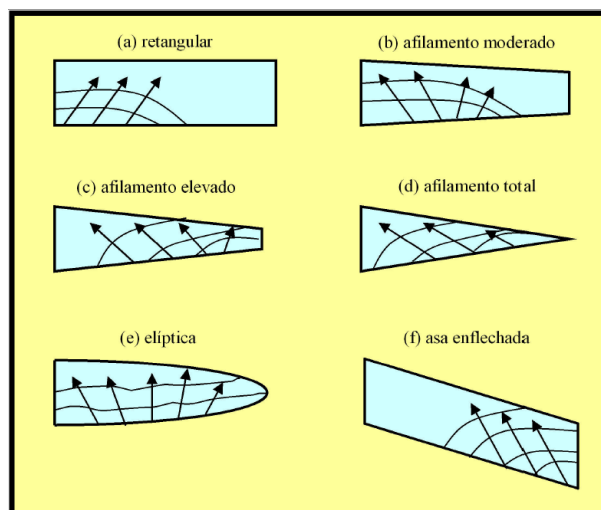
É possível fazer o cálculo da velocidade de estol com a equação abaixo, que relaciona a velocidade de estol (V_{estol}) com o peso da aeronave (w), a densidade do ar no local (ρ), a área da asa (S) e o coeficiente de sustentação máximo (C_{Lmax}), obtido experimentalmente (RODRIGUES, 2014).

$$V_{estol} = \sqrt[2]{\frac{2.w}{\rho.S.C_{Lmax}}} \quad (4.7)$$

Além disso, é importante analisar a influência que a geometria da asa provoca na propagação do estol na mesma. A propagação do estol é um importante fator para escolher a correta localização dos flapes e ailerons das asas, pois estes, em uma situação crítica, devem permanecer funcionais para que o piloto possa controlar a aeronave (RODRIGUES, 2014).

Em uma asa trapezoidal, por exemplo, o estol se inicia entre o centro da asa e a ponta, se propagando em direção ao centro. Essa situação é indesejada, pois os ailerons normalmente se localizam nessa região, fazendo com que no estol o controle de rolagem seja extremamente prejudicado. A propagação do estol em função da geometria da asa pode ser observada na seguinte figura:

Figura 4.50 – Propagação do estol.



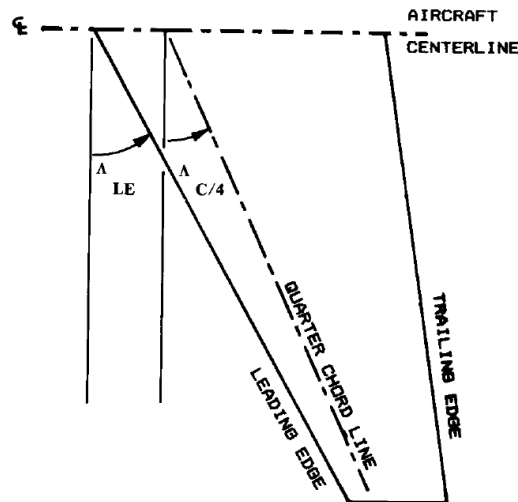
Fonte: (RODRIGUES, 2014).

O ângulo de enflechamento (swept angle, Λ_w) é definido como o ângulo formado por uma determinada porcentagem da linha da corda e o eixo lateral (lateral axis) da aeronave (FLORES, 2018). Ele pode ser tanto positivo, caso a asa seja inclinada para trás, como negativo, caso a asa seja inclinada para frente.

O ângulo de enflechamento influencia em algumas características de voo da aeronave. Um exemplo disso é uma melhora no controle lateral da aeronave. Normalmente o enflechamento é utilizado em aeronaves de alta velocidade e costuma ser extremamente eficiente.

Na seguinte imagem é possível ver o ângulo de enflechamento em relação ao bordo de ataque da asa (Λ_{LE}), assim como o enflechamento em relação a $\frac{1}{4}$ da corda ($\Lambda_{C/4}$):

Figura 4.51 – Ângulo de enflechamento da asa.

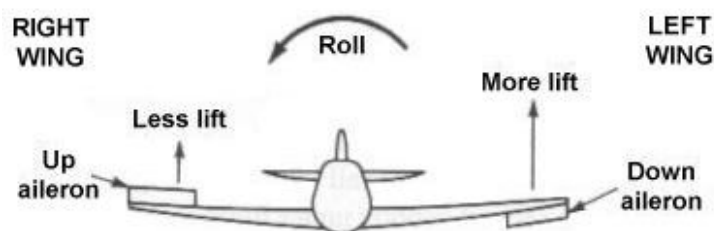


Fonte: (RAYMER, 1992).

Os ailerons são superfícies de controle móveis localizadas no bordo de fuga da asa, responsáveis pelo movimento de rolagem da aeronave. Dessa forma, é possível inclinar a aeronave para a esquerda ou para a direita. Os dois ailerons atuam de forma alternada para que mais sustentação seja gerada em uma asa e menos na outra, fazendo com que a aeronave gire em torno de seu eixo longitudinal.

Na figura 4.52 é mostrada essa forma alternada de funcionamento dos ailerons. Nesse caso, o aileron esquerdo é colocado para baixo e o direito para cima, aumentando a sustentação da asa esquerda e diminuindo a da direita, girando o avião no sentido horário.

Figura 4.52 – Funcionamento dos ailerons.



Fonte: <http://www.aerospaceweb.org/question/dynamics/q0135a.shtml> (2018).

Os flaps são superfícies de hiper-sustentação, cuja função é gerar sustentação adicional em momentos no qual a aeronave está em velocidade de estol, como na decolagem e na aterrissagem. Os flaps são normalmente usados em VANTs convencionais.

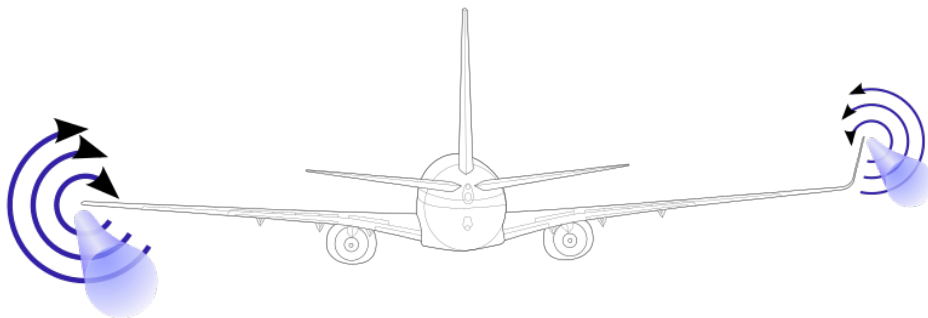
O winglet é um componente aerodinâmico vertical localizado na ponta da asa, com o intuito de diminuir o efeito vortex. Eles diminuem o arrasto induzido do efeito vortex, causando um maior ganho de desempenho durante o voo (NASA, 1980). A superfície vertical também pode ser substituída pela asa curvada para trás (chamada de Raked WingTip), que tem objetivo semelhante.

Por diminuir o arrasto, consequentemente, o winglet causa uma diminuição no consumo de bateria do VANT, porém, também causa certo aumento de peso nas asas além de causar instabilidade na rolagem da aeronave.

O efeito vortex é um conjunto vórtices de ar que surgem nas pontas das asas quando o ar abaixo da asa (alta pressão) vai em direção ao ar de cima da asa (baixa pressão), causando arrasto induzido.

É mostrada na figura 4.53 a diferença do vórtice de ar formado entre uma asa com winglet, na direita, e uma asa sem winglet, na esquerda.

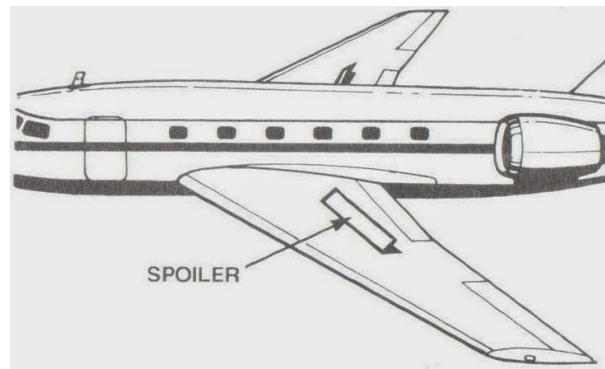
Figura 4.53 – Vórtices se formando na ponta das asas.



Fonte: <https://airway.uol.com.br/sessentao-c-130-hercules-pode-ganhar-asas-com-winglets/winglet/>. (2018).

Outra superfície de uso bastante recorrente é o spoiler, sendo bastante utilizada em planadores. Esta tem como função diminuir de forma controlada a sustentação na asa, permitindo que a aeronave faça uma descida sem aumentar a sua velocidade. Os spoilers diferem dos freios aerodinâmicos, pois objetivam diminuir a sustentação sem causar arrasto, já os freios fazem o contrário, causam arrasto para diminuir a velocidade, mas sem diminuir a sustentação. Na figura abaixo é indicada a localização do spoiler em uma aeronave convencional.

