

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

LUIS FELIPE DE OLIVEIRA RIVA

ESTUDO SOBRE VANT ANCORADO ATRAVÉS DE UM CABO

Joinville

2020

LUIS FELIPE DE OLIVEIRA RIVA

ESTUDO SOBRE VANT ANCORADO ATRAVÉS DE UM CABO

Trabalho apresentado como requisito para obtenção do título de bacharel no Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial do Centro Tecnológico de Joinville da Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador: Dr. Rafael Gigena Cuenca

Joinville

2020

LUIS FELIPE DE OLIVEIRA RIVA

ESTUDO SOBRE VANT ANCORADO ATRAVÉS DE UM CABO

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial, na Universidade Federal de Santa Catarina, Centro Tecnológico de Joinville.

Joinville (SC), 03 de dezembro de 2020.

Banca Examinadora:

Dr. Rafael Gigena Cuenca
Orientador
Presidente

Dr. Antônio Otaviano Dourado
Membro(a)
Universidade Federal de Santa Catarina

Dr. Filipe Dutra da Silva
Membro(a)
Universidade Federal de Santa Catarina

Dedico este trabalho a minha família, amigos e professores.

AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer a todos da minha família que me apoiaram e incentivaram na conquista do diploma de Engenheiro Aeroespacial, em especial meus avós e meus pais. Obrigado por todo o auxílio e dedicação que demonstraram durante o período que vivi na universidade, tornando possível a realização deste sonho.

Agradeço também a todos os amigos que fiz durante a graduação, muito obrigado a vocês por sempre estarmos juntos, nos momentos complicados com várias provas, noites mal dormidas e trabalhos sem fim, assim como nos bons, com direito a muita risada, churrascos, jogos e histórias marcantes. Um grande salve a todos do Asharaka!

Não posso deixar de agradecer também a minha noiva, Amanda Belli, principal pessoa durante minha vida acadêmica, sempre estando presente para me apoiar, me auxiliar em revisões de textos, estudos para provas ou para dar broncas, se não fosse por você e por sua determinação em me ajudar, nada disto seria possível.

Um agradecimento especial que gostaria de fazer é para todos os meus professores, desde o Jardim de Infância à Universidade. Vocês me mostraram o caminho do conhecimento e da vontade de aprender algo novo, todos de formas diferentes e únicas. Muito obrigado a todos.

Este trabalho não seria desenvolvido sem a orientação e os conselhos do professor Dr. Rafael Gigena Cuenca, que sempre teve muita paciência, dedicação e acreditou em mim para o estudo deste tema específico. Agradeço toda a atenção que me foi dada durante o tempo de desenvolvimento do presente trabalho, levarei isso para a vida.

“As coisas são mais belas quando vistas de cima.”

(Santos Dumont)

RESUMO

A utilização de aeronaves tem crescido muito nos últimos anos, seja para monitoramento agrícola, viagens intercontinentais ou recreação. Tendo noção desse uso crescente é proposto um conceito de Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) ancorado a uma superfície através de um cabo, com finalidades de monitoramento, transmissão de sinais ou estudos meteorológicos. Em um primeiro momento de pesquisa, foi feito um levantamento de aeronaves que possuem características parecidas com o estilo de voo proposto. Nesta análise foram encontradas patentes de brinquedos antigos, novas tecnologias para geração de energia e uma empresa que realiza as mesmas funções desejadas, porém utilizando um balão. Com o intuito de entender quais os parâmetros que poderiam influenciar o avião, foi realizada uma análise de dados meteorológicos de ventos com modelo de camada limite atmosférica e como estes impactam os requisitos da aeronave. Além disto, foi feito o equacionamento da estabilidade estática longitudinal levando em consideração a tração proveniente do cabo e como este se comportaria durante o voo, uma vez que teria as duas pontas fixadas a objetos, uma no solo, outra na aeronave. Para entender melhor a interação entre o VANT e o cabo, foi realizado um projeto conceitual simplificado de um avião do tipo convencional, de modo semelhante aos projetos aeronáuticos comumente desenvolvidos. Após estabelecer as superfícies sustentadoras, a geometria e a distribuição de massas, foi utilizado o programa AVL em conjunto com o equacionamento da estabilidade anteriormente desenvolvido, com o intuito de analisar quais o(s) efeito(s) que o cabo ancorado proporciona à estabilidade da aeronave.

Palavras-chave: Estabilidade. VANT. Projeto Conceitual.

ABSTRACT

The usage of aircraft has grown a lot in recent years, whether for agricultural monitoring, intercontinental travel or recreation. Bearing in mind this growing use, an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) concept is proposed, tethered to a surface through a cable, for purposes of monitoring, signal transmission or meteorological studies. In the first moment of the presente work, a research was made of aircrafts have characteristics similar to the proposed flight style. In this analysis were found patents of old toys, new technologies for power generation and a company that performs the same desired functions, but using a balloon. In order to understand which parameters could influence the plane, an analysis of various meteorological phenomena was performed and how they impact the flight. In addition, the longitudinal static stability was calculated taking into account the traction coming from the cable and how it would behave during the flight, since it would have both ends attached to objects, one on the ground, the other on the aircraft. To better understand the interaction between the UAV and the cable, a simplified conceptual design of a conventional aircraft was made, in a similarly way of aeronautical projects that are commonly developed. After establishing the lifting surfaces, geometry and mass distribution, the AVL program was used in conjunction with the stability equation previously developed, with the objective of analyzing what effect the tethered cable provides to the stability of the aircraft.

Keywords: Stability. UAV. Conceptual Design.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Exemplificação de voo do VANT proposto.....	15
Figura 2 - Airplane Shaped Kite.....	16
Figura 3 - Airplane-like Kite	17
Figura 4 - Kite Plane Device	18
Figura 5 - Tipos de AWESs. a) Ground-Gen e b) Fly-Gen.....	18
Figura 6 - Diferentes tipos de sistemas Ground-Gen. a) LEI SLE (Leading Edge Inflatable, Supported Leading Edge) Kite; b) LEI C-kite; c) Foil Kite; d) Glider; e) Swept rigid wing; f) Semi-rigid wing.....	19
Figura 7 - Balão da Altave.....	20
Figura 8 - Função densidade de probabilidade de Rayleigh para velocidade média de 7 m/s. 23	
Figura 9 - Estações Meteorológicas utilizadas para estudo.....	23
Figura 10 - Altura da Camada Superficial ao longo de um dia.	26
Figura 11 - Diagrama de corpo livre de um cabo catenário e um exemplo de aplicação.....	27
Figura 12 - Câmeras e posicionamento dentro do VANT.....	31
Figura 13 - Relação de área molhada com comprimento de cauda.	33
Figura 14 - Intervalo de Velocidades x Frequência relativa dos ventos em Joinville.....	36
Figura 15 - Atlas do Potencial Eólico Brasileiro para 100 e 200 metros de altura	38
Figura 16 - Diagrama de Forças e Momentos.	38
Figura 17 - Esboço inicial do VANT.	43
Figura 18 - Fuselagem e componentes internos.	43
Figura 19 - Detalhe de servos e longarinas na asa e na empenagem.....	44
Figura 20 - Sistemas de Coordenadas e vetores de posição.	56
Figura 21 - Sistemas de coordenadas adicionando Ângulo de Ataque.....	57
Figura 22 - Vetores posição para a empenagem horizontal e tração do cabo.	59

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Quantidade de pessoas e drones cadastrados na ANAC.	14
Tabela 2 - Componentes eletrônicos para sistema de controle em voo.....	29
Tabela 3 - Dados de VANTs similares.....	33
Tabela 4 - Dados utilizados para dimensionamento.....	42
Tabela 5 - Dados de massa utilizados.....	45
Tabela 6 - Lista de entradas e saídas da primeira análise no AVL.....	47
Tabela 7 - Lista de entradas e saídas da segunda análise no AVL.	48

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ANAC – Agência Nacional de Aviação Civil.

RPA – Aeronaves remotamente pilotadas.

VANT – Veículo Aéreo Não Tripulado.

AWE – Airborne Wind Energy.

AWESs – Airborne Wind Energy Systems.

CEASA – Central de Abastecimento.

CLA – Camada Limite Atmosférica.

CG – Centro de Gravidade.

PN – Ponto Neutro.

AoA – Ângulo de Ataque.

SM – Margem Estática.

LISTA DE SÍMBOLOS

ρ – Densidade ou Massa Específica.

p – Pressão Atmosférica.

T – Temperatura Ambiente.

T_0 – Temperatura Ambiente ao nível do mar.

a – Variação da temperatura em relação a altitude.

h – Altitude do local desejado.

p_0 – Pressão Atmosférica ao nível do mar.

g_0 – Aceleração da gravidade ao nível do mar.

R – Constante do Ar.

L_w – Força de Sustentação na asa.

L_h – Força de Sustentação na empenagem horizontal.

L – Força de Sustentação total.

D – Força de Arrasto

W – Força Peso.

M_{ac} – Momento de Arfagem no Centro Aerodinâmico.

T – Força de Tração do cabo.

T_z – Força de Tração do cabo no eixo z.

T_x – Força de Tração do cabo no eixo x.

δ_T – Ângulo de inclinação da tração com a horizontal.

C_m – Coeficiente de Momento de arfagem.

q – Pressão Dinâmica.

S_w – Área projetada da asa.

$\overline{c_w}$ – Corda aerodinâmica média da asa.

C_{D_w} – Coeficiente adimensional de Arrasto da asa.

C_{L_w} – Coeficiente adimensional de Sustentação da asa.

C_{L_α} – Derivada do Coeficiente adimensional de Sustentação da asa em relação a alfa.

$C_{L_\alpha^h}$ – Derivada do Coeficiente adimensional de Sustentação do estabilizador horizontal em relação a alfa.

C_{M_w} – Coeficiente adimensional de Momento da asa.

C_{M_α} – Derivada do Coeficiente de Momento de arfagem em relação a alfa.

C_{T_x} – Coeficiente adimensional da tração no eixo x.

C_{T_z} – Coeficiente adimensional da tração no eixo z.

$x_{S,AC}$ – Coordenada do centro aerodinâmico da asa em relação ao eixo x de estabilidade.

$x_{S,h}$ – Coordenada do centro aerodinâmico do estabilizador horizontal em relação ao eixo x de estabilidade.

$x_{S,T}$ – Coordenada do local de aplicação da tração em relação ao eixo x de estabilidade.

$x_{n,PN}$ – Coordenada do ponto neutro da asa em relação ao eixo x no nariz.

$x_{n,AC}$ – Coordenada do centro aerodinâmico da asa em relação ao eixo x no nariz.

$x_{n,h}$ – Coordenada do centro aerodinâmico do estabilizador horizontal em relação ao eixo x no nariz.

C_{L_α} – Derivada do Coeficiente adimensional de Sustentação da aeronave em relação alfa.

$x_{n,CG}$ – Coordenada do centro de gravidade da aeronave em relação ao eixo x no nariz.

T_0 – Componente horizontal da tração.

μ – Peso por unidade de comprimento.

s – Comprimento do cabo.

x – Comprimento horizontal do cabo.

y – Comprimento vertical do cabo.

W_0 – Peso bruto de decolagem de projeto.

V_{cruzeiro} – Velocidade de cruzeiro.

AR – Razão de aspecto.

e – Número de eficiência de Oswald.

C_{D_0} – Coeficiente de arrasto parasita.

W/S – Carga alar.

l_{opt} – Comprimento ótimo da asa até o estabilizador horizontal.

CG_{Real} – Centro de gravidade real da aeronave.

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO.....	14
1.1. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	16
1.1.1. Patentes.....	16
1.1.1.1. Airplane Shaped Kite.....	16
1.1.1.2. Airplane-like Kite.....	17
1.1.1.3. Kite Plane Device.....	17
1.1.2. Airborne Wind Energy Systems.....	18
1.1.3. Altave.....	20
1.2. OBJETIVOS.....	21
1.2.1. Objetivo Geral.....	21
1.2.2. Objetivos Específicos.....	21
1.3. METODOLOGIA.....	21
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA E METODOLOGIA.....	22
2.1. ANÁLISES METEOROLÓGICAS.....	22
2.1.1 Estudo de Ventos.....	22
2.1.2 Variação da Densidade em função da altitude.....	24
2.1.3 Camada Limite Atmosférica.....	25
2.2. COMPORTAMENTO DO CABO.....	27
2.3. SISTEMA DE CONTROLE ELETRÔNICO.....	29
2.4. MECÂNICA DO VOO.....	29
2.5. PROJETO CONCEITUAL SIMPLIFICADO.....	30
3. RESULTADOS.....	36
3.1. ESTUDO DOS VENTOS.....	36
3.2. ESTABILIDADE ESTÁTICA LONGITUDINAL.....	38
3.3. ESTIMATIVA DE PESO E CARGA ALAR.....	41
3.4. DIMENSIONAMENTO INICIAL.....	42
3.5. DISTRIBUIÇÃO DAS MASSAS.....	45
3.6. ANÁLISE DE ESTABILIDADE.....	46
4. CONCLUSÃO.....	50
4.1. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.....	52
REFERÊNCIAS.....	53
APÊNDICE I – DEDUÇÃO ESTABILIDADE ESTÁTICA.....	56

1. INTRODUÇÃO

A aviação vem desenvolvendo-se e crescendo com o número de adeptos da prática recreativa ou comercial. De acordo com as estatísticas da Agência de Aviação Civil (ANAC) em 2009 haviam 16.269 aeronaves registradas no país, enquanto em 2019 foram contabilizadas 22.219 unidades. As aeronaves computadas neste total são experimentais, privadas, de Táxi Aéreo não-regular, de transporte aéreo público regular, de instrução privada e outras categorias (ANAC, 2019a).

A utilização de aeronaves não tripuladas, ou popularmente conhecidas como drones, também apresentou crescimento de registros e utilizações. Para melhor separação e monitoramento, foram criadas duas categorias distintas.

Pelo regulamento da ANAC, aeromodelos são as aeronaves não tripuladas remotamente pilotadas usadas para recreação e lazer e as aeronaves remotamente pilotadas (RPA) são as aeronaves não tripuladas utilizadas para outros fins como experimentais, comerciais ou institucionais. (ANAC, 2019b).

A Tabela 1 apresenta os dados da ANAC (2019c), onde é possível conferir o número de pessoas cadastradas, a quantidade de drones (aeromodelos e RPAs) e o respectivo uso em três diferentes períodos. É possível perceber que o número de pessoas cadastradas quadruplicou e a quantidade de drones quase quintuplicou em aproximadamente dois anos.

Tabela 1 - Quantidade de pessoas e drones cadastrados na ANAC.

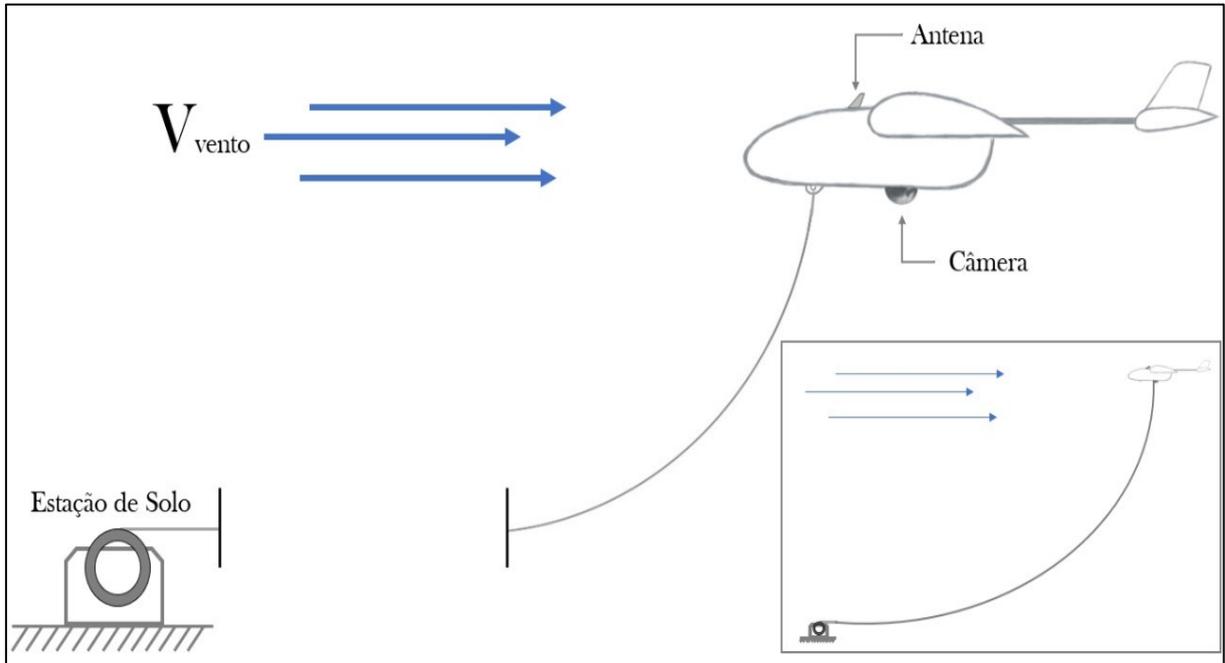
	Junho 2017	Junho 2018	Abril 2019
Pessoas Cadastradas	12.514	43.621	50.945
Quantidade de Drones	13.256	46.134	62.048
Drones para uso Profissional	5.375	16.514	21.945
Drones para uso Recreativo	7.881	29.620	40.103

Fonte: Autor (2019).