Figura 4.54 – Spoiler na asa de uma aeronave.



Fonte: <http://aquilaaeromodelismo.blogspot.com/2014/06/estrutura-do-aviao.html>

4.1.5.4 Elementos da empenagem

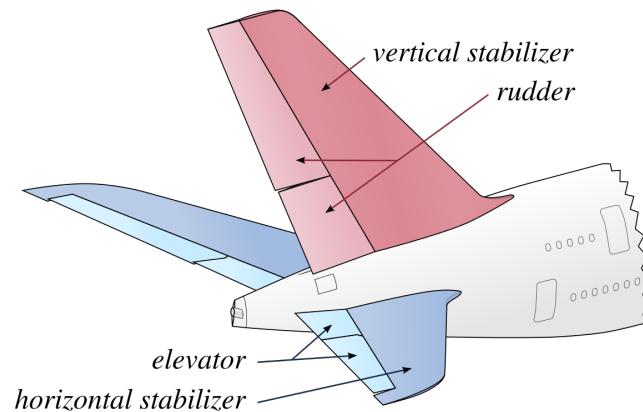
Empenagem é a parte final da fuselagem, tendo a função de ajuste, controle e estabilidade da aeronave. Em geral, as empenagens são constituídas por uma parte móvel e uma parte fixa, tendo cada uma dessas partes uma função específica.

O leme de direção (rudder, na figura 4.55) é uma superfície de controle móvel localizada na superfície vertical da empenagem e é responsável pelo movimento de guinada da aeronave (deslocamento do nariz para a direita ou para a esquerda).

O profundor (elevator, na figura 4.55) é a superfície de controle móvel localizada na superfície horizontal, fazendo o controle de arfagem da aeronave (subir ou descer o nariz).

Os estabilizadores verticais e horizontais são as partes fixas da empenagem. Elas têm a função de melhorar a estabilidade direcional e longitudinal de voo da aeronave, além de fixar o leme e o profundor em sua parte posterior. Na figura 4.55 é possível ver uma empenagem com um estabilizador vertical (vertical stabilizer) e um estabilizador horizontal (horizontal stabilizer).

Figura 4.55 – Exemplo de empenagem convencional e suas partes.



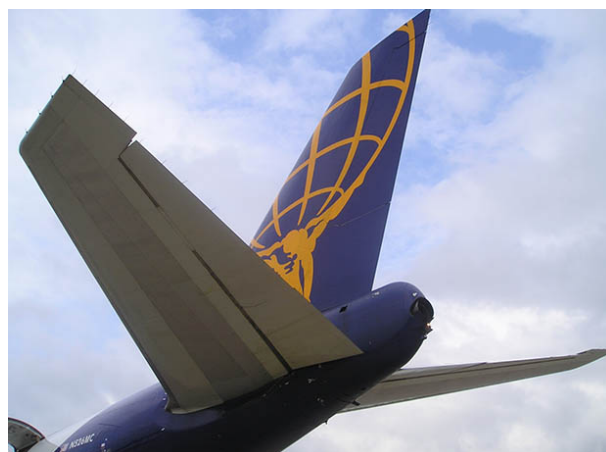
Fonte: <http://blog.hangar33.com.br/conheca-os-diferentes-formatos-da-cauda-das-aeronaves-parte-1/> (2018).

As empenagens se ramificam em diversas classificações a fim de atender os mais diversos requisitos da aeronave. Alguns tipos de empenagens são listados abaixo.

1. Convencional:

Utilizada em cerca de $\frac{2}{3}$ das aeronaves atuais, esse tipo de empenagem é mostrado na figura 4.56. Por possuir o estabilizador localizado diretamente na fuselagem da aeronave, ela tem um menor peso estrutural. Dessa forma, o uso da empenagem convencional acarreta em um menor consumo de combustível e uma maior resistência estrutural da empenagem.

Figura 4.56 – Aeronave com empenagem convencional.



Fonte: www.flickr.com/photos/dnunez_zs/5383396459/in/photostream/ (2018).

2. Em T:

A cauda em T tem como principal qualidade a redução no arrasto induzido da aeronave, porém, tem um maior peso estrutural e também uma maior necessidade de

qualidade estrutural para suportar as forças atuantes. Na figura 4.57 é mostrado um exemplo dessa empenagem.

Figura 4.57 – Aeronave com empenagem em T.



Fonte: <https://www.bjtonline.com/aircraft/embraer-legacy-600> (2018).

3. Em V:

Nessa configuração de empenagem a superfície horizontal e a superfície vertical são combinadas, o que causa um menor arrasto. Entretanto, em desvantagem às outras, essa configuração demanda um sistema de controle mais complexo. Na figura 4.58 é mostrada uma aeronave da fabricante Beechcraft Bonanza, conhecida por fazer aeronaves com esse tipo de empenagem.

Figura 4.58 – Empenagem em V.



Fonte: <https://bonanza36.wordpress.com/2011/04/29/chasing-tail/> (2018).

4. Em Y:

Muito parecida com a cauda em V, entretanto, possui a diferença de que ainda há um leme localizado na parte de baixo da empenagem, como no exemplo da figura 4.59. Dessa forma, possui um sistema de controle menos complexo do que o sistema da cauda em V. Essa configuração pode possuir uma variante, em que o Y é invertido,

a fim de tirar as superfícies horizontais do rastro da asa quando a aeronave está em altos ângulos de ataque.

Figura 4.59 – Monomotor com cauda em Y.



Fonte: http://www.kitplanes.com/issues/32_8/flight_reports/SubSonex_21313-1.html (2018).

5. Em H:

Nessa configuração existe apenas um estabilizador horizontal, mas há dois estabilizadores verticais atrelados a este. Dessa forma, por distribuir o efeito aerodinâmico, diminuindo a altura da aeronave, não é necessário um estabilizador vertical tão grande. Empenagens em H foram largamente utilizadas em aeronaves militares, como a da figura 4.60, principalmente durante a Segunda Guerra Mundial.

Figura 4.60 – A10 Thunderbolt, aeronave militar moderna com cauda em H.



Fonte: <https://www.quora.com/How-does-an-A-10-Thunderbolt-II-fly-without-hydraulics> (2018).

6. Bifurcada:

Essa configuração é principalmente usada em VANTs (figura 4.62). A cauda bifurcada é uma configuração que tem duas fuselagens traseiras, com um estabilizador horizontal conectando-as e um estabilizador vertical em cada.

Figura 4.61 – Exemplo de um VANT com a cauda bifurcada



Fonte: <http://www.auav.net>

7. Sem cauda:

Existem também as aeronaves sem cauda. Esse tipo de aeronave, por não ter empenagem, pode precisar de alguma superfície extra para conseguir a estabilidade. Essas aeronaves, em geral, também não possuem leme de direção, portanto, podem adotar outros métodos para fazer o controle suave de guinada. Casos típicos de aeronaves sem cauda são as asas voadoras, como é possível de se observar na figura abaixo, que normalmente não possuem profundores ou lemes.

Figura 4.62 – Aeronave sem cauda.



Fonte: <https://www.universetoday.com/74854/flying-wing/>

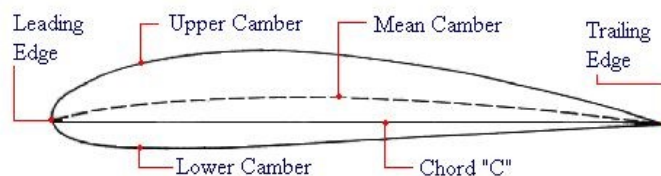
4.1.5.5 Perfis aerodinâmicos ou aerofólios

Um perfil aerodinâmico é definido como uma seção bidimensional que altera o fluxo de um fluido. Os aerofólios têm como objetivo fazer diferenças de pressão em diferentes superfícies, causando forças desejadas como, por exemplo, a sustentação de uma aeronave.

Perfis aerodinâmicos podem ser definidos com base em diversas linhas e pontos da sua vista em perfil. Na figura 4.63 pode-se observar os seguintes itens:

- Bordo de ataque (Leading Edge): ponto mais à frente;
- Bordo de fuga (Trailing Edge): ponto mais ao fundo;
- Extradorso (Upper Camber): linha superior do perfil;
- Intradorso (Lower Camber): linha inferior do perfil;
- Corda (Chord): linha reta que liga o bordo de ataque ao bordo de fuga;
- Arqueamento (Mean Camber): também conhecida como linha média, o arqueamento é definido como a média geométrica entre os pontos do extradorso com os pontos do intradorso.

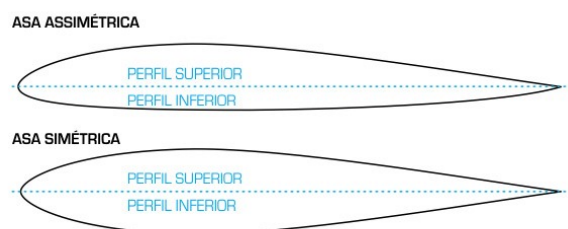
Figura 4.63 – Terminologia em inglês



Fonte: <http://www.aerospaceweb.org/question/airfoils/q0100.shtml>(2018).

Os perfis aerodinâmicos podem ser separados quanto a sua simetria, influenciando no tipo de voo desejado e no desempenho. Na figura 4.64, são mostrados um perfil assimétrico (parte superior da imagem) e um perfil simétrico (parte inferior da imagem).

Figura 4.64 – Simetria e assimetria do perfil.



Fonte: http://www.aeroflap.com.br/tipos_asa_perfis/(2018).

Perfis simétricos são normalmente utilizados em aeronaves acrobáticas, com um voo mais instável e rápido. Por serem simétricos, precisam de um ângulo de ataque inicial do perfil em relação à fuselagem. Além disso, causam um maior gasto de bateria por precisarem de uma maior potência, diminuindo o tempo de voo.

Em relação aos perfis assimétricos, a própria assimetria desse tipo de perfil gera a sustentação. Dessa forma, mesmo com a fuselagem paralela ao vento relativo, a aeronave tem sustentação. Esse tipo de perfil é utilizado em larga escala em aeronaves civis e no aeromodelismo amador.

Com o progresso científico da aeronáutica, os perfis foram se ramificando em diversos tipos. A escolha do tipo ideal depende do objetivo almejado. Algumas categorias são: clássicos, alta sustentação e reflex.

- a) Os perfis clássicos são aqueles que foram feitos durante a aviação experimental, sem o uso de análises computacionais ou softwares como os CFDs. Eram construídos e testados em túneis de vento para que fossem vistas suas características. Alguns exemplos bastante comuns são o Clark Y e o NACA 6409.
- b) Perfis de alta sustentação são projetados com o intuito de causar uma grande sustentação mesmo em baixas velocidades. São bastantes arqueados (linha média curvada) e geram muito torque. Temos como representantes bastante conhecidos os modelos o SELIG 1223 e o WORTMANN FX 74-CL5-140.
- c) Perfis reflex são definidos como perfis em que a linha média da asa sofre uma inflexão próxima ao seu bordo de fuga. Costumam ser utilizados em VANTs do tipo asa voadora, pois elas precisam de estabilidade na asa, por não terem empenagem. Essa estabilidade é causada pela inflexão no bordo de fuga, pois a mesma causa torção negativa no bordo de fuga da asa. Os perfis mais grossos, como Clark YS e NACA M18, causam um voo mais lento. Perfis mais finos, como os do tipo MH, causam um voo mais rápido.

4.1.5.6 Estabilidade e balanceamento do CG

Uma das principais questões a ser estudada no que diz respeito à estabilidade da aeronave é o balanceamento. Para se entender o que é balanceamento é necessário antes definir o centro de gravidade. O centro de gravidade (CG) é o ponto no qual atua o peso de qualquer corpo. É nele que passam os três eixos imaginários de controle do avião (longitudinal, lateral e vertical). A localização desse ponto depende da distribuição de peso da aeronave, portanto ele pode variar durante o voo. Por exemplo, em aeronaves com combustível, em que perde-se massa durante o voo, à medida que o tanque esvazia

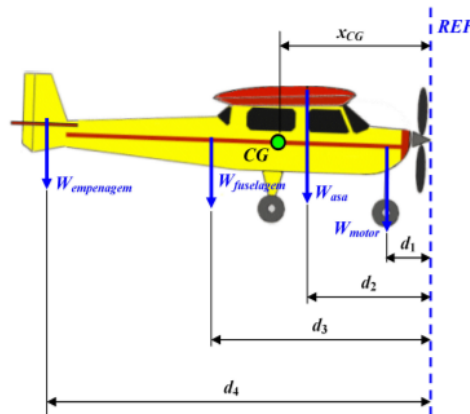
o centro de gravidade da aeronave é deslocado. Além disso, em aeronaves comerciais os passageiros e bagagens também alteram a localização desse ponto.

Para determinar matematicamente a localização do CG (\bar{x}_{CG}) é possível utilizar a equação 4.8 (RODRIGUES, 2014). Esta relaciona o somatório dos torques envolvidos na aeronave em relação a um certo ponto de referência com o peso total da aeronave. No somatório dos torques, é considerado o peso individual de cada componente da aeronave (w) com a distância do mesmo ao ponto de referência (d).

$$\bar{x}_{CG} = \frac{\sum w.d}{\sum w} \quad (4.8)$$

Na figura e equação abaixo é possível perceber como seria feita a aplicação da equação, considerando apenas os principais componentes da aeronave, os que mais contribuem com o peso total da aeronave. São eles: fuselagem ($w_{fuselagem}$), asa (w_{asa}), motor (w_{motor}) e empenagem ($w_{empenagem}$), relacionando com suas respectivas distâncias ao ponto de referência.

Figura 4.65 – Localização do CG na aeronave.



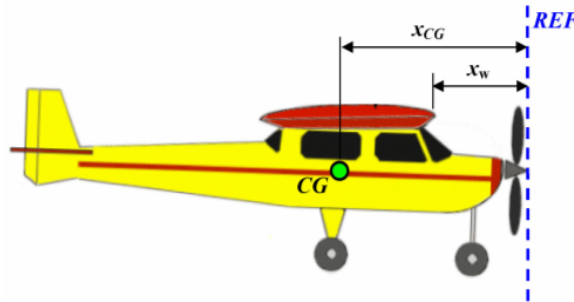
Fonte: <http://www.engbrasil.eng.br/livro/cap5.pdf>

Utilizando a equação 4.8 e considerando a figura acima, têm-se:

$$\bar{x}_{CG} = \frac{\sum w.d}{\sum w} = \frac{w_{motor}.d1 + w_{asa}.d2 + w_{fuselagem}.d3 + w_{empenagem}.d4}{w_{motor} + w_{asa} + w_{fuselagem} + w_{empenagem}}$$

Ainda é possível fazer a representação do CG em função da corda ($CG\%_c$) na raiz da asa (RODRIGUES, 2014), utilizando a equação 4.9, que relaciona o ponto de início da asa (x_w) com o ponto de CG e a corda (c). É possível visualizar na figura abaixo esses pontos em uma aeronave.

Figura 4.66 – Localização do CG.



Fonte: <http://www.engbrasil.eng.br/livro/cap5.pdf>

$$CG\%_c = \frac{(\bar{x}_{CG} - x_w)}{c} \cdot 100\% \quad (4.9)$$

É possível verificar o CG experimentalmente, fazendo o uso de uma técnica muito utilizada por aeromodelistas antes dos voos. A técnica consiste em colocar o VANT entre duas hastes localizadas nas duas asas, de forma que entre em equilíbrio (não rotacione), sendo este o ponto do CG. Nas imagens abaixo é possível visualizar essa técnica de localização do CG em um aeromodelo.

Figura 4.67 – Localização do CG em um aeromodelo.



Fonte: <http://www.engbrasil.eng.br/livro/cap5.pdf>

Para um voo eficiente é necessário que a aeronave seja estável, ou seja, não tenda a girar em torno de seus eixos e, quando perturbada, tenda a retornar à posição de equilíbrio (RAYMER, 1992). O tipo de equilíbrio pode ser dividido em três modos: equilíbrio estável, onde quando perturbada a aeronave tende a voltar ao seu estado equilibrado;

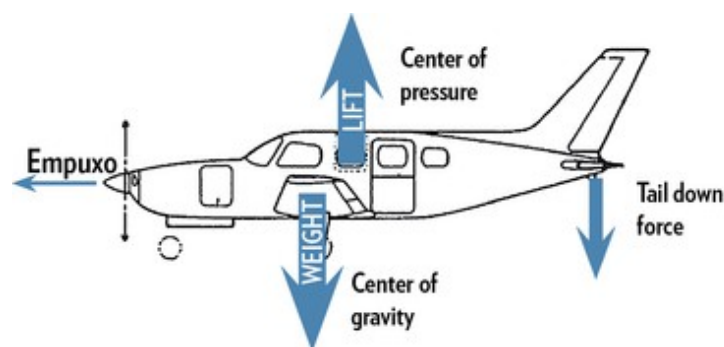
equilíbrio instável, onde quando perturbada a aeronave tende a se desequilibrar de forma mais acentuada; equilíbrio indiferente, onde quando perturbada a aeronave não se desequilibra cada vez mais, mas também não retorna ao seu estado de equilíbrio.

É possível também dividir a estabilidade da aeronave em três eixos: direcional, lateral e longitudinal (RAYMER, 1992). As estabilidades lateral e direcional são fortemente ligadas e os estabilizadores podem contribuir com as duas. A estabilidade direcional é a tendência da aeronave voltar ao equilíbrio durante a guinada (direção para esquerda ou direita), enquanto que a estabilidade lateral é a tendência da aeronave retornar ao equilíbrio durante a rolagem (girar em torno do eixo longitudinal). Uma das coisas que contribui com o aumento da estabilidade lateral é o enflechamento positivo de asa, citado na seção 4.1.5.2. Outra maneira de aumentar a estabilidade lateral é utilizando um diedro positivo na asa, como citado na seção 4.1.3.1.