Sabendo de tal crescimento na utilização de drones, propõe-se um novo modelo de Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT), ou RPA, que consiste em uma aeronave ancorada a uma superfície através de um cabo. O estilo de voo do avião remete ao de uma pipa, uma vez

que este se manterá no ar apenas com as forças providas pelo vento, sem auxílio de motores, como pode ser visto na Figura 1.

Figura 1 – Exemplificação de voo do VANT proposto.



Fonte: Autor (2019).

Toda aeronave é concebida com um propósito de aplicação, o que não é diferente do presente caso. Hoje em dia, diversos modos de atividades já convencionais no cotidiano das pessoas foram substituídas por algum tipo de aeronave que exerça a mesma função, desta forma, para o VANT proposto sugere-se as seguintes atividades:

- **Vigilância e monitoramento:** locais que possuam grandes áreas e que necessitam de segurança podem aproveitar a altura de voo da aeronave para cobrir um campo de visão maior do que câmeras fixadas próximo ao solo, como monitoramento de praias por exemplo;
- **Telecomunicações:** com a aeronave em voo, acima do relevo local, a transmissão e retransmissão de sinais de telecomunicações é feita de maneira eficiente, podendo levar dados com facilidade aonde for necessário;
- **Meteorologia:** é possível utilizar o VANT para medições de todas as formas, desde coleta de dados estatísticos sobre ventos, temperatura e chuvas, como para previsão do clima para um curto espaço de tempo.

1.1. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Tratando-se de uma configuração pouco utilizada para aeronaves, é necessária uma consulta na literatura disponível sobre o tema proposto, ou que possua parâmetros coincidentes. Tal verificação de bibliografia tem como objetivo encontrar dados que auxiliem no estudo do VANT em questão, seja na parte conceitual, analítica e de cálculo, no entendimento da física envolvida e até mesmo nas possíveis aplicações.

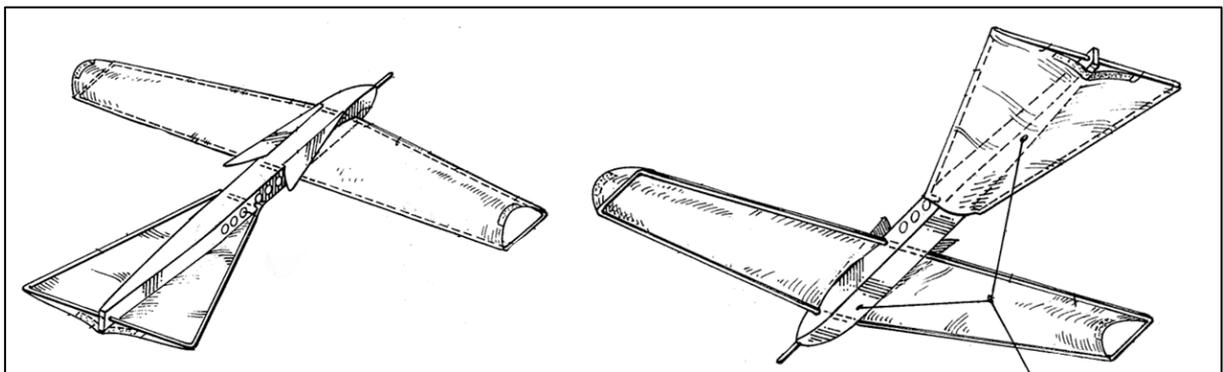
1.1.1. Patentes

Uma verificação importante a ser realizada diz respeito ao que já foi desenvolvido e registrado pelos responsáveis por tais invenções. Após uma busca nos bancos de dados disponíveis foi possível encontrar diversas patentes de aeronaves que funcionam como pipas. O objetivo desta seção é mostrar o que existe de semelhante ao tipo de VANT proposto.

1.1.1.1. Airplane Shaped Kite

A aeronave desenvolvida por Acosta (1979), nomeada de Airplane Shaped Kite, consiste em uma pipa com materiais leves, porém em formato de avião, a fim de permitir um voo horizontal. As aplicações propostas seriam para lazer, funcionando como um brinquedo, ou para propósitos utilitários. O lançamento e recolhimento do modelo seriam idênticos ao de uma pipa convencional. O esboço da patente é apresentado na Figura 2.

Figura 2 - Airplane Shaped Kite

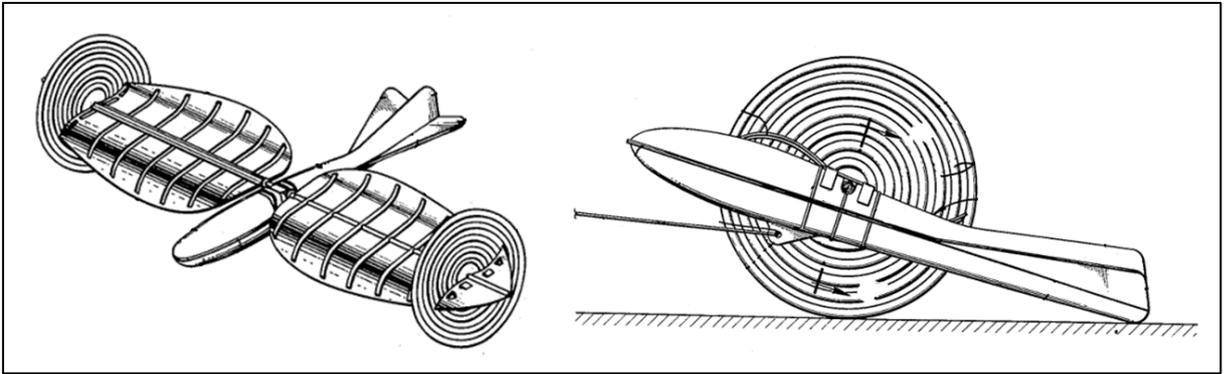


Fonte: Adaptado de Acosta (1979, p. 1-2).

1.1.1.2. Airplane-like Kite

Outro projeto de pipa que simula a aparência de um avião na decolagem, em voo e na aterrissagem, desenvolvido por Finn (1963). O conceito diferencia-se de outros por utilizar asas que giram entorno da longarina e ter discos na ponta das asas, que servem como estabilizadores, para proteção e como trem de pouso. O objetivo dessa invenção foi a criação de um modelo de pipa que poderia ser utilizado tanto em locais abertos como fechados. A Figura 3 mostra o desenho submetido à patente.

Figura 3 - Airplane-like Kite



Fonte: Adaptado de Finn (1963, p. 1-2).

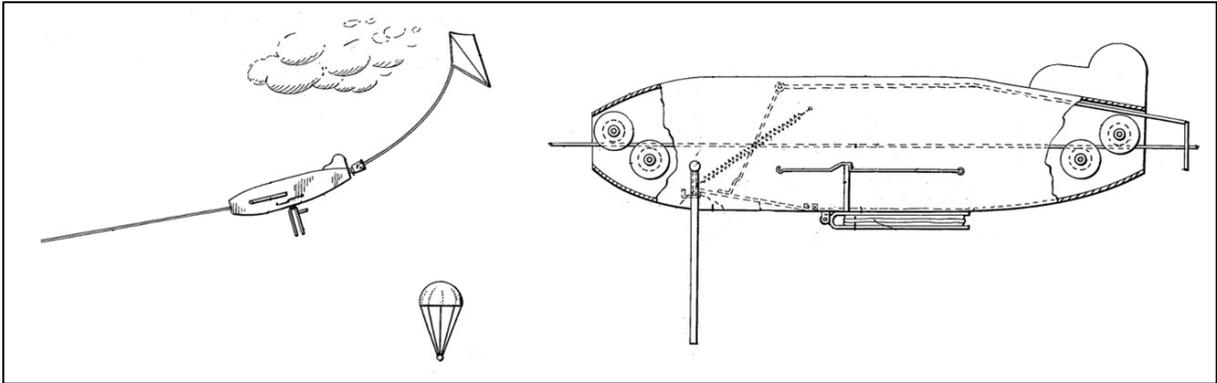
1.1.1.3. Kite Plane Device

Para finalizar a análise de patentes, tem-se o dispositivo desenvolvido por Nissen (1949), chamado de Kite Plane Device. A invenção consiste em um avião atrelado a corda de uma pipa, com o objetivo de ser puxado para cima através de um paraquedas. Quando a aeronave está em determinada altura, solta-se o paraquedas e o avião desce escorregando pela corda da pipa.

O dispositivo possui um grau de complexidade maior do que os anteriormente apresentados, trazendo esquemas com roldanas e engates que são cruciais para o funcionamento da aeronave, porém não será abordado o funcionamento desse dispositivo por não se tratar do escopo do presente trabalho.

O principal uso dessa patente é apenas para lazer, funcionando como um brinquedo que pode ser adaptado e utilizado junto com uma pipa. A Figura 4 mostra o funcionamento do dispositivo, assim como o esquema mecânico que o compõe.

Figura 4 - Kite Plane Device



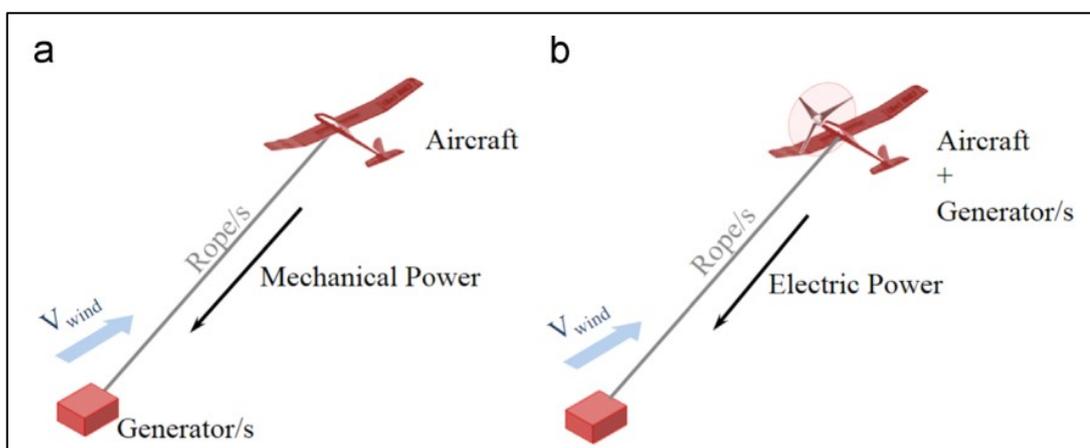
Fonte: Adaptado de Nissen (1949, p. 1-2).

1.1.2. Airborne Wind Energy Systems

A busca por energias renováveis tem crescido muito nas últimas décadas. Nesse contexto, um novo setor surgiu na área, Airborne Wing Energy (AWE), cujo objetivo é capturar a energia do vento em alturas mais elevadas do que as turbinas eólicas convencionais. As máquinas que transformam tal energia são chamadas de Airborne Wing Energy Systems (AWESs). Além de muitas pesquisas no meio acadêmico, diversas empresas entraram no ramo, desenvolvendo diferentes modelos na parte de controle, eletrônica e conceitos mecânicos (CHERUBINI, 2015).

Os AWESs possuem duas classes distintas, os sistemas Ground-Gen e os Fly-Gen. O primeiro transforma energia mecânica em energia elétrica no solo enquanto o segundo faz este procedimento dentro da própria aeronave. A Figura 5 mostra os dois tipos de AWESs.

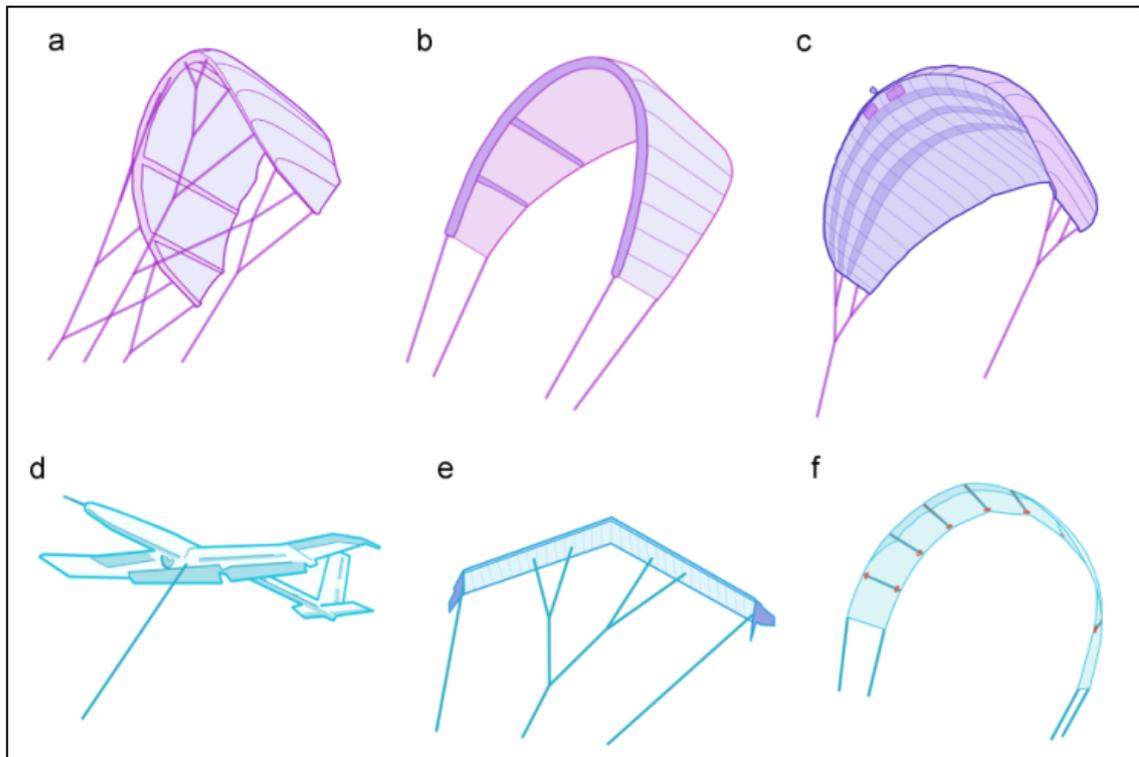
Figura 5 - Tipos de AWESs. a) Ground-Gen e b) Fly-Gen



Fonte: Adaptado de Cherubini (2015, p. 1462).

Aprofundando o estudo sobre os geradores Ground-Gen, é possível ver que existem diferentes tipos de aeronaves para exercer essa função. Além de aviões presos por cabos, pode-se utilizar diferentes modelos de pipas que se assemelham a paraquedas e asas voadoras, assim como mostra a Figura 6.

Figura 6 - Diferentes tipos de sistemas Ground-Gen. a) LEI SLE (Leading Edge Inflatable, Supported Leading Edge) Kite; b) LEI C-kite; c) Foil Kite; d) Glider; e) Swept rigid wing; f) Semi-rigid wing.



Fonte: Adaptado de Cherubini (2015, p. 1465).

Através da Figura 6 é possível perceber a grande semelhança que um gerador de energia Ground-Gen do tipo Glider tem do VANT aqui proposto. Ainda de acordo com Cherubini (2015), as aeronaves deste tipo, com asas rígidas, possuem uma excelente performance aerodinâmica e uma vida útil de décadas, embora sejam mais caras e pesadas. Atualmente, Ampyx Power (2020), e-Kite (2020) e Kitemill (2020) são empresas que utilizam este tipo de gerador.

O VANT proposto anteriormente não possui a mesma aplicação para geração de energia que os AWESs, porém é possível encontrar diversas similaridades entre os dois tipos de aeronaves no quesito construtivo. Infelizmente estes instrumentos voam em círculos, diferente do modo “pipa” aqui proposto, o que restringe a utilização de dados da literatura.

1.1.3. Altave

A Altave é uma empresa brasileira de balões, sediada na cidade de São José dos Campos, estado de São Paulo, Brasil. Assim como a aeronave proposta no presente trabalho, as aplicações destes aeróstatos são voltadas para área de monitoramento e conectividade (ALTAVE, 2019). Um dos produtos da empresa pode ser visto na Figura 7.

Figura 7 - Balão da Altave.



Fonte: Altave (2019).

Assim como o VANT, os balões podem subir até 200 metros de altura, sempre fixados ao solo através de cordas. Quando estão na posição desejada realizam os serviços de monitoramento em tempo real, conectividade para áreas rurais, eventos e locais temporários, relatórios meteorológicos e imagens georreferenciadas, entre outros (ALTAVE, 2019).

A existência de uma empresa que realiza atividades parecidas como as desejadas para o VANT, de um modo também semelhante, é importante para provar como existem chances de empreendedorismo e inovação na área aeronáutica. Além disso, é possível fazer comparações mais reais acerca da utilidade, assertividade e desempenho de cada método, para uma futura análise de mercado ou estimativa de custos envolvidos em suas utilizações.