Para aumentar a estabilidade direcional, assim como na lateral, é útil fazer o uso do enflechamento positivo. Além disso, o efeito de quilha também contribui. Esse efeito é causado por uma maior área lateral acima do CG do que abaixo dele na aeronave.

A estabilidade longitudinal em aeronaves com empenagem é realizada pelo estabilizador horizontal. Entretanto, é possível também fazer com que a aeronave seja estável com o balanceamento, caso a aeronave não possua empenagem. O balanceamento é a ação de alterar o centro de gravidade do avião para que o torque dele em conjunto com a resultante aerodinâmica não cause instabilidade no voo. Como definido na seção 4.1.5.2, a resultante aerodinâmica é localizada no centro de pressão da asa. Para que haja estabilidade durante o voo, é preciso que o peso da aeronave atue na frente da resultante aerodinâmica (LENNON, 1996) e, portanto, na frente do centro de pressão. Como o centro de pressão é facilmente variável em função do ângulo de ataque, o CG costuma ser posicionado à frente do centro aerodinâmico, também definido na seção 4.1.5.2. Em aeronaves com empenagem, quem faz o balanço na parte de trás, para que ela não tenda a subir o nariz, é o estabilizador horizontal. É possível ver na figura abaixo como funciona esse balanço das forças, semelhante ao funcionamento de uma gangorra.

Figura 4.68 – Forças resultantes na aeronave.



Portanto, em relação aos VANTs, a alteração do centro de gravidade pode ser realizada com a organização dos seus diversos componentes (bateria, servos, motor, etc) para que a distribuição de peso resulte em um CG desejado. Caso o VANT não esteja equilibrado durante o voo, ainda é possível fazer o controle manual com o profundor para que o ângulo de ataque permaneça constante.

Entretanto, a estabilidade excessiva pode causar problemas no voo. Uma das consequências negativas é o aumento na dificuldade de manobrar a aeronave. Essa dificuldade ocorre pelo fato do controle da aeronave ser basicamente alterações no seu equilíbrio, e como a estabilidade da aeronave é a tendência de retorno ao equilíbrio, ela prejudicará o controle. Em aeronaves militares e acrobáticas são usadas menos superfícies de estabilidade, enquanto que em aeronaves comerciais, em que o conforto durante o voo é buscado (em momentos de turbulência, por exemplo), a estabilidade deve ser maior.

5 PRINCÍPIOS BÁSICOS DE UMA ASA VOADORA

Anteriormente, foram consideradas algumas características gerais sobre os VANTs e a aviação em geral. No entanto, este tópico tem o intuito de abordar os conteúdos relativos às asas voadoras, pois é o tema específico do projeto.

Desde o início do voo tripulado, projetos de asas voadoras foram perseguidos com criatividade, paixão e bravura por muitos visionários (NASA., 2001). Mesmo após mais de um século de pesquisa e desenvolvimento sobre asas voadoras, elas ainda são vistas como um conceito de aeronave única e não convencional. Essa realidade é ainda mais surpreendente quando consideramos os benefícios aerodinâmicos e estruturais das asas voadoras, em comparação com as aeronaves convencionais (NASA., 2001).

No total, há mais de 100 asas voadoras desenvolvidas e voadas por homens de todas as partes do mundo. Entretanto, a primeira asa voadora a conseguir implantação operacional é o Northrop Grumman B-2 (NASA., 2001). Essa aeronave, que atualmente é a mais cara da categoria, pode ser observada na figura abaixo.

Figura 5.1 – Northrop Grumman B-2.



Fonte: <https://www.aereo.jor.br/2010/03/04/northrop-vai-consertar-a-traseira-dos-b-2/>

5.1 PERFIS AERODINÂMICOS

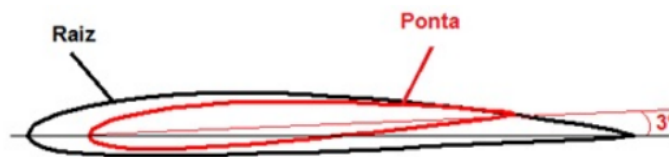
Como citado na seção 4.1.5.5, uma classe de perfis que costuma ser utilizada em asas voadoras é a de perfis reflex, pois proporciona uma boa estabilidade. Essa estabilidade é causada pela inflexão no bordo de fuga do perfil, que leva o coeficiente de momento da asa para um local favorável à estabilidade (KUMAR, 2015).

Perfis mais tradicionais como ZAGI10 e ZAGI12 costumam ser utilizados quando se busca um voo mais lento, porém, mais fácil de controlar. Os perfis mais modernos como os da classe MH (MH 60 e MH 45) proporcionam um voo mais rápido, com uma complexidade maior de controle.

5.2 TORÇÃO NA PONTA DA ASA

Uma maneira de se ter um voo mais estável, que muitas vezes é buscado durante o projeto de uma asa voadora, é fazer a chamada torção na ponta da asa (washout). A torção é uma redução no ângulo de incidência da asa da sua raiz em direção à sua ponta, dessa forma a raiz tem um maior ângulo de incidência do que a ponta. Essa torção é feita com a finalidade de fazer com que em situações críticas a parte interior entre em estol antes que a ponta da asa (caso ocorra o contrário é causada uma grande instabilidade, podendo inclusive fazer com que a aeronave gire em torno de seu eixo), como mostrado por Rodrigues (2014). Na seguinte imagem é possível observar uma asa com torção, causando uma diferença de 3 graus entre o ângulo da ponta e o da raiz.

Figura 5.2 – Torção na asa.



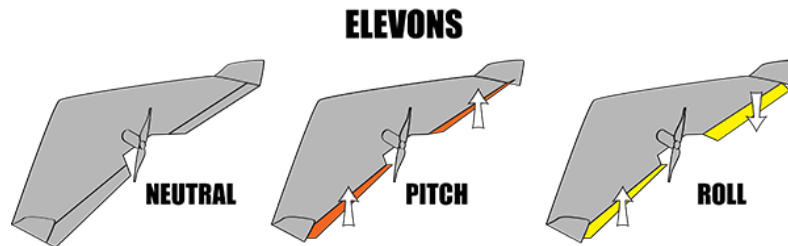
Fonte: <http://www.jonal300.no.comunidades.net/> (2018).

5.3 CONTROLE

As asas voadoras, em geral, têm métodos de controle diferentes quando comparados com aeronaves convencionais. Boa parte disso se deve ao fato de não possuírem empenagem e, portanto, também não possuírem as superfícies de controle nela fixadas.

Para substituir o profundor localizado na empenagem, que normalmente faria o controle de arfagem, é possível fazer o uso do elevon. Um elevon é uma superfície aerodinâmica de controle que tem como função combinar o efeito do aileron com o efeito do profundor. São normalmente utilizados em aeronaves que não possuem empenagem, como as aeronaves com asa em delta e as asas voadoras. É demonstrado como o elevon pode funcionar tanto como um profundor (no meio) ou como um aileron (na direita), na figura 5.3.

Figura 5.3 – Elevons em uma asa voadora.

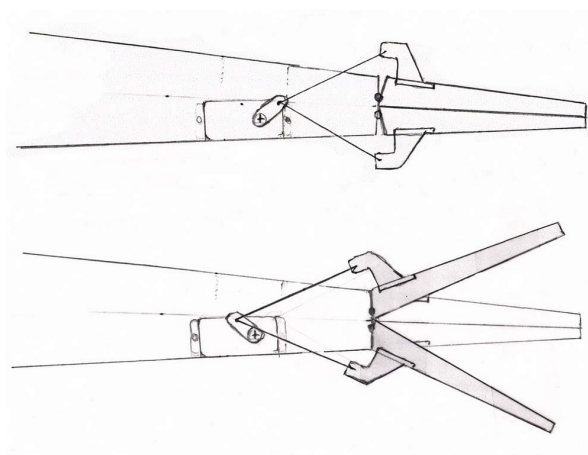


Fonte: [https://aviation.stackexchange.com/questions/17128/how-is-pitch-controlled-in-a-flying-wing\(2018\)](https://aviation.stackexchange.com/questions/17128/how-is-pitch-controlled-in-a-flying-wing(2018)).

Uma das maneiras de se fazer uma curva com uma aeronave sem leme é usar os ailerons e os profundos de maneira conjunta, fazendo com que a aeronave gire no eixo longitudinal (rolagem) e depois realize um giro no sentido lateral, realizando a curva. Se for desejado, é possível também substituir os lemes por uma superfície de controle chamada de Split Aileron, fazendo um suave controle da guinada.

O Split Aileron, também chamado de Deceleron, é um freio aerodinâmico que pode ser usado para controlar a guinada da aeronave. Este é um aileron que abre para frear aerodinamicamente alguma das asas. Para ser usado no controle, ele funciona de maneira alternada (assim como os ailerons), abrindo na asa em que se deseja reduzir a velocidade e permanecendo fechado na outra. Dessa forma, apenas uma das asas irá frear, fazendo com que o avião faça uma curva em torno de seu eixo vertical. É possível perceber o funcionamento do Split Aileron na figura 5.4. Na parte superior da imagem observa-se ele fechado e na parte inferior observa-se o servo motor abrindo-o.

Figura 5.4 – Esboço do funcionamento de um Deceleron.



Fonte: <https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?2479436-Aileron-as-pseudo-rudder> (2018).

Em relação às asas voadoras rádio controladas, a mixagem é um fator essencial, pois permite o controle dos elevons de maneira correta. Os servos utilizados para o controle dos elevons devem funcionar de dois modos: juntos ou alternados. Quando os servos

trabalham juntos é possível descer ou subir o nariz do avião. Quando os servos trabalham de maneira alternada é possível fazer com que o avião vire à esquerda ou à direita. Cada servo é colocado em um canal diferente do rádio controle, os quais serão mixados. Os rádios mais antigos ou mais simples precisam de uma peça chamada mixer. O mixer é conectado no receptor e nos servos. Nos rádios mais completos não é preciso essa peça, pois o recurso de mixagem já vem embutido no sistema. Nesse caso, a mixagem é ativada através da programação e os servos são ligados apenas no receptor. De maneira geral, a mixagem funciona da seguinte forma: o comando de um canal é enviado aos dois canais mixados. Por exemplo, um dos canais mixados fará os servos funcionarem juntos, já o comando no outro canal mixado fará com que os servos funcionem de maneira alternada.

6 CONCEPÇÃO

A ideia do projeto é realizar a concepção de um VANT, mais especificadamente, de uma asa voadora. Com isso, o objetivo é definir uma proposta básica para a construção de uma asa voadora sem se preocupar com análises mais complexas, visto que os integrantes do projeto estão ainda na fase inicial do curso. Dessa maneira, o projeto caracteriza-se para fins didáticos, de modo a permitir que iniciantes na área aprendam conceitos a fim de aplicá-los na decisão de soluções para a construção de um VANT, inicialmente, sem se preocupar em acertar tudo.

Os requisitos gerais necessários para o desenvolvimento do projeto são:

- Revisão bibliográfica, possibilitando uma introdução geral à área de aeronáutica;
- Definição das estruturas aerodinâmicas;
- Análise e escolha dos componentes necessários para o funcionamento básico de um VANT e possíveis materiais para a estrutura;
- Modelamento digital da asa voadora, o qual é necessário em qualquer projeto aeronáutico após a definição das configurações aerodinâmicas e demais configurações, servindo para guiar o desenvolvimento da fabricação futuramente.

Foram feitas análises de viabilidade técnica, financeira e temporal. Dessa forma, analisando as necessidades técnicas para realizar um projeto mais aprofundado no âmbito aeronáutico, decidiu-se idealizar o projeto buscando a simplicidade. Sobre as ferramentas técnicas necessárias, usou-se LaTeX e os softwares SOLIDWORKS® (licença estudantil) e Profili (software gratuito). Em relação à análise temporal, as atividades do projeto (elaboração dos relatórios, estudos e concepção da asa voadora) foram realizadas em um período de aproximadamente 4 meses, pois o projeto foi conduzido de uma forma mais simples.

6.1 REQUISITOS ESPECÍFICOS PARA A CONCEPÇÃO

Alguns requisitos foram definidos a fim de auxiliar na escolha da concepção da asa voadora. Visto que o avião será para fins didáticos, e visando uma possível construção futuramente, os requisitos foram definidos pensando em um voo teste para observar o desempenho da concepção escolhida. São eles:

- Decolagem através do lançamento à mão;
- Baixo custo;

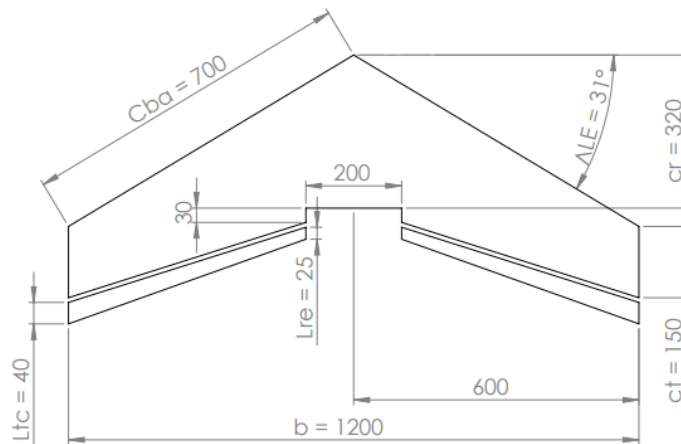
- Voo suave e estável, sem priorizar a velocidade;
- O período de duração do voo não será extenso;
- Altitude não será prioridade.

As configurações da asa voadora serão definidas a seguir, de acordo com os requisitos especificados acima.

6.2 CONFIGURAÇÕES DA ASA VOADORA

Como foi especificado na seção acima, baixo custo e lançamento à mão são alguns requisitos. Desse modo, as dimensões da asa voadora (em milímetros) podem ser observadas na figura abaixo, as quais foram definidas com base no (NOGUEIRA, 2008), visando atender aos requisitos citados acima (dimensões pequenas).

Figura 6.1 – Medidas superiores da asa.



Fonte: autores

Como pode-se observar na imagem acima, é usada a configuração Pusher para o grupo motopropulsor (citada na seção 4.1.3.2), a qual é a mais convencional às asas voadoras. Além disso, em relação ao enflechamento, quanto mais enflechada, mais estabilidade a asa terá, quanto menos enflechamento, mais crítico será o voo e será mais difícil acertar o CG (NOGUEIRA, 2008). Neste caso, de acordo com a figura acima, o enflechamento em relação ao bordo de ataque (Δ_{LE}) é de 31 graus. Ainda em relação à figura acima, podem ser observadas as seguintes medidas:

- Comprimento do bordo de ataque da asa de 70 cm (C_{ba});

- Corda na raiz (c_r) 32 cm;
- Corda na ponta (c_t) 15 cm;
- Envergadura (b) 120 cm;
- Largura na ponta do elevon (L_{te}) 4 cm;
- Largura na raiz do elevon (L_{re}) 2,5 cm.

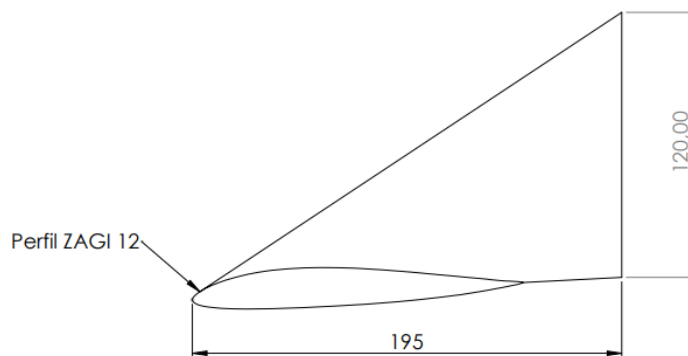
Foi escolhida uma asa sem diedro, pois um aumento no diedro, mesmo melhorando a estabilidade, causa uma diminuição na sustentação da asa voadora (como citado no tópico 4.1.3.1).

Além disso, foi escolhida uma torção de três graus, para que em situações críticas o estol se inicie na raiz da asa, evitando o efeito parafuso (como citado no tópico 5.2).

Na asa voadora serão usados elevons para que se faça o controle da arfagem e rolagem sem o uso de empenagem, como citado na seção 5.3. Dessa forma, serão necessários dois servos para o controle dos elevons.

Também optou-se pelo uso de winglets, pois como citado na seção 4.1.5.3, eles diminuem o arrasto induzido provocado pelo efeito vortex. No desenho abaixo é possível ver as medidas dos winglets, para uma chapa de 3mm:

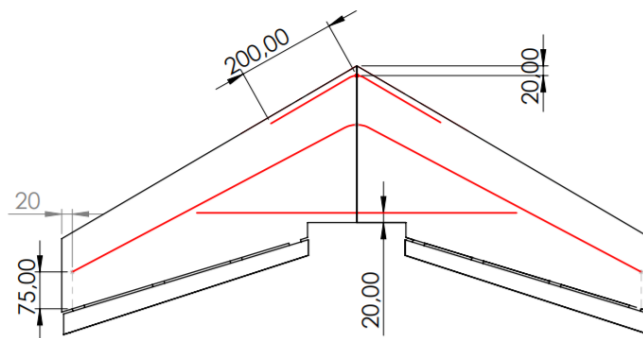
Figura 6.2 – Medidas dos winglets.