1.2. OBJETIVOS

Tendo em vista os dados apresentados até então, tanto em relação ao novo formato de voo quanto ao seu estilo de voo “pipa”, decidiu-se nesta primeira etapa de estudo, restringir a utilização do VANT para vigilância. Logo, os objetivos do presente trabalho serão apresentados como forma de análise para esta função em específico. Caso seja necessário, outros trabalhos podem ser feitos em relação a outras atividades anteriormente apresentadas.

1.2.1. Objetivo Geral

Realizar um estudo preliminar sobre as características que compõem e influenciam o VANT e seu voo em estilo “pipa” considerando uma aplicação única para vigilância e monitoramento. Neste primeiro momento o estudo considerará somente o voo em cruzeiro, desprezando outras etapas como decolagem, subida e descida.

1.2.2. Objetivos Específicos

- Analisar as condições meteorológicas impostas ao avião;
- Verificar o balanço de forças e momentos na aeronave adicionando uma força de tração proveniente do cabo;
- Identificar o comportamento do cabo e como o mesmo interfere no voo do VANT;
- Realizar projeto simplificado para validação da influência do cabo.

1.3. METODOLOGIA

Para realizar o estudo de estabilidade do VANT proposto, serão analisadas as condições meteorológicas em que a aeronave será imposta, assim como o balanço de forças e momentos específico para este tipo de aeronave, uma vez que não existe propulsão gerado pelo motor, além de uma nova força de tração devido ao cabo ancorado na aeronave. Após estas etapas, será realizado o balanço de forças do VANT, feita a derivação e verificação da Estabilidade Estática, assim como um projeto simplificado para validação da mesma.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA E METODOLOGIA

Para desenvolver o trabalho é necessário levar em consideração os diversos conhecimentos existentes e disponíveis na literatura em questão. O intuito deste capítulo é mostrar quais destas teorias serão utilizadas para fundamentar o desenvolvimento do VANT. Para isso serão mostrados os efeitos meteorológicos que podem afetar a aeronave durante o voo, assim como a metodologia na qual foi feito o projeto conceitual simplificado para validação do desenvolvimento das equações deduzidas.

2.1. ANÁLISES METEOROLÓGICAS

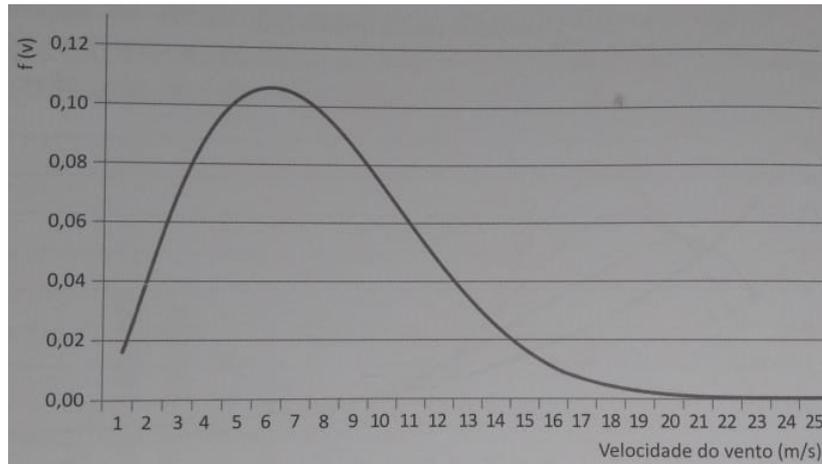
A aeronave desenvolvida deve manter-se em voo somente com o vento, sem nenhum tipo de motor, o que implica em um estudo de algumas características meteorológicas no local de utilização desejado. Além de verificar a velocidade do vento, é preciso levar em consideração a altura em que o VANT voará, devido a variação de densidade do ar e ao efeito da Camada Limite Atmosférica. Esta seção dedica-se a estudar estes fenômenos para considerá-los durante o projeto da aeronave.

2.1.1 Estudo de Ventos

Como não existirão sistemas de propulsão no VANT, a velocidade relativa de voo será a velocidade do vento. Devido a este fator, um estudo foi realizado em possíveis locais de aplicação, de forma a identificar qual a intensidade e frequência dos ventos locais. Compilando os dados disponíveis, foi realizada uma análise de forma a verificar se tal localização poderia ser efetiva para utilização.

De acordo com Custódio (2013), a distribuição de ventos esperada pode ser representada por uma função densidade de probabilidade, sendo a função de Weibull, característica na área da estatística, a mais adequada. Outro formato eventualmente encontrado é a função de Rayleigh, um caso específico da anterior. Um exemplo desta função pode ser visto na Figura 8.

Figura 8 - Função densidade de probabilidade de Rayleigh para velocidade média de 7 m/s.

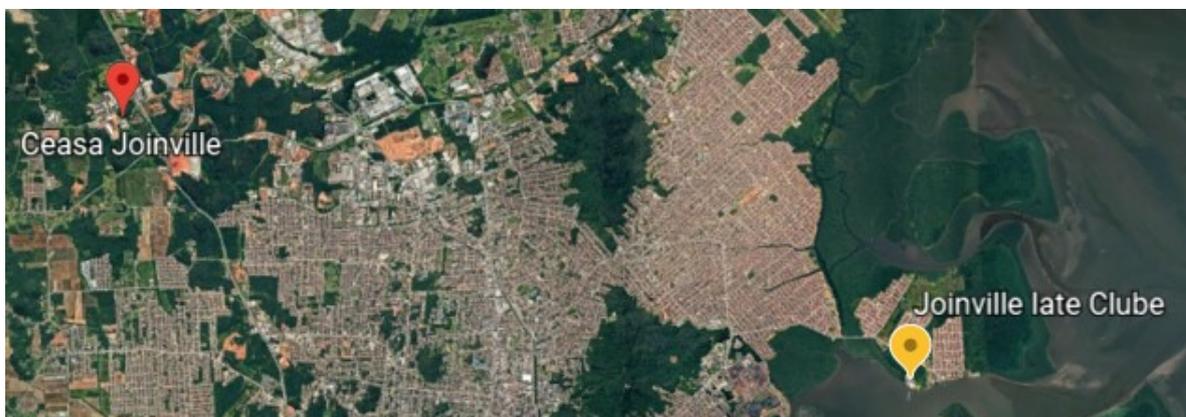


Fonte: Custódio (2013, p. 44).

A função de Rayleigh é considerada uma boa representação para a distribuição de velocidade dos ventos, principalmente quando utilizada em estudos preliminares, etapa em que não se sabe o perfil do vento. Nestes casos, apenas conhecer a velocidade média é suficiente para determinar a frequência de distribuição (CUSTÓDIO, 2013).

Tendo isto em vista, foi realizado um estudo com medições fornecidas pela Defesa Civil da cidade de Joinville (JOINVILLE, 2019), Santa Catarina, coletadas através da Rede de Monitoramento das Estações Meteorológicas, em diferentes pontos da cidade. Os locais escolhidos ficam na região da Central de Abastecimento (CEASA), no Noroeste, e próximo ao Joinville Iate Clube, ao Leste. O aparelho de medição se encontra a cerca de 10 metros de altura do solo. A Figura 9 mostra a localização destas Estações de Monitoramento.

Figura 9 - Estações Meteorológicas utilizadas para estudo.



Fonte: Adaptado de Google Earth (2019).

2.1.2 Variação da Densidade em função da altitude

Na aviação a densidade do ar é um dos parâmetros mais importantes para dimensionamento de aeronaves pois esta propriedade varia de acordo com a altitude de voo. Esta variação deve ser contabilizada no projeto do VANT, uma vez que o mesmo terá diferentes configurações de voo. O equacionamento aqui mostrado é também conhecido como Atmosfera padrão.

Conforme previsto na equação dos gases ideais, a densidade do ar (ρ) depende da Pressão Atmosférica (p), da temperatura ambiente (T) e da Constante do Ar (R):

$$\rho = \frac{p}{R \cdot T} \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right] \quad (2.1)$$

De acordo com Anderson Junior (2016), para altitudes de até 10 km a Temperatura Ambiente possui uma variação linear e pode ser aproximada com a seguinte equação:

$$T = T_0 + a \cdot h \text{ [K]} \quad (2.2)$$

Sabe-se também que a pressão varia de acordo com a temperatura, logo é possível relacionar estas duas grandezas da seguinte forma (ANDERSON JUNIOR, 2016):

$$p = p_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{-\frac{g_0}{a \cdot R}} \text{ [Pa]} \quad (2.3)$$

Ainda de acordo com Anderson Junior (2016), considerando Atmosfera Padrão, os valores das incógnitas acima são:

- $T_0 = 288,15 \text{ K}$ – Temperatura Ambiente ao nível do mar.
- $a = -0,0065 \text{ K/m}$ – Variação da temperatura em relação a altitude.
- $h =$ altitude do local desejado [m].
- $p_0 = 101.325 \text{ Pa}$ – Pressão Atmosférica ao nível do mar.
- $g_0 = 9,81 \text{ m/s}^2$ – Aceleração da gravidade ao nível do mar.
- $R = 287,053 \text{ J/kg.K}$ – Constante do Ar

Substituindo a equação 2.2 em 2.3, depois 2.3 e 2.2 em 2.1 e simplificando, chega-se a uma expressão de densidade que depende somente da altitude:

$$\rho = \frac{p_0 \cdot \left(1 + \frac{a \cdot h}{T_0}\right)^{-\frac{g_0}{a \cdot R}}}{R \cdot (T_0 + a \cdot h)} \quad (2.4)$$

Com a equação 2.4 é possível descobrir a densidade do ar somente com a altitude de voo da aeronave, o que facilita os cálculos preliminares de projeto.

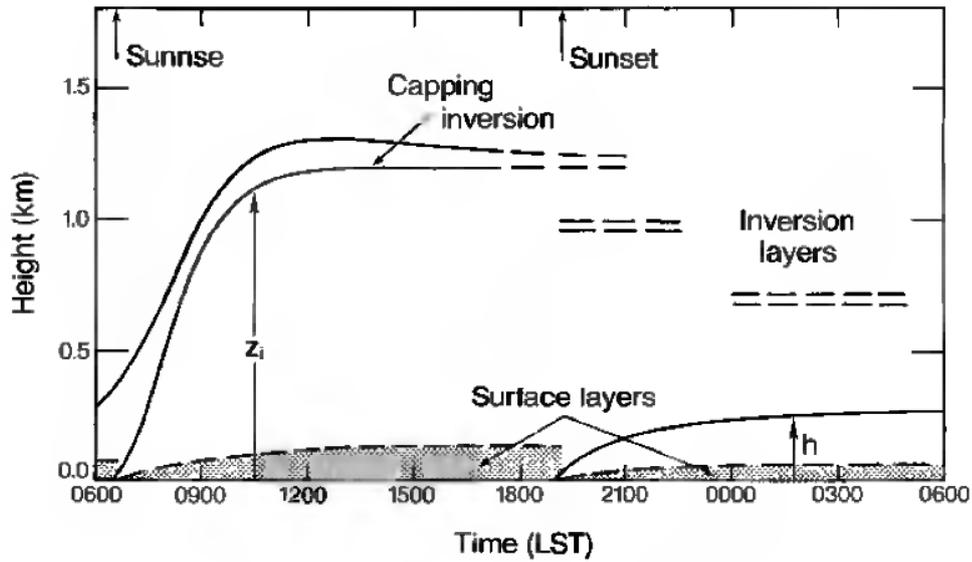
2.1.3 Camada Limite Atmosférica

Outro fenômeno que influencia o voo da aeronave proposta é a Camada Limite Atmosférica (CLA). De acordo com Kaimal e Finnigan (1994) esta camada é a mais baixa da atmosfera terrestre, se estendendo até aproximadamente 2 km de altura. É importante notar a utilização da terminologia altura pois a referência de medição é em relação a uma superfície, terrestre ou aquática, independente da altitude em que a mesma se encontre.

A CLA surge devido a uma ação combinada da força de Coriolis, advinda da rotação da Terra, e da estratificação da densidade do ar, afetando diretamente o atrito turbulento do ar (MONIN, 1970). Logo, a Camada Limite Atmosférica é uma camada limite turbulenta em rotação com um fluido extremamente estratificado. É a região mais influenciada pela mudança de momento, calor e evaporação de água (KAIMAL E FINNIGAN, 1994).

A porção da CLA mais próxima da superfície é chamada de Camada Superficial, até aproximadamente 100 m de altura. Nesta faixa os gradientes de velocidade do vento, temperatura e humidade são mais acentuados do que no resto da CLA. Além disso, o escoamento não é perturbado pela rotação do planeta e o perfil de ventos é determinado principalmente pelo atrito com a superfície e pelo gradiente vertical de temperatura (KAIMAL E FINNIGAN, 1994). Como a aeronave que está sendo desenvolvida voará próximo ao solo, esta porção da Camada Limite é a mais importante a ser considerada. Um esboço da Camada Superficial pode ser visto na Figura 10.

Figura 10 - Altura da Camada Superficial ao longo de um dia.



Fonte: Kaimal e Finnigan (1994, p. 6).

O detalhamento acerca da Camada Limite Atmosférica não faz parte do escopo do presente trabalho. Por este motivo, será utilizado o equacionamento referente a um escoamento em um terreno plano uniforme, ou seja, horizontalmente homogêneo. Além disso, será considerado um caso estacionário, onde as propriedades estatísticas do escoamento não variam com o tempo. Este equacionamento é apresentado por Kaimal e Finnigan (1994) e é considerado essencial para um primeiro momento do projeto, visto que o estudo da CLA é complexo. Com estas considerações é possível chegar no perfil logarítmico de ventos, muito utilizado no estudo deste fenômeno.

$$\bar{u}_2 - \bar{u}_1 = \frac{u_*}{k} \ln \left(\frac{z_2}{z_1} \right) \quad (2.5)$$

Ainda de acordo com Kaimal e Finnigan (1994):

- \bar{u}_2 e \bar{u}_1 – Velocidade média do vento em duas alturas diferentes.
- \bar{z}_2 e \bar{z}_1 – Alturas de medição.
- $k = 0,35$ a $0,43$ - Constante de von Karman (Na maioria das vezes $k=0,4$).
- u_* - Velocidade de Atrito [m/s] (Varia de acordo com o terreno).

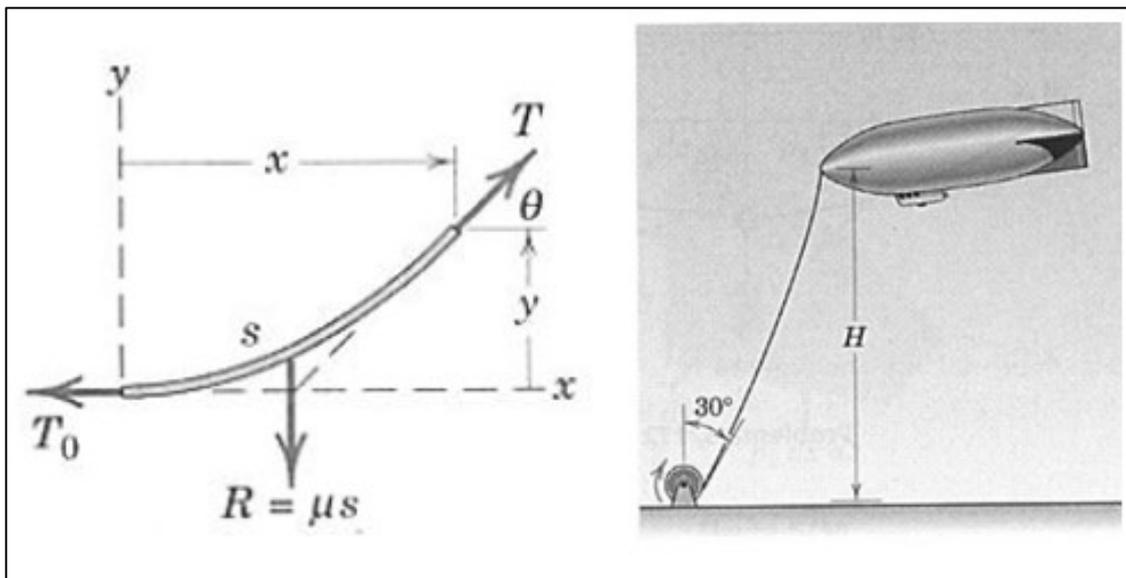
Tendo essa equação é possível estabelecer o perfil de ventos do local desejado para utilização do VANT em relação à altura de voo. Assim sabe-se qual é o valor de velocidades

em que a aeronave estará exposta. É importante ressaltar novamente que o objetivo de apresentar a CLA neste trabalho, se dá pelo cunho informativo e para futuros projetos, onde seja necessário estudar o local de voo para o VANT antes de colocá-lo em atividade.

2.2. COMPORTAMENTO DO CABO

O cabo preso trará grandes consequências durante o processo de decolagem, de voo e de aterrissagem, além de influenciar na estabilidade da aeronave. O material utilizado deve possuir uma relação ótima de resistência e massa, de forma a maximizar as cargas que o mesmo pode suportar com a menor massa possível.

Figura 11 - Diagrama de corpo livre de um cabo catenário e um exemplo de aplicação.