Fonte: autores

Foram escolhidas fibras de vidro de 3mm para dar uma maior resistência à asa. Desse modo, elas atuarão como longarinas. A localização idealizada para essas fibras pode ser vista na figura abaixo.

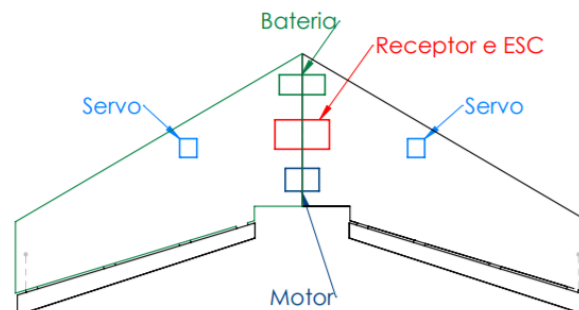
Figura 6.3 – Localização das fibras de vidro.



Fonte: autores

Em relação ao CG, este depende dos componentes embarcados e suas respectivas localizações na asa. Dessa forma, a localização dos componentes deverá ser feita experimentalmente na construção da aeronave. Uma estimativa de como ficaria a vista superior após a integração dos embarcados pode ser vista na figura abaixo.

Figura 6.4 – Localização dos embarcados.



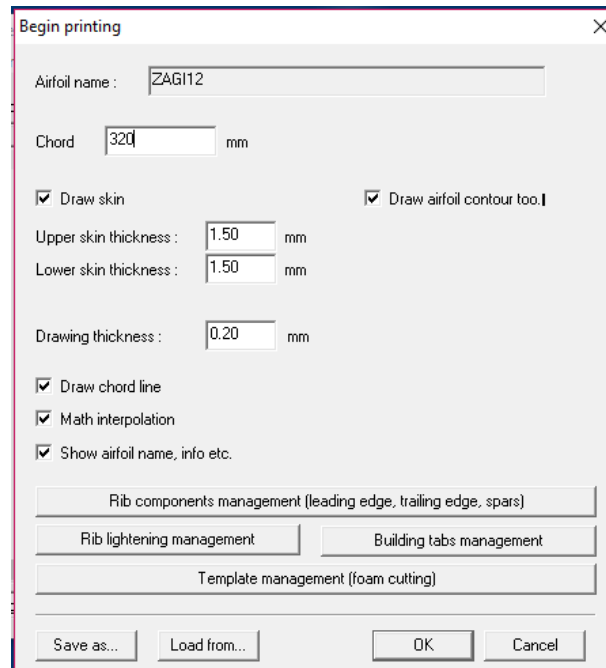
Fonte: autores

6.2.1 Aerofólio

O perfil aerodinâmico escolhido foi o ZAGI12 (citado na seção 5.1). Esse perfil é muito comum em asas voadoras, as quais muitas vezes são chamadas de ZAGI. Segundo Nogueira (2008), o ZAGI12 é um perfil grosso que resulta em um voo mais lento. A escolha desse perfil caracteriza-se porque, como foi especificado nos requisitos, objetiva-se um voo estável, sem priorizar a velocidade, mas de fácil controle.

É preciso definir o perfil considerando a medida da corda da raíz e depois considerando a medida da corda da ponta. Na figura 6.5 está ilustrada a janela de configuração do perfil para a corda da raíz, a qual mede 32 centímetros.

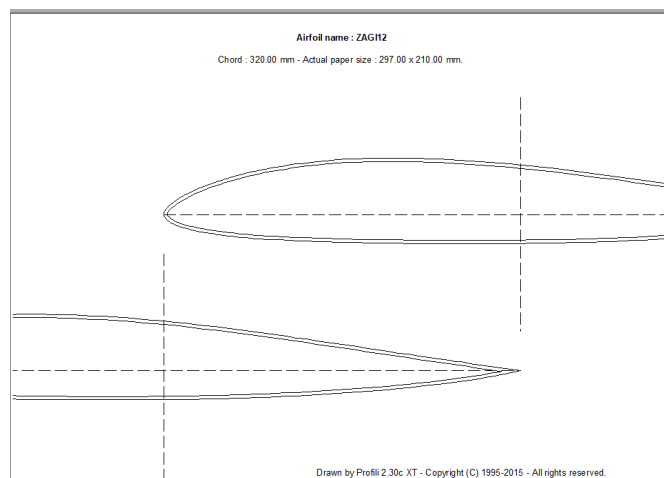
Figura 6.5 – Definindo a dimensão da corda da raíz no software Profili.



Fonte: autores

Após definir o perfil para a dimensão da corda da raíz, é possível visualizar a folha de impressão na figura abaixo, a qual será usada para a construção.

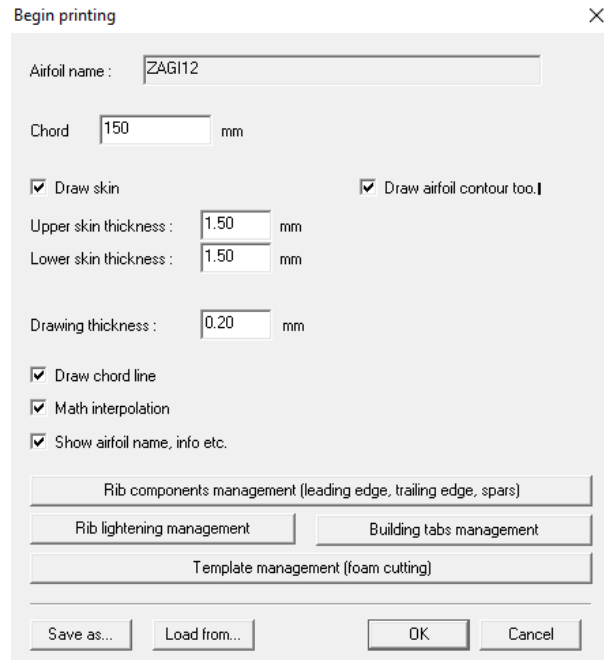
Figura 6.6 – Folha de impressão do ZAG112 para a corda da raíz.



Fonte: autores

Na figura abaixo é possível observar a janela de configuração do perfil para a corda da ponta, a qual mede 15 centímetros.

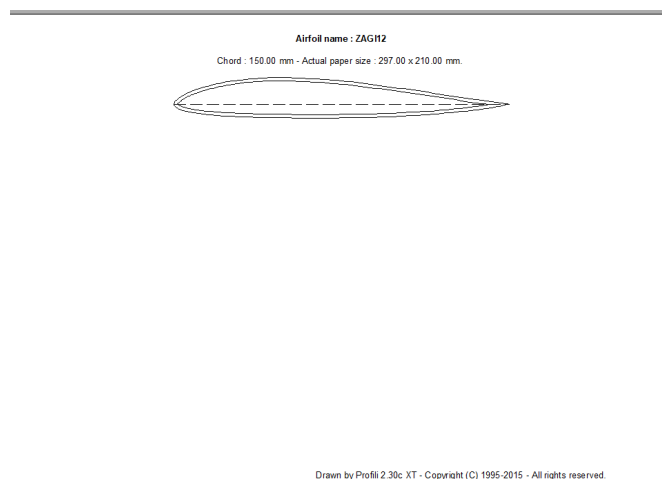
Figura 6.7 – Definindo a dimensão da corda da ponta no software Profili.



Fonte: autores

Na figura abaixo é possível visualizar a folha de impressão do perfil para a corda da ponta, também usada para a construção.

Figura 6.8 – Folha de impressão do ZAGl12 para a corda da ponta.



Fonte: autores

A impressão do perfil escolhido através do software Profili será útil para uma possível construção futuramente.

6.2.2 Estrutura

Para compor a estrutura geral da asa voadora optou-se por utilizar isopor, pois é um material leve, menos complexo para trabalhar e de baixo custo. Para os elevons foi escolhido o material depron, o qual é mais denso que o isopor, possuindo mais força e flexibilidade. Em relação aos winglets, o material escolhido foi a polionda, pois é um dos mais utilizados em winglets nas asas voadoras no aeromodelismo.

É necessário reforçar a estrutura com longarinas e entelagem. Para isso, foram escolhidas varetas de fibra de vidro e fitas coloridas, respectivamente. Além de possuírem um baixo custo, esses materiais são fáceis de trabalhar e geram um bom resultado.

Para construir a estrutura da asa voadora será preciso considerar materiais para auxiliar durante o corte do perfil no isopor e também uma estrutura para armazenar o motor, funcionando como parede de fogo. Sendo assim, será preciso uma chapa MDF para o montante do motor e para moldar os perfis durante o corte, no qual também será preciso alguns pregos para fixar o molde do perfil no isopor. Além desses materiais auxiliares para a construção, será preciso considerar outros materiais básicos como, por exemplo, cola para isopor.

Os componentes escolhidos para a asa voadora e seus respectivos preços (estimados com base em pesquisas na internet) podem ser observados na figura abaixo. É importante ressaltar que os componentes abaixo são os principais que irão compor a asa. Os materiais básicos auxiliares para a construção não foram considerados no momento.

Quadro 6.1 – Componentes para a estrutura da asa voadora.

Função	Nome	Quantidade	Preço(R\$)
Estrutura da asa voadora	Chapa Isopor P3 100x50x5 cm	1	20,00
Reforço/longarinas	Vareta de fibra de vidro 3mm de espessura e 2 m de comprimento	1	5,50
Elevon	Chapa Depron 50x68x0.5 cm	1	5,90
Winglets	Chapa Polioda 100x50x0.3 cm	1	19,80
Entelagem	Fitas coloridas	2	10,00

Fonte: autores

6.2.3 Componentes embarcados e rádio controle

Os componentes embarcados foram escolhidos de acordo com os requisitos do projeto. Os modelos dos componentes e seus respectivos preços foram estabelecidos através de pesquisas na internet e podem ser observados no quadro abaixo.

Em relação ao grupo motopropulsor (citado na seção 4.1.3.2), o motor escolhido é do tipo Brushless, o qual possui 1534 KV (sem nenhuma carga o motor tem uma velocidade

de 1534 rpm para cada Volt) e acredita-se cumprir o objetivo do projeto. A hélice escolhida também é simples, sendo uma APC 7X5, onde 7 é o diâmetro da hélice em polegadas e 5 é o seu passo. Para acompanhar o grupo motopropulsor também foi preciso a escolha de um spinner simples.

O controlador eletrônico de velocidade (ver seção 4.1.3.5) foi escolhido considerando algumas características como compatibilidade com os demais componentes, tensão máxima, corrente máxima, presença de BEC, entre outras. A bateria é do tipo Lipo (ver seção 4.1.3.2) e foi escolhida do mesmo modo que o ESC, considerando as características essenciais e a compatibilidade com os demais componentes. O custo da bateria acabou sendo um pouco mais elevado devido à sua autonomia/capacidade.

O servo (ver seção 4.1.3.6) escolhido é do tipo Metal Gear, pois possui uma maior resistência. Foram necessários dois servos, um para cada elevon. Acredita-se que o torque (especificado no quadro abaixo) é suficiente para essa concepção de asa voadora.

O rádio controle (ver seção 4.1.3.7) não é um componente embarcado, entretanto, é essencial para o projeto. Já o receptor que acompanha o rádio controle será embarcado na asa voadora. A escolha do transmissor foi feita com base na possibilidade de mixagem (ver seção 5.4), pois é essencial para o controle de asas voadoras. Optou-se por um kit contendo transmissor e receptor, a fim de evitar problemas com compatibilidade e aproveitar o baixo custo.

Sensores e acessórios não foram incluídos na concepção no momento, pois não são peças fundamentais para o funcionamento da asa voadora.

Quadro 6.2 – Componentes embarcados e rádio controle.

Item	Nome	Quantidade	Preço por item
Motor	Motor Brushless EMAX CF2B12 1534KV	1	50 R\$
Hélice	Hélice EMAX Estilo APC 7x5	1	15 R\$
Spinner	Spinner de alumínio para motores brushless	1	15 R\$
Controlador eletrônico de velocidade	HW30A ESC 30A BEC 2A (2 a 4 células)	1	50 R\$
Bateria	LipoTurnigy 3s 11.1v 2200mah 20~30c	1	85 R\$
Servo	Turnigy Tgy-9018mg Metal Gear 2.5kg/13g/0.10s	2	30 R\$
Kit transmissor e receptor	Transmissor Flysky FS-i8 e receptor Flysky FS-iA6B	1	380 R\$

Fonte: autores

6.2.4 Custos e concepção final

No quadro abaixo está a concepção final da asa voadora (componentes da estrutura e embarcados). O preço total ficou bastante elevado, levando em conta a simplicidade da aeronave. Entretanto, vale ressaltar que o que acabou elevando o preço final (716,20 reais) foi o rádio controle escolhido, o qual custa em média 380 reais.

O preço sem o kit de transmissor e receptor seria apenas 336 reais, o qual é um valor razoável, considerando a quantidade de eletrônicos embarcados. Desse valor, aproximadamente 60 reais são para a estrutura e aproximadamente 275 reais para os embarcados.

Além desses custos, vale ressaltar que para o processo de construção seriam gastos, em média, 80 reais. Considerando materiais como cola quente, cola de isopor, pregos, placa MDF e outras ferramentas necessárias para realizar os cortes.

Quadro 6.3 – Custos e concepção final.

Item	Nome	Quantidade	Preço por item
Estrutura da asa voadora	Chapa Isopor P3 100x50x5 cm	1	20R\$
Reforço/longarinas	Vareta de fibra de vidro 3mm de espessura e 2 m de comprimento	1	5,50R\$
Elevon	Chapa Depron 50x68x0.5 cm	1	5,90R\$
Winglets	Chapa Polioda 100x50x0.3 cm	1	19,80R\$
Entelagem	Fitas coloridas	2	5R\$
Motor	Motor Brushless EMAX CF2B12 1534KV	1	50R\$
Hélice	Hélice EMAX Estilo APC 7x5	1	15R\$
Spinner	Spinner de alumínio para motores brushless	1	15R\$
Controlador eletrônico de velocidade	HW30A ESC 30A BEC 2A (2 a 4 células)	1	50R\$
Bateria	LipoTurinigy 3s 11.1v 2200mah 20~30c	1	85R\$
Servo	Turnigy Tgy-9018mg Metal Gear 2.5kg/13g/0.10s	2	30R\$
Kit transmissor e receptor	Transmissor Flysky FS-i8 e receptor Flysky FS-iA6B	1	380R\$
Total			716,20R\$

Fonte: autores

6.3 DESENVOLVIMENTO DO MODELO CAD

O modelo de desenho digital da asa voadora foi elaborado na ferramenta SOLIDWORKS® (licença estudantil). Os desenhos seguem as medidas idealizadas na fase de concepção (seção 6.2) e o perfil escolhido no tópico 6.2.1 (aerofólio).

A figura abaixo mostra a vista frontal da asa voadora.

Figura 6.9 – Vista frontal



Fonte: autores

Na figura abaixo encontra-se a vista lateral da asa voadora, onde é possível observar o winglet na ponta da asa.

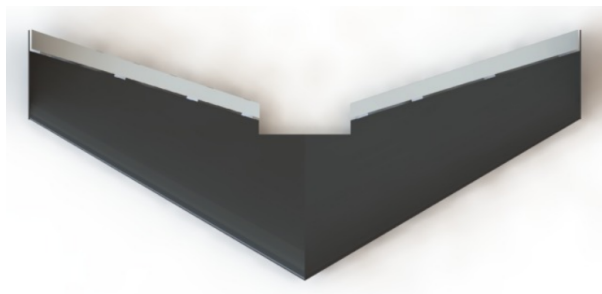
Figura 6.10 – Vista lateral



Fonte: autores

Na figura abaixo pode-se observar a vista superior da asa voadora, permitindo uma melhor visualização do seu design.

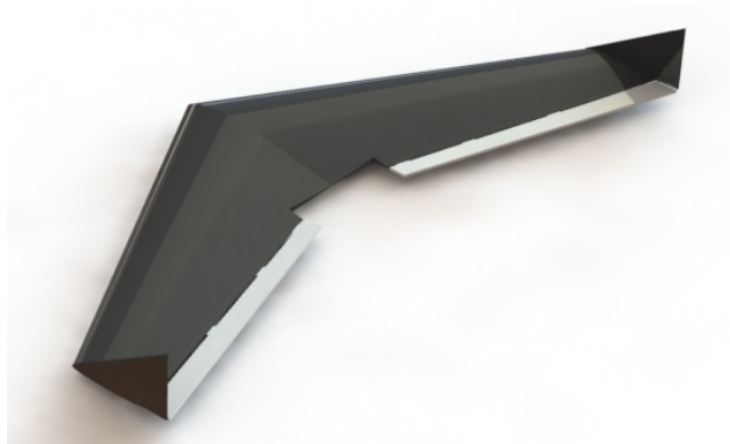
Figura 6.11 – Vista superior



Fonte: autores

Na figura abaixo está a vista isométrica (3D). Nela é possível ter uma melhor visualização das suas configurações (winglets, elevons, enflechamento, etc) e, assim como na vista superior, do seu design.

Figura 6.12 – Vista isométrica



Fonte: autores

7 ATIVIDADES E RESPONSABILIDADES

No quadro abaixo estão distribuídas as atividades e responsabilidades atribuídas a cada integrante do grupo. Cada tarefa faz parte de uma etapa do projeto e tem um objetivo a ser entregue. As datas iniciais foram estabelecidas de acordo com a coerência e necessidade da tarefa no momento. As datas finais foram preenchidas conforme o dia em que cada tarefa foi entregue.