Fonte: Adaptado de Meriam e Kraige (2009).

Para uma condição de voo de cruzeiro e desprezando a ação do vento no cabo, nestas condições o mesmo suportará somente o próprio peso, o que de acordo com Meriam e Kraige (2009) fará com que este assuma uma forma de curva popularmente conhecida como catenária. A Figura 11 apresenta um exemplo de catenária em uma aplicação muito próxima da apresentada neste trabalho, além do diagrama de forças utilizado para a dedução das equações que regem esta forma.

As equações 2.6 a 2.9 são as que modelam este tipo de comportamento de cabos flexíveis. O desenvolvimento do equacionamento não está no escopo do trabalho, visto que é facilmente encontrado na literatura específica.

$$y = \frac{T_0}{\mu} \left[\cosh\left(\frac{\mu \cdot x}{T_0}\right) - 1 \right] \quad (2.6)$$

$$s = \frac{T_0}{\mu} \sinh\left(\frac{\mu \cdot x}{T_0}\right) \quad (2.7)$$

$$T = T_0 \cosh\left(\frac{\mu \cdot x}{T_0}\right) \quad (2.8)$$

$$T = T_0 + \mu \cdot y \quad (2.9)$$

De acordo com Meriam e Kraige (2009), estes valores são definidos como:

- T – Tração do cabo [N].
- T_0 – Componente horizontal da tração, sempre constante [N].
- μ – Peso por unidade de comprimento [N/m].
- s – Comprimento do cabo [m].
- x – Comprimento horizontal do cabo [m].
- y – Comprimento vertical do cabo [m].

Após a definição das forças aerodinâmicas durante a fase de projeto, será possível determinar também a tração exercida no cabo. Com as equações mostradas anteriormente e o material do cabo, será possível determinar o comprimento “s” necessário para que o VANT voe a uma altura “y”, assim como sua posição horizontal “x”, possibilitando a instalação da estação de solo no local correto.

Para os cálculos deste trabalho, serão utilizadas as propriedades de massa do Polietileno de ultra alto peso molecular, o que de acordo com Cherubini (2015), é um material muito utilizado nos cabos dos AWESs. Este plástico de engenharia possui características desejáveis como resistência a água e a raios ultravioleta.

Em uma rápida pesquisa foi possível descobrir diversas lojas que comercializam este material em forma de cabo, principalmente para pesca. De acordo com o fabricante, um cabo com 1 mm de diâmetro resiste a aproximadamente 160 kg. Para esta espessura de cabo, o peso líquido é de 1 g/m (ALIEXPRESS, 2020), o que representa um μ de $9,81 \cdot 10^{-3}$ N/m.

Estes valores serão utilizados futuramente na parte de projeto conceitual da aeronave, porém é importante observar que para validar os dados fornecidos pelo fabricante, diversos testes de resistência são necessários. Entretanto, a parte de experimentação prática não está no escopo deste trabalho, logo estes testes poderão ser realizados em trabalhos futuros.

2.3. SISTEMA DE CONTROLE ELETRÔNICO

Para as aplicações nas quais o VANT foi desenvolvido, é muito importante que a aeronave possua um conjunto de superfícies e sistemas de controle, de forma a amortecer a intensidade das perturbações provenientes do vento, uma vez que ocorrem frequentemente devido à altura de voo. Como o presente trabalho tem como escopo apenas o projeto conceitual da aeronave, não será feito nenhum desenvolvimento deste sistema. Porém, é importante ressaltar a importância desta funcionalidade para um voo mais ameno, com poucas perturbações e mais estável. Este dispositivo se torna ainda mais importante quando o VANT é utilizado para monitoramento pois deseja-se uma boa estabilidade durante a captura de imagens.

Como é desejável este tipo de sistema, é preciso contabilizar o espaço interno para acomodar os componentes. Na pesquisa realizada por Camargo et al (2014), é possível criar um sistema de estabilização em voo com os componentes presentes na Tabela 2. Como complemento, foi adicionado nesta tabela a quantidade de cada peça que poderá ser utilizada.

Tabela 2 - Componentes eletrônicos para sistema de controle em voo.

	Massa [g]	Dimensões [mm]	Quantidade
Micro servo 9g SG90TowerPro	9	32 x 30 x 12	4
Sensores GY-80	5	25,8 x 16,8 x 3	1
ArduinoATMega 2560	150	101,6 x 53,4 mm x 3	1
Bateria de Lítio Polímero	25,3	60 x 30 x 7	1

Fonte: Adaptado de Camargo et al (2014).

Como o desenvolvimento do sistema eletrônico não é o foco do trabalho, este levantamento de dados será utilizado apenas como referência geométrica e de massa durante o dimensionamento da fuselagem e do cálculo de estabilidade, pois é de extrema importância contabilizar todos os componentes que possam ser utilizados desde o início do projeto.

2.4. MECÂNICA DO VOO

Como já dito anteriormente, este VANT difere de uma aeronave convencional, principalmente no modo em que voa. Tendo isto em vista, faz-se necessário analisar as forças e momentos presentes nesta aeronave, de forma a entender sua estabilidade e como o cabo interfere na mesma. Para analisar estas equações será considerado que o RPA possui uma

configuração convencional de asa e empenagem, além da condição de voo de cruzeiro. Para a formulação das equações será adotado o sistema de coordenadas aeronáutico.

Após realizar a nova análise de corpo rígido, serão deduzidas as equações clássicas de projeto de aeronaves, porém para este tipo de aeronave em específico, como a relação entre a sustentação e o arrasto, assim como o L/D e a Tração-peso. Após este momento será analisada a Estabilidade Estática Longitudinal do VANT.

De acordo com Yechout (2003), o momento de arfagem total de uma aeronave é representado pelo coeficiente C_m , sendo este o principal parâmetro para determinar a estabilidade estática longitudinal. Para que um avião seja estaticamente estável longitudinalmente, um dos requisitos necessários é que $C_{m_\alpha} < 0$, ou seja, a derivada de C_m em relação ao Ângulo de Ataque (AoA) deve ser negativa.

Outro parâmetro importante que deve ser considerado durante o estudo da estabilidade estática longitudinal é o Ponto Neutro (PN) que, de acordo com Yechout (2003), é o ponto em que o CG deve estar localizado para possuir uma estabilidade neutra. Como os programas de projeto atuais, AVL (Athena Vortex Lattice) por exemplo, não possuem capacidade para modelar a força de tração do cabo, optou-se por separar os cálculos.

Para uma aeronave convencional sem motor o C_{m_α} pode ser definido como uma função do “x” do PN de acordo com a equação 2.10 e 2.11 mostrada a seguir (RAYMER, 2018).

$$X_{PN} = \frac{X_{AC_w} \cdot C_{L_\alpha^w} + X_{AC_h} \cdot \eta_h \cdot \frac{S_h}{S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha}}{C_{L_\alpha^w} + \eta_h \cdot \frac{S_h}{S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha}} \quad (2.10)$$

$$C_{m_\alpha} \cong -C_{L_\alpha} (X_{PN} - X_{CG}) \quad (2.11)$$

Com a equação do Ponto Neutro é possível chegar em uma nova expressão que dependa de parâmetros fornecidos pelo programa AVL e ao mesmo tempo apresente termos vindos diretamente da tração do cabo.

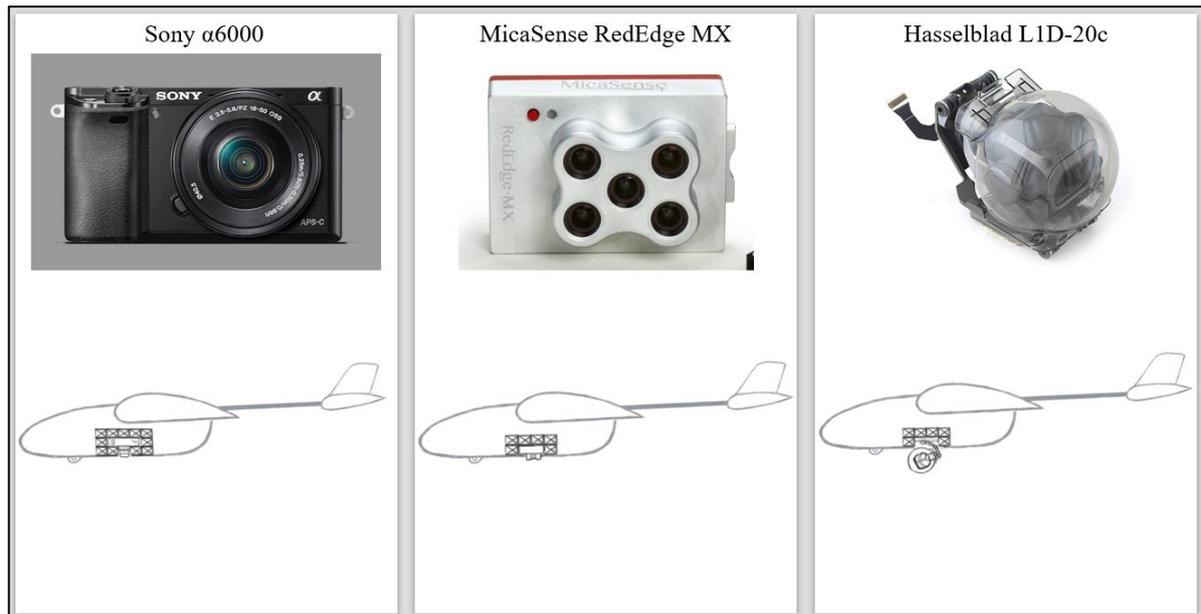
2.5. PROJETO CONCEITUAL SIMPLIFICADO

Para realizar o estudo da aeronave proposta é necessário definir a missão que a mesma deverá cumprir. Sendo assim, para o estudo que aqui está sendo realizado, é definida a missão da seguinte forma: O VANT deverá carregar uma carga paga de até 500 gramas, dispostas em

um paralelepípedo com dimensões máximas de 120 x 70 x 50 mm, sem contabilizar o peso do cabo, a uma altura de 200 metros. Não existe nenhum tipo de restrição quanto a geometria.

Como forma de exemplificar a utilização destas câmeras no VANT proposto, é apresentado na Figura 12 um croqui de como pode ser feita a fixação dentro da fuselagem.

Figura 12 - Câmeras e posicionamento dentro do VANT.



Fonte: Autor (2020).

As dimensões da carga paga foram baseadas em câmeras já existentes e já utilizadas no mercado de VANTs brasileiro. Dois grandes exemplos são a Câmera RGB Sony α6000 e a multiespectral MicaSense RedEdge MX, ambas estão presentes nos drones de mapeamento agrícola da empresa Horus Aeronaves (2020). Além destas, um outro exemplo é a Câmera Hasselblad L1D-20c, utilizada no drone de asas rotativas Mavic 2 Pro da DJI (2020).

Após saber quais os requisitos necessários, a missão, as condições de voo e alguns dos esforços presentes no VANT, é preciso começar o desenvolvimento da aeronave. Com isto, o projeto conceitual pode ser desenvolvido de forma a atender a todas as limitações impostas anteriormente de forma satisfatória. Apesar de ser uma aeronave diferente das convencionais, existem muitos pontos em comum e por este motivo será utilizada a mesma metodologia já conhecida e presente na literatura específica de projetos aeronáuticos.

De acordo com Raymer (2018), pode-se estimar o Peso bruto de decolagem de projeto da aeronave com a seguinte expressão matemática

$$W_0 = \frac{W_{\text{tripulação}} + W_{\text{carga paga}}}{1 - \left(\frac{W_{\text{combustível}}}{W_0}\right) - \left(\frac{W_{\text{vazio}}}{W_0}\right)} \quad (2.12)$$

Como já definido anteriormente, o VANT não possuirá motor próprio, ou seja, não terá combustível. Por uma questão propriamente conceitual da classificação utilizada de Veículo Aéreo Não Tripulado, o mesmo não terá tripulação. Além disso, de acordo com GÖTTEN (2018), para pequenos VANTs de até 25 kg, a relação de peso vazio com peso bruto de decolagem de projeto pode ser expressa por $W_{\text{vazio}}/W_0 = 0,699 \cdot W_0^{-0,051}$.

$$W_0 = \frac{W_{\text{carga paga}}}{1 - (0,699 \cdot W_0^{-0,051})} \quad (2.13)$$

Após estimar o peso da aeronave, é possível calcular a carga alar da mesma. É desejável voar o maior tempo possível, além de utilizar a menor quantidade de cabo, optou-se por otimizar o L/D. De acordo com Raymer (2018), a equação 2.14 permite uma solução de carga alar para maximizar o L/D dada uma condição de voo específica.

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{\text{cruzeiro}}^2 \cdot \sqrt{\pi \cdot AR \cdot e \cdot C_{D_0}} \quad (2.14)$$

Estes parâmetros são definidos como:

- ρ – Densidade na altura de voo [Kg/m^3]. Aqui será usada a equação 2.4.
- V_{cruzeiro} – Velocidade de cruzeiro [m/s]. Valores de 7 e 10 m/s, referentes a velocidade dos ventos em 100 e 200 metros vistos no subcapítulo 2.1.
- AR – Razão de aspecto.
- e – Número de eficiência de Oswald.
- C_{D_0} – Coeficiente de arrasto parasita.

Para estimar uma razão de aspecto do VANT, foram utilizados dados de aeronaves semelhantes. A compilação destas informações pode ser vista na Tabela 3 que traz os pesos, envergadura, área de asa, carga alar e razão de aspecto.

Tabela 3 - Dados de VANTs similares.

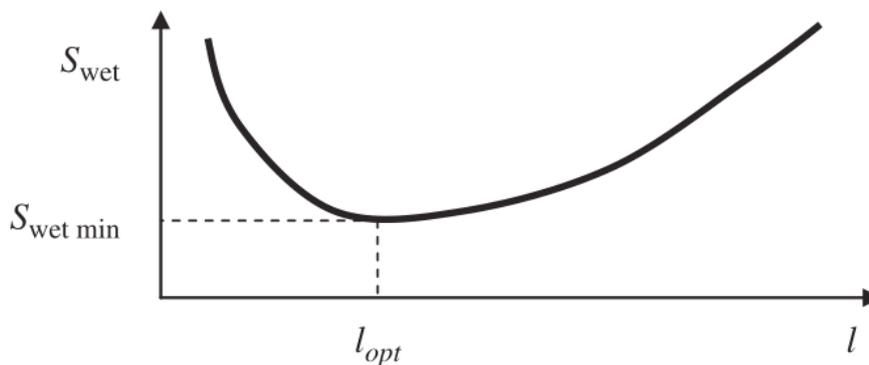
Nome do VANT	Massa [kg]	Envergadura [m]	Área de Asa [m ²]	Carga Alar [kg/m ²]	Razão de Aspecto
Dynaflite BOT	1,16	2,74	0,69	1,76	10,90
Mistral	4,44	2,74	0,69	6,59	10,94
Big Blue	7,98	1,83	0,55	14,50	6,10
ILC Apterion	3,19	1,46	0,37	8,79	5,78
Shuriken Slope	1,41	1,39	0,23	6,15	8,32
GLOV	17,96	1,37	0,24	75,14	7,84
RQ-11	1,90	1,19	0,19	10,11	7,50
SkyFly 2	0,55	0,91	0,12	4,39	6,97
Wasp III	0,43	0,68	0,11	3,95	4,03
Desert Hawk III	3,86	1,32	0,32	12,23	5,39
Bluebird Skylite	6,00	2,40	0,80	7,54	7,20

Fonte: Adaptado de Alioto et al (2009) e Austin (2010).

De acordo com Keane et al (2017), para VANTs ainda no projeto conceitual, um dos valores típicos a serem usados para o arrasto parasita é de 0,0375 e sugere-se ainda a utilização de uma razão de aspecto de valor 9. Como é possível perceber, esse valor é muito próximo dos vistos na Tabela 3.

Além disso, o Número de eficiência de Oswald também foi utilizado baseado em dados de aeronaves existentes. Tanto em Raymer (2018) como em Gudmundsson (2014) existe uma certa concordância quanto ao valor deste parâmetro para aeronaves que possuem uma razão de aspecto próxima de 9, possuindo um valor entorno de 0,7 a 0,8. Para o cálculo aqui realizado foi considerada uma eficiência $e=0,75$.

Figura 13 - Relação de área molhada com comprimento de cauda.



Fonte: Adaptado de Sadraey (2013).

Com a área da asa definida, assim como a razão de aspecto, é possível calcular a envergadura e corda necessárias para satisfazer estes parâmetros. Tendo a asa definida, é possível calcular o comprimento do boom que liga a asa-fuselagem com os estabilizadores horizontais. Para este cálculo foi utilizado a metodologia de braço de cauda ideal (SADRAEY, 2013), onde o objetivo é minimizar a área molhada. A relação de área molhada com o comprimento do boom pode ser visto na Figura 13.

Para este cálculo, foi utilizada a seguinte expressão:

$$l_{opt} = \sqrt{\frac{2 \cdot c_w \cdot S_w \cdot V_h}{\pi \cdot D_1}} \quad (2.15)$$

Após calcular o valor de l_{opt} , é possível definir o tamanho das superfícies estabilizadoras, tanto vertical como horizontal, baseado no Volume de Cauda. Para isto, novamente foram utilizadas informações recomendadas de projeto conceitual descritas por Keane et al (2017).