Quadro 7.1 – Cronograma de atividades e responsabilidades

ETAPA	TAREFA	OBJETIVO	RESPONSÁVEL	DATA INICIAL	DATA FINAL
FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	Estudo sobre o histórico de VANTs	Conhecer o que já foi construído na indústria de VANTs.	Gabrieli e Matheus	10/09/18	16/09/18
	Estudo sobre a classificação de VANTs	Entender as diferenças entre os vários tipos de VANTs e suas aplicações.	Gabrieli e Matheus	17/09/18	26/09/18
	Fundamentação sobre sistema de projetos	Entender os conceitos usados em projetos de Engenharia, bem como aprender a organizar suas fases.	Gabrieli	10/09/18	16/09/18
	Estudo sobre os componentes de um VANT	Conhecer as diversas partes que compõem um VANT, a fim de saber como realizar sua integração nas próximas etapas.	Todos os integrantes	10/09/18	04/11/18
	Estudo sobre as perspectivas futuras para o mercado de VANTs	Conhecer as inovações e o crescimento da indústria de VANTs	Natália e Pedro	10/09/18	26/09/18
	Estudo sobre os materiais para a estrutura de VANTs	Pesquisar os diferentes tipos de materiais existentes, conhecendo suas características e aplicabilidades.	Natália e Pedro	28/09/18	23/10/18
	Estudo sobre conceitos básicos relativos à sustentação aerodinâmica	Ter conhecimento do que são e como funcionam os perfis aerodinâmicos e as partes de estabilidade e controle das aeronaves	Bruno	10/09/18	05/11/18
RELATÓRIO PRÉ-PROJETO	Elaboração do relatório de pré projeto	Ter controle do andamento do projeto até a data definida.	Todos os Integrantes	17/09/18	27/09/18
	Integração e revisão	Evitar erros e problemas na coesão do relatório.	Gabrieli	27/09/18	27/09/18
CLARIFICAÇÃO	Estudar os princípios básicos de funcionamento de uma asa voadora	Ter conhecimento dos perfis aerodinâmicos para asas voadoras; entender como funciona a estabilidade e o controle das asas voadoras.	Bruno e Gabrieli	06/11/18	15/11/18
RELATÓRIO PARCIAL	Elaboração do relatório parcial do projeto	Ter controle do andamento do projeto até a data definida.	Todos os integrantes	28/10/18	06/11/18
	Integração e revisão	Evitar erros e problemas na coesão do relatório.	Gabrieli	04/11/18	06/11/18
CONCEPÇÃO	Escolher o material a ser utilizado na estrutura	Definir o tipo de material a ser usado para construir a aeronave futuramente.	Gabrieli	13/11/18	15/11/18
	Definir a configuração aerodinâmica	Definir as configurações aerodinâmicas que melhor se encaixam com as asas voadoras e com o objetivo do projeto.	Bruno e Gabrieli	10/11/18	14/11/18
	Escolher os componentes embarcados	Definir os componentes eletrônicos da aeronave.	Gabrieli	15/11/18	17/11/18
	Esboço da aeronave	Definir o design da aeronave baseado nas características escolhidas.	Matheus	10/09/18	24/11/18
RELATÓRIO FINAL	Elaboração do relatório final do projeto	Conclusão do projeto.	Bruno e Gabrieli	20/11/18	01/12/18
	Integração e revisão	Evitar erros e problemas na coesão do relatório.	Gabrieli	24/11/18	01/12/18
APRESENTAÇÃO DO PROJETO	Elaboração de recursos visuais	Complementar a apresentação oral.	Bruno e Gabrieli	07/12/18	14/12/18
	Apresentação oral	Apresentar o que projetado e aprendido com a disciplina de CPIO I.	Todos os integrantes	15/12/18	15/12/18

Fonte: autores

8 CRONOGRAMA

No quadro abaixo estão distribuídas as etapas que compõem o projeto geral. Desse modo, é possível ter uma melhor visualização do desenvolvimento do trabalho. As datas variam de forma a atender às datas limite para a entrega dos relatórios (pré-projeto, parcial e final). As atividades que já foram entregues são marcadas com um “V”.

Quadro 8.1 – Cronograma do projeto.

ATIVIDADE	ENTREGA	SITUAÇÃO
Definição do Projeto	09/09/2018	V
Pré-projeto	27/09/2018	V
Fundamentação teórica	05/11/2018	V
Clarificação	15/11/2018	V
Revisão do Projeto	06/11/2018	V
Relatório Parcial	06/11/2018	V
Concepção	24/11/2018	V
Revisão do Projeto	25/11/2018	V
Relatório Final	08/12/2018	V
Apresentação	15/12/2018	V

Fonte: autores

9 CONCLUSÕES

Até o momento, foram realizadas reuniões, revisões bibliográficas, a modelagem básica da aeronave e um estudo focado somente nos VANTs do tipo asa voadora. Para isso, foram utilizados livros, trabalhos acadêmicos, sites e softwares de modelamento digital e de perfis aerodinâmicos. De forma geral, o trabalho focou, inicialmente, em VANTs e na aviação em geral. Posteriormente, foram realizadas análises a respeito das asas voadoras, cumprindo o objetivo do trabalho. Após os estudos básicos necessários, pode-se realizar a concepção, tendo em mente os conceitos aprendidos na etapa anterior.

O resultado obtido até então foi a aquisição de conhecimentos sobre a administração de projetos, os veículos aéreos não tripulados, os princípios básicos de aerodinâmica e experiência na utilização do software de modelamento digital aplicado à área de aeronáutica, além de um entendimento básico sobre o funcionamento de asas voadoras.

Com isso, o trabalho teve os avanços esperados. As etapas foram cumpridas corretamente e os estudos realizados até o momento trouxeram um grande aprendizado sobre os conceitos básicos de aerodinâmica, os VANTs convencionais e as asas voadoras, o qual foi o objetivo deste trabalho.

10 PERSPECTIVAS FUTURAS

Com a continuidade do projeto, a próxima fase será a construção da asa voadora. Nessa etapa, espera-se detalhar melhor a parte de escolha dos componentes. Considerando um projeto de construção, os custos precisarão ser mais detalhados e alguns materiais precisarão ser testados. Além disso, será necessário um maior detalhamento no desenho digital, funcionando como uma planta, a fim de auxiliar na construção. Com isso, além da construção e da elaboração de um relatório mais detalhado, pretende-se criar um manual de como construir uma asa voadora simples para iniciantes, com explicações básicas sobre aerodinâmica e um detalhamento sobre as fases de construção.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

BAICHTAL, J. **Building your own drones: A beginner's guide to drones, UAVs, and ROVs**. Indianapolis: Que Publishing, 2015. 249 p.

BIASI, F. A. A. Características do estol na asa de aeronaves. **AeroDesign**, v. 2, p. 6, 2010.

DronEng. **VANT de Asa Fixa: você conhece os componentes?** 2016. Acesso em: 1 nov. 2018. Disponível em: <<http://blog.droneng.com.br/vant-de-asa-fixa-componentes/>>.

EASTLAKE, C. N. A visão de um engenheiro aeronáutico acerca da sustentação, bernoulli e newton. **The Physics Teacher**, v. 7, p. 53, 2006.

FLORES, J. A. B. **Metodologia de projeto conceitual de aeronaves**. 2018. 150 f. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) — Curso de Engenharia Aeroespacial, Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, 2018.

HOLDER, B. **Unmanned Air Vehicles: An illustrated study of UAVs**. Atglen: Schiffer Military/Aviation History, 2001. 68 p.

KUMAR, V. Computational fluid dynamics of reflex airfoil. **International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering**, v. 2, p. 13, 2015.

Leandro Cardoso Zaccarelli. **O motor**. 2011. Acesso em: 1 nov. 2018. Disponível em: <http://aeromodelismoiniciante.blogspot.com/2011/01/o-motor_03.html>.

LENNON, A. **R/C Model Aircraft Design**. Ridgefield: Air Age Media Inc, 1996. 136 p.

LIMA, A. G. A. de. **Projeto aerodinâmico com foco em carga paga para a competição SAE Brasil Aerodesign**. 2018. 96 f. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) — Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, 2018.

LOPES, B. O. **Projeto Conceitual de VANT Tipo Asa Voadora para Construção em impressora 3D**. 2014. 98 f. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) — Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Campina Grande, Campina Grande, 2014.

NASA. Flight evaluation of the effects of winglets on performance and handling qualities of a single-engine general aviation airplane. **NASA Technical Memorandum 81892**, p. 32, 1980.

NASA. Flying wings / flying fuselages. **39th AIAA Aerospace Sciences Meeting Exhibit**, p. 25, 2001.

NOGUEIRA, R. **Manual básico para construção de ZAGIs (asas voadoras)**. [S.l.]: Edição do autor, 2008. 15 p.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A conceptual Approach**. Washington: American Institute of Aeronautics and astronautics, 1992. 745 p.

RODRIGUES, L. E. J. M. **Fundamentos da engenharia Aeronáutica com aplicações ao projeto SAE-Aerodesign: Aerodinâmica e desempenho**. Salto: Edição do autor, 2014. 320 p.