Para calcular o diâmetro externo do Boom, foi utilizado um tubo de fibra de carbono de 22 mm de diâmetro (LIVRE, 2020a). A escolha deste material e deste tubo em específico foi realizado somente como uma estimativa inicial de dimensionamento. Este valor deve passar por revisões conforme o projeto prossegue. Além disso, todas as superfícies sustentadoras foram consideradas retangulares para facilidade de dimensionamento nos softwares de projeto.

Para complementar a modelagem, foram adicionadas também uma longarina para a asa principal, em formato de tubo de fibra de carbono com diâmetro externo de 6 mm (LIVRE, 2020b), e duas varetas de carbono maciças com diâmetro de 2 mm (LIVRE, 2020c) tanto no estabilizador horizontal quanto no vertical.

Para esta etapa de dimensionamento foi utilizado o programa OpenVSP. Além de ser muito útil para a construção da aeronave e o posicionamento de diversas peças, ele pode auxiliar outras fases do projeto com dados de área molhada e estimativas de massa.

Após a fase de modelagem dos componentes do VANT, o próximo passo é realizar o detalhamento das massas. Neste momento faz-se necessária uma estimativa de peso para as superfícies sustentadoras e para a fuselagem como um todo.

- **Longarinas e boom:** tanto a massa quanto as características geométricas destas peças foram fornecidas pelo fabricante.

- **Fuselagem:** considerou-se um bloco maciço de isopor tipo P3, com uma densidade de 15 kg/m^3 (CAMARGO, 2014), a fim de conferir uma boa fixação dos componentes. Para isso, seria necessário moldar o interior da fuselagem de acordo com as peças necessárias. Além disso, para proteção adicional, foi considerada uma camada de 2 mm de fibra de carbono em toda a superfície externa.
- **Asa e empagem:** novamente foi considerado um bloco maciço de isopor tipo P3, com espaço para as longarinas. Para a asa foi considerada uma camada dupla de uma manta de fibra de carbono (VIAPOL, 2020), com o objetivo de aumentar a resistência e a rigidez da mesma. Para a empagem foi considerada a mesma manta, porém somente uma camada.
- **Demais componentes:** foram utilizadas as massas do fabricante.

Para calcular a massa total da aeronave será utilizado o recurso de análise de massa presente no OpenVSP, assim como um cálculo aproximado levando em consideração o formato de cada parte. Para componentes que possuem formas mais simples como um paralelepípedo e tubos, ocos ou maciços, os resultados são iguais. Por este motivo foram utilizadas as massas calculadas pelo programa, uma vez que apresentaram bons resultados quando comparados ao formato real. Para o cálculo do CG, será utilizado a massa e a localização do CG de cada objeto separadamente, tornando possível realizar o cálculo manual.

Em futuras análises também será importante descobrir qual o arrasto total associado a geometria escolhida. Para isso, o arrasto parasita pode ser calculado pelo Equivalent Skin-Friction Method (RAYMER, 2018), recomendado para análises subsônicas iniciais. Para utilizar este método, é necessário utilizar a equação 2.16. Nela, relaciona-se um coeficiente de fricção, a área molhada do avião e a área de referência. Neste caso, o coeficiente foi escolhido de acordo com Raymer (2018), para pequenas aeronaves, com valor de 0,0055.

$$C_{D_0} = C_{f_e} \cdot \frac{S_{\text{molhada}}}{S_{\text{referência}}} \quad (2.16)$$

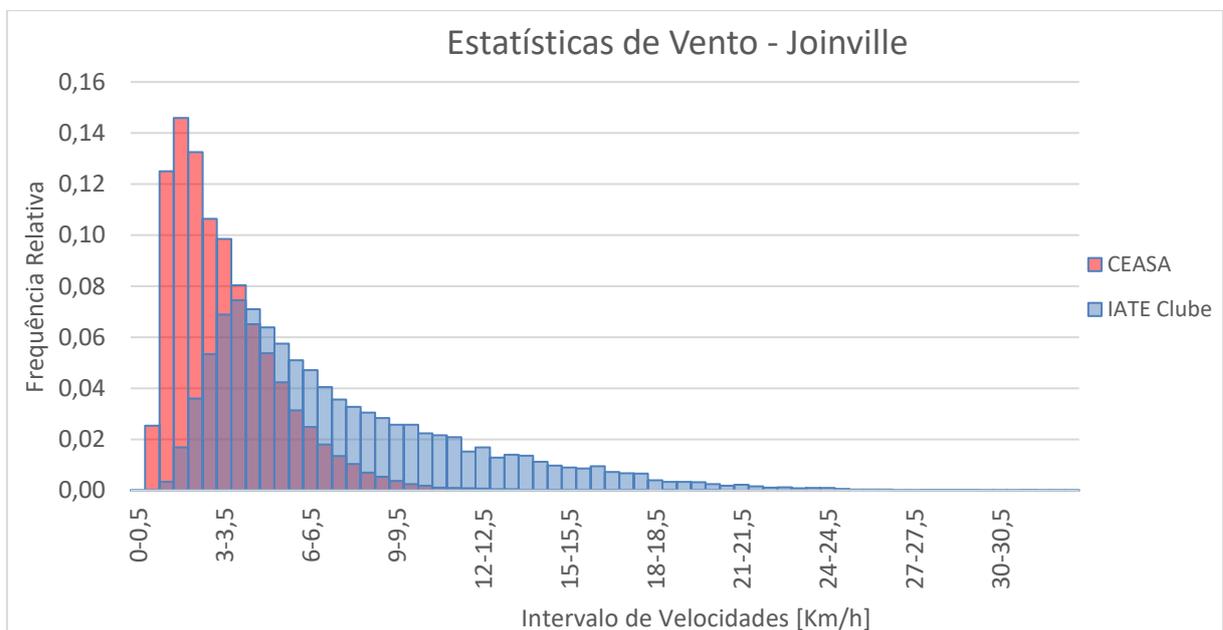
3. RESULTADOS

Nesta seção serão apresentados todos os resultados obtidos ao longo do trabalho desenvolvido. Além da análise do comportamento dos ventos serão apresentados também todo o dimensionamento e as etapas realizadas durante o projeto inicial.

3.1. ESTUDO DOS VENTOS

No estudo realizado, na Estação Meteorológica do CEASA, foram utilizadas mais de 23.000 medições, realizadas de hora em hora por mais de 2 anos. Após o tratamento dos dados foi possível determinar que nestas medições a velocidade média do vento variou de 0 a 21 km/h, com maior frequência entre 1,5 e 2 km/h. Fazendo uma média aritmética simples, pode-se concluir que a velocidade média do vento durante todo o período analisado foi de 3,29 km/h.

Figura 14 - Intervalo de Velocidades x Frequência relativa dos ventos em Joinville.



Fonte: Autor (2020).

A razão para o estudo na Estação Meteorológica do IATE Clube é verificar a diferença de comportamento dos ventos em diferentes locais e relevos. Assim como anteriormente, foram utilizados dados da Defesa Civil de Joinville (JOINVILLE, 2019), somando mais de 16.500 medições. Os valores medidos variaram entre 0 e 37 km/h, com uma maior concentração de

valores entre 3,5 e 4 km/h. Novamente, após calcular a média destas medições durante o período analisado, chegou-se a uma velocidade de vento de 7,39 km/h, ou 2,05 m/s, 225% do valor encontrado na Estação do CEASA.

A Figura 14 apresenta dois histogramas. Em vermelho, os dados obtidos da Estação do CEASA e em azul, da Estação do IATE Clube. Estes foram sobrepostos de forma a facilitar a visualização da distribuição de medições dos dois locais ao mesmo tempo, tendo também uma mesma escala.

Como esperado as distribuições obtidas foram a de Rayleigh, o que demonstra um estudo condizente com a literatura específica. Este comportamento auxilia no desenvolvimento do projeto da aeronave, uma vez que é conhecido a maior parte do regime de ventos. Estas informações, em conjunto com outros dados meteorológicos abordados em seções posteriores, ditarão principalmente o tamanho de asa necessária para manter o VANT em voo nivelado. No caso do CEASA a velocidade média obtida é muito baixa, o que traz diversas restrições ao voo da aeronave no local.

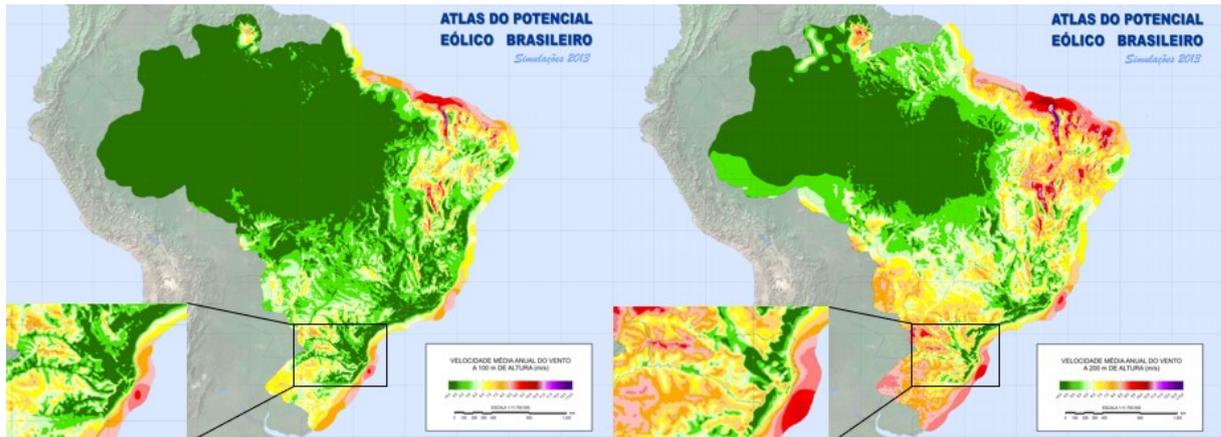
É possível perceber que a distribuição de frequência do vento na região do IATE Clube possui um intervalo de velocidades maior do que na CEASA. Além disso, as medições não se concentraram em poucos intervalos, o que indica um local mais suscetível a variações climáticas. Esta diferença está diretamente relacionada com a posição geográfica da estação, próximo ao mar e com relevo pouco acentuado. Com estes detalhes é possível afirmar que a região do IATE Clube é mais promissora para a utilização do VANT.

Entretanto, utilizando os conhecimentos prévios já adquiridos em projetos de aeronaves, assim como médias históricas de velocidade para aviões da mesma categoria de tamanho, peso e carga paga, fica evidente que estas velocidades provavelmente não serão suficientes para fazer com que o VANT mantenha-se voando por conta própria, ou seja, sem auxílio de algum tipo de motor.

Tendo em vista esse possível problema, foram utilizados também os dados disponíveis no Atlas do Potencial Eólico Brasileiro (NEIVA, 2017) para consulta da velocidade média anual do vento na região de Santa Catarina. A Figura 15 mostra o potencial eólico no Brasil, com foco maior em Santa Catarina, a uma altura de 100 e 200 metros do solo.

Baseado nas informações fornecidas pela Figura 15 é possível afirmar que o maior potencial eólico catarinense se encontra no litoral. Nesta região as velocidades médias anuais variam de aproximadamente 7 m/s em 100 m de altura a 10 m/s em 200 m. Estas informações serão utilizadas nos capítulos posteriores para o dimensionamento da aeronave.

Figura 15 - Atlas do Potencial Eólico Brasileiro para 100 e 200 metros de altura

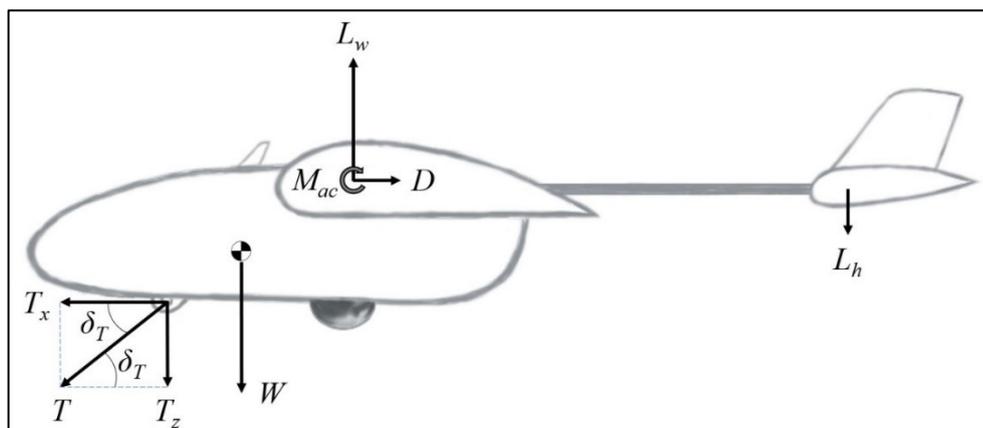


Fonte: Adaptado de Neiva (2017).

3.2. ESTABILIDADE ESTÁTICA LONGITUDINAL

Neste primeiro momento serão analisados as forças e os momentos presentes durante o voo de cruzeiro da aeronave. Além das forças de Sustentação na asa (L_w) e na empennagem horizontal (L_h), Arrasto Total (D), Peso (W) e o Momento de Arfagem no centro aerodinâmico (M_{ac}) já presentes em um avião convencional, nesta configuração proposta a força de tração (T) deixa de ser fornecida por um motor e passa a ocorrer devido ao cabo. O Diagrama de Forças e Momentos deste VANT pode ser vistos na Figura 16, e as coordenadas utilizadas para o equacionamento podem ser vistas no Apêndice I.

Figura 16 - Diagrama de Forças e Momentos.



Fonte: Autor (2020).

A força de tração do cabo foi dividida em duas componentes, T_z no eixo Z e T_x no eixo X, ambas proporcionais ao ângulo de inclinação desta força com a horizontal, aqui chamado de δ_T . A tração foi dividida desta forma para que fosse possível simplificar o equacionamento e balanço de forças, além de adicionar o ângulo de incidência, possibilitando análises mais detalhadas de posicionamento e efetividade do cabo.

Fazendo o somatório das forças em X e em Z, chega-se a:

$$\sum F_x = T_x - D = 0 \quad (3.1)$$

$$\sum F_z = T_z + W + L_h - L_w = 0 \quad (3.2)$$

Sabendo que a soma das sustentações na asa e na empenagem podem ser descritas como a sustentação total da aeronave, é possível simplificar as equações.

$$D = T_x \quad (3.3)$$

$$L_w - L_h = L = W + T_z \quad (3.4)$$

As forças no eixo X e Z são proporcionais a tração total do cabo da seguinte forma:

$$T_x = T \cos(\delta_T) \quad (3.5)$$

$$T_z = T \sin(\delta_T) \quad (3.6)$$

Voltando à equação 3.3 e 3.4, é possível modificá-las novamente.

$$D = T \cos(\delta_T) \quad (3.7)$$

$$L = W + T \sin(\delta_T) \quad (3.8)$$

Dividindo 3.8 por 3.7, chega-se a uma expressão para o L/D da aeronave. Esta equação não possui solução exata para δ_T , logo será necessário utilizar um método numérico para encontrar o valor do ângulo.

$$\frac{L}{D} = \frac{W}{T \cos(\delta_T)} + \operatorname{tg}(\delta_T) \quad (3.9)$$

Como o VANT não possui nenhum sistema de propulsão, mas sim uma tração devido ao cabo no eixo horizontal, sua relação de Tração Peso será diferente do convencional. Por este motivo será considerada a relação T_x/W . Logo, utilizando a equação 3.5 e 3.9, chega-se a:

$$\frac{T_x}{W} = \frac{T \cos(\delta_T)}{m \cdot g} = \frac{1}{L/D - \tan(\delta_T)} \quad (3.10)$$

Entrando mais a fundo nas relações de estabilidade em si, de acordo com a equação 15, deduzida matematicamente no Apêndice I, pode-se modelar C_{m_α} da seguinte forma.

$$C_{m_\alpha} = \frac{x_{S,AC}}{c_w} \cdot C_{L_\alpha^w} - \frac{x_{S,h} \cdot S_h}{c_w \cdot S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} - \frac{x_{S,T}}{c_w} \cdot C_{T_x} - \frac{z_{S,T}}{c_w} \cdot C_{T_z} < 0 \quad (3.11)$$

Na equação 3.11, o termo que multiplica o coeficiente $C_{L_{\alpha_h}^h}$ é conhecido também como Volume de Cauda Horizontal (V_h), muito utilizado para iterações iniciais no projeto de aeronaves (RAYMER, 2018). Após analisar a equação 3.11 é possível afirmar que o cabo tem menos influência na estabilidade estática direcional conforme seu ponto de fixação se aproxima do Centro de Gravidade (CG) da aeronave, até que se chegue no valor de $x_{S,T} = z_{S,T} = 0$, condição esta em que não existe nenhum tipo de efeito provido do cabo. Porém por questões construtivas, prender o cabo exatamente no CG do avião pode tornar-se complexo.

Como o ponto de ancoragem ficará à frente do CG do VANT, os valores $x_{S,T}$ e $z_{S,T}$ serão positivos, assim como C_{T_x} e C_{T_z} . Além disso, a parcela da expressão de cada componente da tração é precedida de um sinal negativo, logo é possível afirmar que ambas promovem um efeito estabilizante à aeronave. Cabe agora, com dados quantitativos, avaliar qual o impacto que estas forças trazem a estabilidade como um todo.

Após algumas manipulações matemáticas é possível escrever C_{m_α} do VANT como um todo, em função das saídas $x_{n,PN}$ e C_{L_α} , equação 3.12, providas pelo cálculo de estabilidade no AVL. Além disso, ainda são contabilizadas os componentes da tração do cabo, tornando possível uma verificação quantitativa a respeito do efeito estabilizante comentado anteriormente.

$$C_{m_\alpha} = C_{L_\alpha} \cdot \frac{x_{n,PN} - x_{n,CG}}{c_w} - \frac{x_{S,T}}{c_w} \cdot C_{T_x} - \frac{z_{S,T}}{c_w} \cdot C_{T_z} \quad (3.12)$$

O termo $x_{n,PN} - x_{n,CG}$ é também conhecido como Margem Estática (SM), muito utilizado em projetos aeronáuticos. Devido ao sistema de coordenadas utilizado, a SM será sempre negativa enquanto $x_{n,CG} > x_{n,PN}$, o que confere estabilidade a aeronave.

3.3. ESTIMATIVA DE PESO E CARGA ALAR

Como a carga paga deverá possuir no máximo 500 g, correspondente a uma câmera para captura de imagens e vídeos mais adaptadores para fixação, substitui-se os valores na equação 2.13 já apresentada e chega-se à seguinte expressão.

$$W_0 = \frac{0,500 \text{ kg}}{1 - (0,699 \cdot W_0^{-0,051})} \quad (3.13)$$

Iterando a equação 3.13 é possível chegar ao valor de $W_0 = 1,58 \text{ kg}$ e conseqüentemente, $W_{\text{vazio}} = 1,08 \text{ kg}$. Este valor equivale ao peso vazio do VANT sem considerar o cabo como carga paga. Considerando a tração vertical do cabo como uma carga paga e considerando uma estimativa para a catenária que são necessários 300 metros para alcançar os 200 metros de altura, a equação 3.13 fica

$$W_0 = \frac{(0,500 \text{ kg} + 300 \frac{1}{1000} \text{ kg})}{1 - (0,699 \cdot W_0^{-0,051})} = \frac{0,8 \text{ kg}}{1 - (0,699 \cdot W_0^{-0,051})} \quad (3.14)$$

Após as iterações foi encontrado o valor de $W_0 = 2,41 \text{ kg}$ e $W_{\text{vazio}} = 1,61 \text{ kg}$. Como forma de projetar uma aeronave mais robusta, será utilizado o peso limite superior, ou seja, o segundo caso apresentado. Este valor deverá passar por revisões mais adiante no projeto, uma vez que foram utilizadas estimativas para contabilizar o peso proporcional do cabo.

Com os valores estimados, pode-se fazer a substituição destes na equação 2.14. A equação 3.15 mostra a carga alar para o voo em 100 metros de altura, com velocidade do vento de 7 m/s, assim como a equação 3.16 um voo a 200 metros com velocidade de 10 m/s.

$$\frac{W_{100}}{S} = \frac{1}{2} \cdot 1,213 \cdot 7^2 \cdot \sqrt{\pi \cdot 9 \cdot 0,75 \cdot 0,0375} = 23,377 \frac{\text{N}}{\text{m}^2} = 2,702 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \quad (3.15)$$

$$\frac{W_{200}}{S} = \frac{1}{2} \cdot 1,202 \cdot 10^2 \cdot \sqrt{\pi \cdot 9 \cdot 0,75 \cdot 0,0375} = 47,251 \frac{\text{N}}{\text{m}^2} = 5,462 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \quad (3.16)$$

Os valores encontrados anteriormente são próximos com os expostos na Tabela 3, o que representa coerência com as estimativas utilizadas anteriormente, principalmente por ainda tratar-se da fase conceitual do projeto. O próximo passo é determinar a área de asa que o VANT necessita para cumprir a missão desejada.

É importante relembrar que para o VANT em questão, a somatória de forças durante o voo de cruzeiro é diferente de uma aeronave convencional, pois no caso aqui estudado a sustentação se iguala ao peso mais a tração vertical. Preliminarmente, foi considerado que esta tração vertical corresponde ao peso do cabo, uma vez que a análise tem sido desenvolvida em um voo estabilizado. Logo, esta carga alar apresentada já contabiliza o cabo.

3.4. DIMENSIONAMENTO INICIAL

Como já existe uma estimativa de peso bruto de decolagem de projeto, assim como duas cargas alares, é possível calcular a área de asa necessária para tais condições. As áreas de asa necessárias para 100 e 200 metros de altura, foram respectivamente $S_{100}=0,892 \text{ m}^2$ e $S_{200}=0,442 \text{ m}^2$.

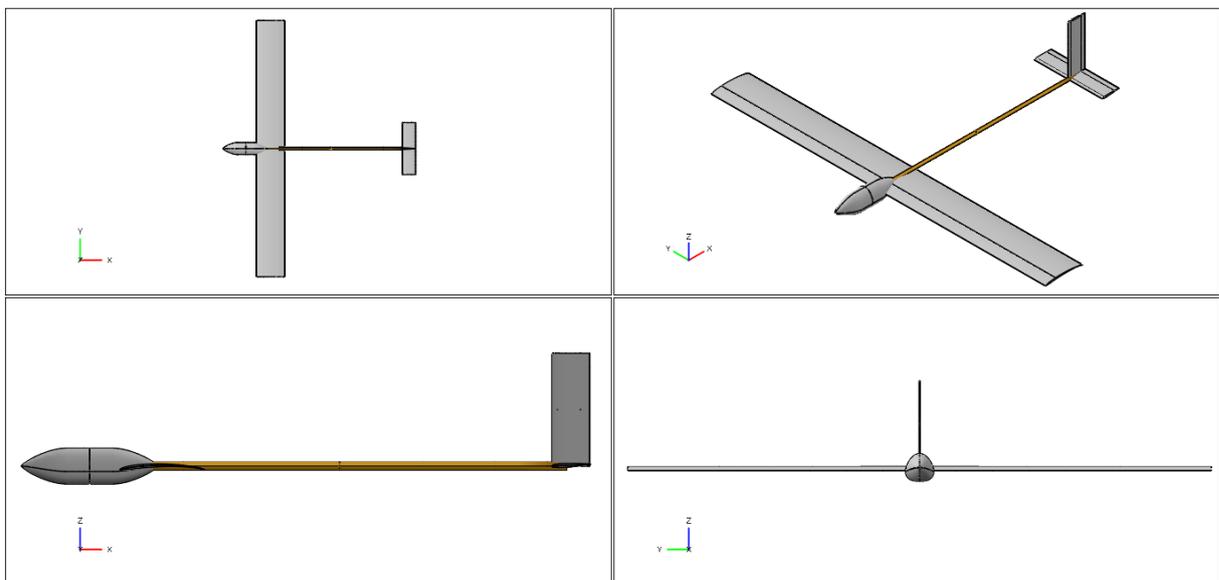
Tabela 4 - Dados utilizados para dimensionamento.

Nome da superfície	Nome do parâmetro	Valor final
Asa principal	Área	0,442 m ²
	AR	9
	Envergadura	1,993 m
	Corda	0,221 m
Estabilizador Horizontal	Volume de Cauda	0,5
	Área	0,041 m
	AR	4
	Envergadura	0,405 m
	Corda	0,101 m
Estabilizador Vertical	Volume de Cauda	0,04
	Área	0,03 m
	AR	3
	Envergadura	0,298 m
	Corda	0,099 m
Boom	Diâmetro externo	0,022 m
	l_{opt}	1,189 m

Fonte: Autor (2020).

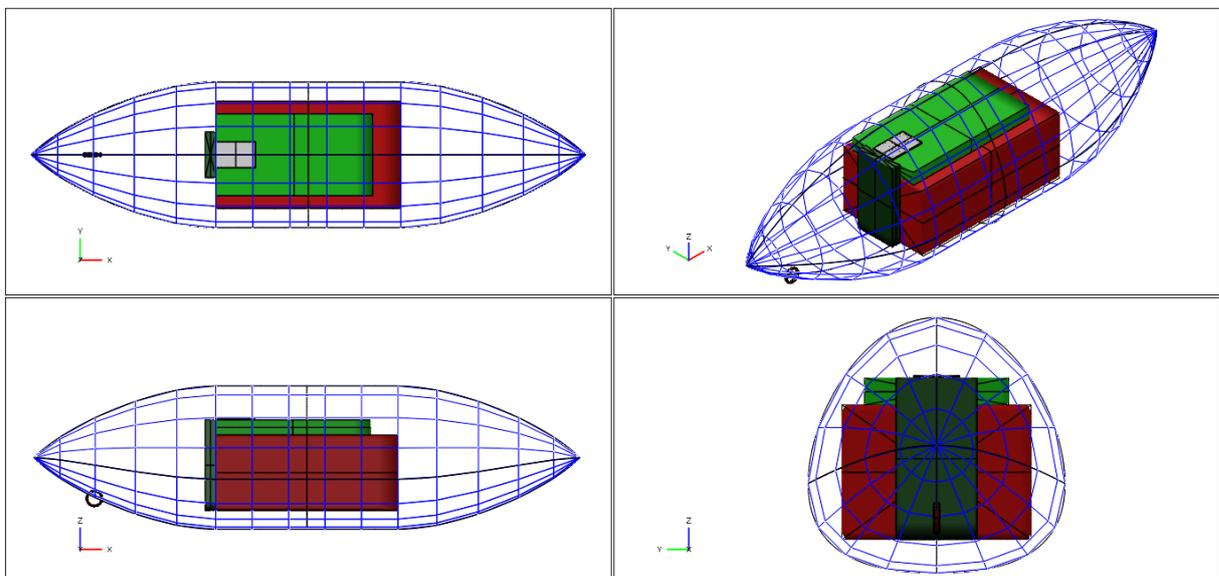
Porém, como é possível a utilização de um sistema de controle, assim como um sensor de pressão, é possível que se manobre a aeronave com a área S_{200} até que se atinja a altura desejada. A altura de 200 metros foi escolhida como parâmetro para prosseguir o projeto uma vez que possibilita uma maior área de alcance, tanto em função do enquadramento da câmera, como uma maior área para a transmissão de sinais. Nesta etapa, não foi considerada a decolagem. Todas as informações utilizadas e calculadas podem ser vistas na Tabela 4.

Figura 17 - Esboço inicial do VANT.



Fonte: Autor (2020).

Figura 18 - Fuselagem e componentes internos.

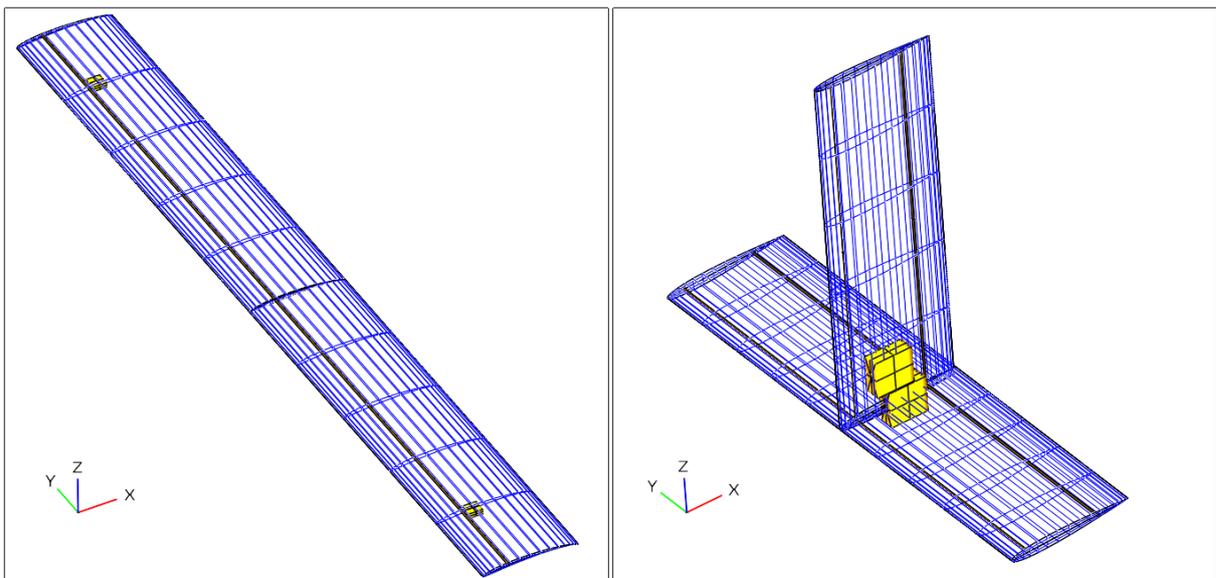


Fonte: Autor (2020).

Utilizando o OpenVSP, foram modeladas todas as superfícies sustentadoras, boom, componentes eletrônicos de controle, câmera e a fuselagem, mostrados na Figura 17 a 19. A fuselagem do VANT foi dimensionada de forma a acomodar todos os equipamentos já descritos anteriormente, assim como uma pequena argola, onde o cabo deverá ser posicionado. Além disso, na asa e nas empenagens foi contabilizado a posição dos servos e as longarinas.

A espessura das superfícies sustentadoras varia de acordo com o perfil aerodinâmico utilizado, o que pode afetar no posicionamento dos componentes que serão alocados. Por este motivo, optou-se por escolher estes perfis baseado em dados históricos e fixá-los até uma etapa mais avançada do projeto. Para os estabilizadores foi escolhido o NACA0008, muito utilizado em diversas aeronaves. Além disso, um ângulo de -3° foi adicionado a empenagem horizontal, por ser um valor usualmente utilizado.

Figura 19 - Detalhe de servos e longarinas na asa e na empenagem.



Fonte: Autor (2020).

Na asa principal o aerofólio Eppler E63 foi escolhido utilizando uma ferramenta do banco de dados Airfoiltools (2020), onde é possível selecionar os aerofólios com maior C_L/C_D para determinados números de Reynolds. Para este VANT, voando com uma velocidade de 10 m/s, com uma corda de 0,221 m na asa principal e a 200 m de altura, o número de Reynolds calculado é de aproximadamente 150 mil. O perfil E63 apresentou-se com o maior C_L/C_D para Reynolds de 100 a 200 mil e por este motivo ele foi escolhido.

3.5. DISTRIBUIÇÃO DAS MASSAS

Na Tabela 5 é possível observar a lista de partes que compõem a aeronave, assim como sua massa e a localização do seu CG. É importante ressaltar que o sistema de coordenadas adotado no programa é diferente do utilizado no presente trabalho e por este motivo os dados informados foram convertidos para o sistema de coordenadas no nariz da aeronave aqui utilizado.

Tabela 5 - Dados de massa utilizados.

Nome da parte	Massa [kg]	X _{CG} [m]	Y _{CG} [m]	Z _{CG} [m]
Asa	0,577	-0,369	0,000	0,001
Longarina Asa	0,049	-0,320	0,000	0,000
Câmera	0,500	-0,180	0,000	0,010
Sensor	0,005	-0,133	0,000	-0,026
Servo Aileron 1	0,009	-0,341	0,804	0,000
Servo Aileron 2	0,009	-0,341	-0,804	0,000
Servo profundor	0,009	-1,446	0,000	0,000
Servo leme	0,009	-1,429	0,000	-0,031
Arduino	0,150	-0,171	0,000	-0,020
Bateria	0,026	-0,116	0,000	0,005
Fuselagem	0,144	-0,180	0,000	0,003
Boom	0,132	-0,834	0,000	0,000
Estabilizador Horizontal	0,028	-1,440	0,000	-0,003
Longarina 1 Estab. Horizontal	0,002	-1,405	0,000	-0,001
Longarina 2 Estab. Horizontal	0,002	-1,465	0,000	-0,003
Estabilizador Vertical	0,020	-1,439	0,000	-0,149
Longarina 1 Estab. Vertical	0,002	-1,405	0,000	-0,149
Longarina 2 Estab. Vertical	0,002	-1,465	0,000	-0,149
TOTAL	1,675	-0,356	0,000	-0,001

Fonte: Autor (2020).

De acordo com a Tabela 5 somente o VANT, desconsiderando o cabo, possui uma massa de 1,675 kg, com seu CG localizado na coordenada -0,356 em X, 0 em Y e -0,001 em Z.

3.6. ANÁLISE DE ESTABILIDADE

Para fazer uma análise mais concreta da situação de voo e verificar a validade das equações desenvolvidas anteriormente, foi realizado uma análise de estabilidade estática longitudinal através do AVL. Como o programa não consegue modelar a força de tração de forma variável, alguns ajustes foram necessários.

Para a primeira parte da análise foram utilizados os dados de massa do CG do VANT, com o objetivo de simular a aeronave com cabo e descobrir quais os parâmetros necessários para que houvesse a trimagem do mesmo. Para isto foi adicionado um profundor, equivalente a 40% do estabilizador horizontal, responsável por balancear o avião até que o momento em torno do eixo Y seja igual a 0.

Para simular o cabo foi calculado o Coeficiente de Momento referente apenas à tração, modificando a equação 13 do Apêndice I até obter a equação 3.17.

$$C_{m_T} = \frac{(z_{S,T} - \alpha \cdot x_{S,T}) \cdot C_{T_x} - (x_{S,T} + \alpha \cdot z_{S,T}) \cdot C_{T_z}}{\overline{c_w}} \quad (3.17)$$

Como já existe uma geometria, os valores das coordenadas $z_{S,T}$ e $x_{S,T}$ podem ser facilmente calculados, assim como $\overline{c_w}$. O valor do ângulo de ataque teve de ser estimado para esta primeira iteração de cálculo, logo optou-se por um valor de $\alpha = 1^\circ$, pois é um valor muito comum para AoA de Trimagem em diversas aeronaves, além de respeitar o Teorema das Pequenas Perturbações, na qual a equação 3.17 foi deduzida. Além disso, foram utilizados os valores de $C_{T_x} = 0,0375$, devido a uma estimativa de arrasto já explicada anteriormente, e $C_{T_z} = 0,111$, referente ao peso do cabo estimado como sendo a força de tração vertical.

Utilizando estes valores, encontrou-se um $C_{m_T} = -0,155$. Este valor foi utilizado como entrada no AVL, porém com o sinal oposto. Fazendo isso, simula-se uma trimagem no programa, uma vez que os dados de saída obtidos foram referentes a um Coeficiente de Momento que compensa o C_{m_T} .

Além disto, como o peso da aeronave já foi definido e existe a estimativa da tração vertical do cabo, assim como a área de asa, é possível descobrir qual o coeficiente de sustentação necessário para o voo de cruzeiro. Ademais, utilizando a equação 2.16, foi possível utilizar a área molhada retirada do OpenVSP, com valor de $1,177 \text{ m}^2$ e a área de referência da asa para calcular o arrasto parasita.

Com estas informações foi possível descobrir qual é o ângulo de ataque de trimagem, qual a deflexão do profundor e qual o arrasto induzido do VANT para as condições de entrada. Como forma de melhor estruturar esta análise, a Tabela 6 apresenta a lista de entradas e saídas desejadas. A configuração de asa e empenagem, velocidade e gravidade também foram configuradas previamente.

Tabela 6 - Lista de entradas e saídas da primeira análise no AVL.

Entradas – 1ª Análise		Saídas – 1ª Análise	
Parâmetro	Valor	Parâmetro	Valor
Massa VANT	1,675 kg	$\alpha_{trimagem}$	1,092°
X_{CG}	-0,356	$\delta_{profundor}$	-4,698°
Y_{CG}	0,000	C_{D_i}	0,023
Z_{CG}	-0,001		
$C_{L,cruzeiro}$	0,732		
C_{D_0}	0,015		
C_m	0,155		

Fonte: Autor (2020).

Os valores associados as saídas da simulação representam o AoA e a deflexão do profundor necessários para a trimagem da aeronave considerando a atuação da tração. O ângulo de Ataque de trimagem encontrado é muito próximo do estimado na equação 3.17, porém como não são iguais, isto representa que existe a necessidade de mais iterações. Além disso, o arrasto induzido também foi retirada para utilização em futuros cálculos.

Porém, conforme visto na equação 3.12 deseja-se saber o C_{L_α} e o $x_{n,PN}$ do VANT sem a utilização do cabo. Para fazer este cálculo foi necessária uma segunda análise no AVL, utilizando as saídas da primeira análise. Deste modo, é imposto ao VANT uma condição de voo e de controle equivalente a situação em que há a utilização do cabo, porém sem contabilizar este. Desta maneira é possível calcular novas saídas, mostradas na Tabela 7.

Com estas informações retornou-se os valores à equação 3.12 e recalculou-se o C_{m_α} , utilizando as saídas da segunda análise e definindo os valores dos coeficientes das componentes da tração do cabo. Desta forma, é possível avaliar a contribuição do cabo para a estabilidade do VANT. É importante ressaltar que os coeficientes C_{T_x} e C_{T_z} foram recalculados, uma vez que agora existem mais informações para isto.

Tabela 7 - Lista de entradas e saídas da segunda análise no AVL.

Entradas – 2ª Análise		Saídas – 2ª Análise	
Parâmetro	Valor	Parâmetro	Valor
Massa VANT	1,675 kg	$C_{L\alpha}$	4,943
XCG	-0,356	$x_{n,PN}$	-0,367
YCG	0,000	$C_{m\alpha}$	-0,224
ZCG	-0,001		
$\alpha_{trimagem}$	1,104°		
$\delta_{profundor}$	-4,935°		

Fonte: Autor (2020).

O coeficiente horizontal da tração pôde ser recalculado remetendo à equação 3.3.

$$\begin{aligned}
 D &= T_x \\
 q \cdot S_w \cdot C_D &= q \cdot S_w \cdot C_{T_x} \\
 C_D &= C_{T_x} \\
 C_{D_i} + C_{D_0} &= C_{T_x} \\
 C_{T_x} &= 0,038
 \end{aligned} \tag{3.18}$$

Para a componente vertical, a equação utilizada foi a 3.4.

$$\begin{aligned}
 L &= W + T_z \\
 q \cdot S_w \cdot C_L &= W + q \cdot S_w \cdot C_{T_z} \\
 C_{T_z} &= C_L - \frac{W}{q \cdot S_w} \\
 C_{T_z} &= 0,113
 \end{aligned} \tag{3.19}$$

Com os coeficientes de tração definidos, é possível retornar os valores à equação 3.12.

$$\begin{aligned}
 C_{m\alpha} &= C_{L\alpha} \cdot \frac{x_{n,PN} - x_{n,CG}}{c_w} - \frac{x_{S,T}}{c_w} \cdot C_{T_x} - \frac{z_{S,T}}{c_w} \cdot C_{T_z} \\
 C_{m\alpha} &= -0,312
 \end{aligned} \tag{3.20}$$

O valor obtido na equação 3.20 é maior, em módulo, do que a saída obtida pelo AVL. Isto comprova matematicamente que nessa montagem o cabo é estabilizante para o VANT, como já havia sido previsto anteriormente. Este é um ponto de atenção importante, uma vez que um avião extremamente estável também não é desejável.

Outra consequência desta análise é a possibilidade de um VANT estaticamente instável, ser estabilizado somente com o posicionamento do cabo de ancoragem. Isso pode ser positivo, pois abre possibilidades para redimensionar o tamanho da estrutura, utilizar diferentes materiais durante a construção ou diminuir a área de empenagem, por exemplo.

Com o valor de C_{T_x} calculado, é possível calcular a componente horizontal da tração no cabo. Esta tração, conforme visto no Capítulo 3, é usualmente escrita como T_0 nas equações da catenária, sendo constante em todo o comprimento do cabo. Com esta informação, foram utilizadas as equações 2.6 e 2.7 para recalcular o comprimento do cabo. O resultado obtido foi um comprimento de 284,29 metros. Com esta informação é possível fazer uma nova iteração de projeto, até o valor convergir.

4. CONCLUSÃO

O número de pessoas que utilizam VANTs ou drones cresceu muito nos últimos anos, com grandes aumentos no número de registros feitos na ANAC. Desta forma, propôs-se a utilização de um VANT com configuração convencional, porém de forma ancorada, preso ao solo através de um cabo. Este tipo de aeronave tem o potencial de utilização para diversas funções como vigilância, facilitação de telecomunicações e meteorologia.

Ao investigar arquivos históricos e a literatura, encontrou-se diversas patentes de aeronaves similares, porém com modos de funcionamento e construções completamente diferentes da proposta. Além disso, um ramo de energia sustentável crescente no mundo também utiliza de princípios físicos parecidos para geração de energia. Assim como a Altave, que oferece os mesmos serviços propostos, porém utilizando aeróstatos.

Isto demonstra novamente o grande potencial de uso para este tipo de aeronave. Porém, é importante ressaltar que no presente trabalho foram considerados apenas dados qualitativos, uma vez que não foi feita uma análise de viabilidade econômica nem levantamento de dados qualitativos em comparação com os modelos já existentes.

Para analisar as condições meteorológicas impostas ao VANT foi realizado um estudo em Joinville, que demonstrou um baixo potencial para aplicação deste tipo de aeronave na região. Porém, em diversas áreas de Santa Catarina, principalmente no litoral, a velocidade dos ventos apresentou maiores possibilidades de utilização do avião. Além deste fator, para o projeto deve ser considerado a variação de densidade e da Camada Limite Atmosférica, onde ambas influenciam o voo de acordo com a altura desejada.

Para entender melhor o comportamento que o cabo possuiria durante voo, este foi modelado como uma curva catenária, após desconsiderar o efeito do vento no mesmo. Esta forma ocorre quando um cabo flexível suporta apenas o próprio peso. Baseado nas informações dos AWESs, foi escolhido um cabo de Polietileno especial, com grande resistência a tração e baixo peso específico.

Foi proposta também uma lista de componentes eletrônicos que podem compor um sistema de controle de voo para esta aeronave, porém sem dimensioná-lo, o que fugiria do escopo do trabalho. Em um uso real do VANT, presume-se que este sistema de controle será o responsável por guiar a atitude da aeronave até a altura desejada de voo, assim como realizará de forma autônoma a deflexão das superfícies de controle. Além disto, foi de extrema importância contabilizar estes componentes para o dimensionamento da fuselagem.

Diferente de uma aeronave convencional, quando realizado o somatório das forças em um voo de cruzeiro, a tração advinda do cabo de ancoragem teve de ser contabilizada. Nesta situação, a componente horizontal possui a mesma intensidade que o arrasto do VANT, assim como a sustentação se iguala, não somente ao peso como na maioria dos casos, mas sim com a somatória do peso mais a tração vertical do cabo. Estas igualdades influenciam diretamente no equacionamento tradicional utilizado em projeto de aeronaves. Por este motivo foi deduzida uma nova equação de estabilidade, com o objetivo de contabilizar as parcelas referentes a tração do cabo. Nesta dedução mostrou-se que as duas componentes promoveriam um efeito estabilizante à aeronave durante voo de cruzeiro.

Durante a etapa de projeto, estimou-se o peso máximo de decolagem de projeto assim como a carga alar necessária para um voo a 200 metros de altura. Para validação destas informações iniciais de projeto, foi comparado os parâmetros com diversos VANTs que se assemelhavam ao desejado, com resultados muito positivos.

O dimensionamento geométrico da aeronave foi realizado através de dados históricos e comuns de projeto conceitual, de forma a possibilitar e comparar dados calculados. O VANT foi modelado no OpenVSP de forma a acondicionar todos os componentes e partes propostas. Além disso, foi considerado a utilização de materiais reais para a estimativa de massas, o que traz mais possibilidades de realização do projeto.

Após isso, foi analisada a estabilidade estática longitudinal através da equação deduzida anteriormente e com os dados obtidos pelo AVL utilizando a aeronave projetada. Nesta análise, constatou-se de que o cabo age de forma a criar um CG aparente na aeronave, aumentando assim sua estabilidade. Com estes dados foi recalculado o tamanho necessário de cabo e visto que os valores divergiram, foi estimado 300 metros e encontrou-se 280,45 m, o que mostra a necessidade de mais iterações para o projeto.

Outras etapas de voo, como decolagem e pouso por exemplo, além de condições adversas como uma possível diminuição ou cessão do vento, não foram analisadas neste trabalho. Como se trata de um estudo preliminar, optou-se por desconsiderar esses fatores e deixar como proposta para um desenvolvimento futuro, uma vez que após este trabalho, já existem mais informações acerca de tipo de VANT proposto. A próxima sessão tem o intuito de sugerir alguns dos próximos passos necessários para melhor consolidar este tipo de aeronave, além agregar mais confiabilidade caso seja necessário, ou requerido, um estudo de viabilidade mais detalhado.

4.1. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Como dito anteriormente, as etapas de dimensionamento aqui realizadas foram parte de apenas de uma conceitualização e iteração inicial de projeto para uma aeronave que se diferencia de diversas formas do método convencional tão divulgado ao longo da história da aviação. Os objetivos propostos foram cumpridos, porém nada impede de que novos sejam criados para trabalhos futuros.

No primeiro momento, a atividade mais importante a ser realizada é a construção de um protótipo para voo. Somente assim será possível saber se o equacionamento desenvolvido e proposto está condizendo com a realidade. Por este motivo foi utilizado materiais reais para fazer a estimativa de massas.

Além disso, após saber que a tração do cabo de ancoragem afeta positivamente a estabilidade da aeronave, propõe-se um redimensionamento das superfícies estabilizadoras e do posicionamento do cabo, de forma a analisar a influência que um gera ao outro. Neste mesmo sentido, recalcular os parâmetros utilizando o novo comprimento de cabo e quais seus efeitos na tração.

Faz-se necessário também uma análise da estabilidade estática látero-direcional e da estabilidade dinâmica, uma vez que são parâmetros de extrema importância no que diz respeito ao emprego desta aeronave para as funções sugeridas.

Após avanços mais concretos, seria desejável analisar o comportamento da aeronave durante a decolagem, subida e descida do VANT. Nestas etapas de voo deverão ser contabilizados os diferentes parâmetros meteorológicos aqui apresentados. Ademais, realizar uma análise do cabo para estas condições deve ser de extrema importância.

Ainda a respeito do cabo, é necessário avaliar quais os esforços mecânicos que estarão presentes durante toda a utilização do mesmo. Testes de resistência a tração, torção, deformação e efeito do vento podem somar para o entendimento da física por trás deste tipo de aeronave.

REFERÊNCIAS

ACOSTA, Miguel B. **Airplane shaped kite**. U.S. Patent n. 4.168.816, 25 set. 1979.

AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL. Superintendência de Aeronavegabilidade. **Aeronaves**. 2019. Disponível em: <http://www.anac.gov.br/assuntos/dados-e-estatisticas/aeronaves>. Acesso em: 09 maio 2019a.

_____. **Drones**. Disponível em: <http://www.anac.gov.br/assuntos/paginas-tematicas/drones>. Acesso em: 09 maio 2019b.

_____. **Drones: Quantidade de Cadastros**. 2019. Disponível em: <https://www.anac.gov.br/assuntos/paginas-tematicas/drones/quantidade-de-cadastros>. Acesso em: 09 maio 2019c.

AIRFOILTOOLS. **E63 (4.25%) (e63-il)**: e63 (4.25%) - eppler e63 low reynolds number airfoil. E63 (4.25%) - Eppler E63 low Reynolds number airfoil. Disponível em: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=e63-il>. Acesso em: 24 nov. 2020.

ALIEXPRESS. **Trançado uhmwpe linha para a pesca 100lb - 3960lb forte água salgada linha de peixes forte kite string acampamento ao ar livre caminhadas corda**. Disponível em: <https://bit.ly/37Puf7x>. Acesso em: 28 out. 2020.

ALIOTO, V. et al. Design of a Micro-Scale Deployable Unmanned Aerial Vehicle. In: **Aerospace Engineering Systems Workshop**. 2009.

ALTAVE. **O que fazemos**: monitoramento inteligente e conectividade. 2019. Disponível em: <http://www.altave.com.br/o-que-fazemos/>. Acesso em: 15 maio 2019.

AMPYX POWER (Países Baixos). **Ampyx Power**. Disponível em: <https://www.ampyxpower.com/>. Acesso em: 23 jun. 2020.

ANDERSON JUNIOR, John D. **Introduction to flight**. 8. ed. New York: McGraw-Hill Education, 2016.

AUSTIN, Reg. **UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS**: uavs design, development and deployment. Chichester: John Wiley & Sons Ltd, 2010.

CAMARGO, Adriano A. *et al.* **SISTEMA DE ESTABILIZAÇÃO DE VÔO DE UMA AERONAVE NÃO TRIPULADA**. 2014. 65 f. TCC (Graduação) - Curso de Técnico em Mecatrônica, Campus Araraquara, Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo, Araraquara, 2014.

CHERUBINI, Antonello et al. Airborne Wind Energy Systems: A review of the technologies. **Renewable and Sustainable Energy Reviews**, v. 51, p. 1461-1476, 2015.

CUSTÓDIO, Ronaldo dos Santos. **Energia eólica para produção de energia elétrica**. 2. ed. Rio de Janeiro: Synergia Editora, 2013.

DJI (Brasil). **Mavic 2**. Disponível em: <https://www.dji.com/br/mavic-2>. Acesso em: 08 jul. 2020.

E-KITE (Países Baixos). **E-Kite**. Disponível em: <http://www.e-kite.com/>. Acesso em: 23 jun. 2020.

FINN, Alfred C. **Airplane-like kite**. U.S. Patent n. 3.107.888, 22 out. 1963.

GOOGLE. **Google Earth**: Joinville. Disponível em: encurtador.com.br/dyPSZ. Acesso em: 18 jun. 2019.

GÖTTEN, Falk et al. On the flight performance impact of landing gear drag reduction methods for unmanned air vehicles. In: **Deutscher Luft-und Raumfahrtkongress**. 2018.

GUDMUNDSSON, Snorri. **GENERAL AVIATION AIRCRAFT DESIGN**: applied methods and procedures. Waltham: Butterworth-Heinemann, 2014.

HORUS AERONAVES (Brasil). **Horus**. Disponível em: <https://horusaeronaves.com/>. Acesso em: 08 jul. 2020.

JOINVILLE. Defesa Civil. **Rede de Monitoramento**. Disponível em: <http://https://prefeituradigital.joinville.sc.gov.br/servico/detalhe-61-Rede+de+Monitoramento.html>. Acesso em: 17 jun. 2019.

KAIMAL, J. C.; FINNIGAN, J. J. **ATMOSPHERIC BOUNDARY LAYER FLOWS**: their structure and measurement. New York: Oxford University Press, 1994. 289 p.

KEANE, Andrew J. *et al.* **SMALL UNMANNED FIXED-WING AIRCRAFT DESIGN**: a practical approach. Chichester: John Wiley & Sons Ltd, 2017.

KITEMILL (Noruega). **Kitemill**. Disponível em: <https://www.kitemill.com/>. Acesso em: 23 jun. 2020.

LIVRE, Mercado. **Tubo Em Fibra De Carbono 3k Com 22mm X 20mm X 1 Metro**. Disponível em: <https://cutt.ly/9hoqcHw>. Acesso em: 23 nov. 2020.

_____, Mercado. **Tubo Em Fibra De Carbono C/ 6mm Ext. E 4mm Int. C/ 1metro**. Disponível em: <https://cutt.ly/hhoerZ>. Acesso em: 23 nov. 2020.

_____, Mercado. **Fibra Carbono 2mm Aerodelismo Reforço Asa Tubo Maciço**. Disponível em: <https://cutt.ly/0hoesuF>. Acesso em: 23 nov. 2020.

MERIAM, J. L.; KRAIGE, L. G. **Mecânica para engenharia**: estática. 6. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2009.

MONIN, A S. The Atmospheric Boundary Layer. **Annual Review Of Fluid Mechanics**, [s.l.], v. 2, n. 1, p. 225-250, jan. 1970.

NEIVA, Antonio Carlos de Barros *et al.* **Atlas do Potencial Eólico Brasileiro**: simulações 2013. Rio de Janeiro: Cepel, 2017. Disponível em: http://novoatlas.cepel.br/wp-content/uploads/2017/03/NovoAtlasdoPotencialEolico_BrasileiroSIM_2013.pdf. Acesso em: 17 jul. 2020.

NISSEN, Martin E. **Kite plane device**. U.S. Patent n. 2.473.213, 14 jun. 1949.

RAYMER, Daniel P. **Aircraft design**: a conceptual approach. 6. ed. Reston: American Institute Of Aeronautics And Astronautics, Inc., 2018.

SADRAEY, Mohammad H.. **AIRCRAFT DESIGN**: a systems engineering approach. Nashua: John Wiley & Sons, 2013.

VIAPOL. **VIAPOL CARBON CFW 300**. Disponível em: <https://cutt.ly/PhpZNVn>. Acesso em: 24 nov. 2020.

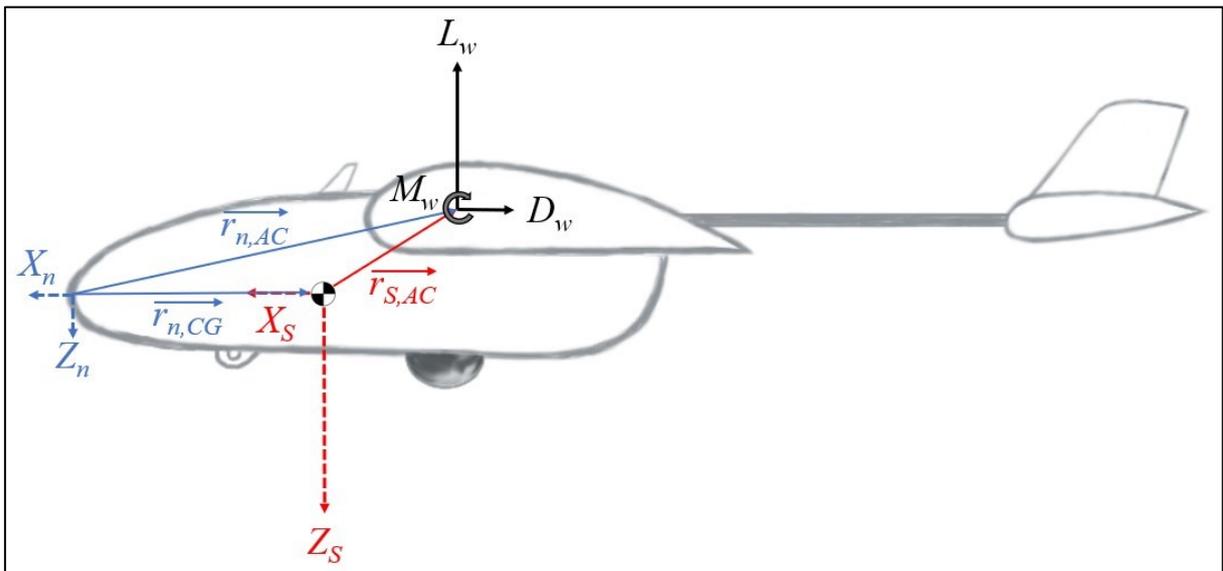
YECHOUT, Thomas R., et al. **Introduction to Aircraft Flight Mechanics**: performance, static stability, dynamic stability, and classical feedback control. Reston: American Institute Of Aeronautics And Astronautics, Inc., 2003.

APÊNDICE I – DEDUÇÃO ESTABILIDADE ESTÁTICA

Para analisar a estabilidade estática do VANT será utilizado um sistema de coordenada no nariz da aeronave, X_n e Z_n , usado para determinar a posição dos diversos pontos de atuação das forças antes vistas na Figura 16. Além deste, também foi utilizado o Sistema de Eixo de Estabilidade, X_S e Z_S , fixo ao Centro de Gravidade (CG) da aeronave, sendo útil para definir as forças presentes durante o voo (YECHOUT, 2003).

Na Figura 20 é possível ver os sistemas de coordenadas, assim como o vetor posição do Centro Aerodinâmico (AC) e do CG em relação ao nariz da aeronave, respectivamente $\vec{r}_{n,AC}$ e $\vec{r}_{n,CG}$, e o vetor posição do AC em relação ao CG, $\vec{r}_{S,AC}$.

Figura 20 - Sistemas de Coordenadas e vetores de posição.



Fonte: Autor (2020).

Analisando a Figura 20, é possível afirmar que

$$\vec{r}_{S,AC} = \vec{r}_{n,AC} - \vec{r}_{n,CG} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} X_{S,AC} \\ 0 \\ Z_{S,AC} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{n,AC} \\ 0 \\ Z_{n,AC} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} X_{n,CG} \\ 0 \\ Z_{n,CG} \end{bmatrix}$$

$$X_{S,AC} = X_{n,AC} - X_{n,CG} \quad (2)$$

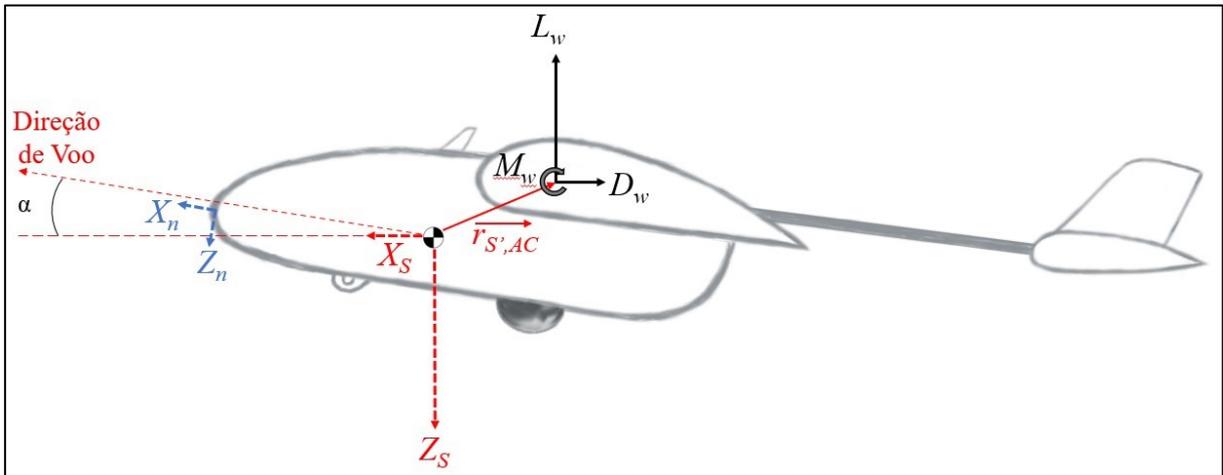
$$Z_{S,AC} = Z_{n,AC} - Z_{n,CG}$$

Para calcular o momento em torno do CG, é necessário fazer o produto vetorial do vetor posição $\vec{r}_{S,AC}$ com as Forças Aerodinâmicas na asa (F_w) da asa e somar o momento de arfagem \vec{M}_w , ou seja

$$\begin{aligned}\vec{M}_{CG,w} &= \vec{r}_{S,AC} \times \vec{F}_w + \vec{M}_w \\ \vec{M}_{CG,w} &= \begin{bmatrix} x_{S,AC} \\ 0 \\ z_{S,AC} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} -D_w \\ 0 \\ -L_w \end{bmatrix} + M_w \vec{j} \\ \vec{M}_{CG,w} &= \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ x_{S,AC} & 0 & z_{S,AC} \\ -D_w & 0 & -L_w \end{vmatrix} + M_w \vec{j} \\ \vec{M}_{CG,w} &= -z_{S,AC} \cdot D_w \cdot \vec{j} + x_{S,AC} \cdot L_w \cdot \vec{j} + M_w \vec{j} \end{aligned} \quad (3)$$

De acordo com a equação 3, o momento em torno do CG depende da distância vertical e horizontal do Centro Aerodinâmico. No estudo de estabilidade, deve-se analisar a relação de M_{CG} com o Ângulo de Ataque. Desta forma, o AoA modifica as componentes do vetor braço da força, como mostrado na Figura 21, onde foi adicionado o AoA ao equacionamento.

Figura 21 - Sistemas de coordenadas adicionando Ângulo de Ataque.



Fonte: Autor (2020).

Como foi realizada uma rotação em torno do CG para contabilizar o eixo do AoA, o novo vetor $\vec{r}_{S',AC}$ foi rotacionado no sentido horário, resultando em:

$$\begin{aligned}\overrightarrow{r_{S',AC}} &= \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & 0 & \sin(\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\alpha) & 0 & \cos(\alpha) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_{S,AC} \\ 0 \\ z_{S,AC} \end{bmatrix} \\ \overrightarrow{r_{S',AC}} &= \begin{bmatrix} \cos(\alpha) \cdot x_{S,AC} + \sin(\alpha) \cdot z_{S,AC} \\ 0 \\ \cos(\alpha) \cdot z_{S,AC} - \sin(\alpha) \cdot x_{S,AC} \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (4)$$

A equação 4 representa o novo vetor posição do Centro Aerodinâmico em relação ao CG. Agora, é necessário recalculer o momento gerado pelas forças aerodinâmicas na asa.

$$\begin{aligned}\overrightarrow{M_{CG,w}} &= \overrightarrow{r_{S',AC}} \times \overrightarrow{F_w} + \overrightarrow{M_w} \\ \overrightarrow{M_{CG,w}} &= \begin{bmatrix} \cos(\alpha) \cdot x_{S,AC} + \sin(\alpha) \cdot z_{S,AC} \\ 0 \\ \cos(\alpha) \cdot z_{S,AC} - \sin(\alpha) \cdot x_{S,AC} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} -D_w \\ 0 \\ -L_w \end{bmatrix} + M_w \vec{j} \\ \overrightarrow{M_{CG,w}} &= \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ \cos(\alpha) \cdot x_{S,AC} + \sin(\alpha) \cdot z_{S,AC} & 0 & \cos(\alpha) \cdot z_{S,AC} - \sin(\alpha) \cdot x_{S,AC} \\ -D_w & 0 & -L_w \end{vmatrix} \\ &\quad + M_w \vec{j} \\ \overrightarrow{M_{CG,w}} &= -[\cos(\alpha) \cdot z_{S,AC} - \sin(\alpha) \cdot x_{S,AC}] \cdot D_w \cdot \vec{j} + [\cos(\alpha) \cdot x_{S,AC} \\ &\quad + \sin(\alpha) \cdot z_{S,AC}] \cdot L_w \cdot \vec{j} + M_w \vec{j}\end{aligned}\quad (5)$$

A equação 5 representa o momento em torno do CG que a força de sustentação gera no VANT, agora adicionado o Ângulo de Ataque. Considerando que só ocorrerão pequenas perturbações, ou seja, um valor de AoA próximo de zero, é possível simplificar a equação. Caso seja igual a zero, a equação retorna a forma anteriormente vista em 3.

$$\text{Para } \alpha \ll 1 \text{ tem - se } \begin{cases} \cos(\alpha) \approx 1 \\ \sin(\alpha) \approx \alpha \end{cases}$$

$$\begin{aligned}\overrightarrow{M_{CG,w}} &= -[1 \cdot z_{S,AC} - \alpha \cdot x_{S,AC}] \cdot D_w \cdot \vec{j} + [1 \cdot x_{S,AC} + \alpha \cdot z_{S,AC}] \cdot L_w \cdot \vec{j} + M_w \vec{j} \\ \overrightarrow{M_{CG,w}} &= -[z_{S,AC} - \alpha \cdot x_{S,AC}] \cdot D_w \cdot \vec{j} + [x_{S,AC} + \alpha \cdot z_{S,AC}] \cdot L_w \cdot \vec{j} + M_w \vec{j}\end{aligned}\quad (6)$$

A forma adimensionalizada das forças e momentos aerodinâmicos fica da seguinte forma,

$$D_w = q \cdot S_w \cdot C_{D_w}\quad (7)$$

$$L_w = q \cdot S_w \cdot C_{L_w} \quad (8)$$

$$M_w = q \cdot S_w \cdot \bar{c}_w \cdot C_{M_w} \quad (9)$$

Substituindo as equações 7 a 9, na equação 6 e colocando os fatores comuns em evidência, chega-se a

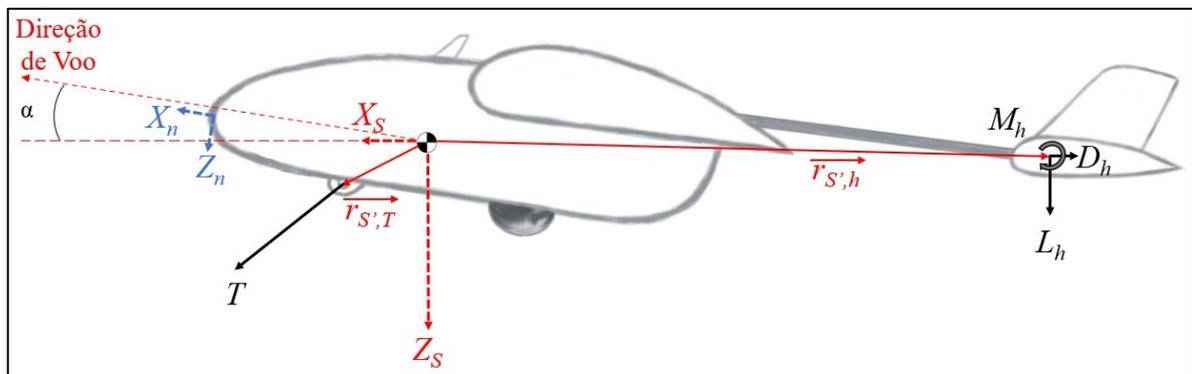
$$\begin{aligned} \overrightarrow{M_{CG,w}} = \{ & -[z_{S,AC} - \alpha \cdot x_{S,AC}] \cdot C_{D_w} \cdot \vec{j} + [x_{S,AC} + \alpha \cdot z_{S,AC}] \cdot C_{L_w} \cdot \vec{j} \\ & + \bar{c}_w \cdot C_{M_w} \vec{j} \} \cdot q \cdot S_w \end{aligned} \quad (10)$$

Considerando que $C_{D_w} \ll C_{L_w}$ e que a distância $z_{S,AC} \ll x_{S,AC}$, é possível simplificar ainda mais a equação 10, da seguinte forma

$$\begin{aligned} \overrightarrow{M_{CG,w}} = \{ & [z_{S,AC} - \alpha \cdot x_{S,AC}] \cdot C_{D_w} \cdot \vec{j} - [x_{S,AC} + \alpha \cdot z_{S,AC}] \cdot C_{L_w} \cdot \vec{j} \\ & + \bar{c}_w \cdot C_{M_w} \vec{j} \} \cdot q \cdot S_w \\ \overrightarrow{M_{CG,w}} = & (-x_{S,AC} \cdot C_{L_w} \cdot \vec{j} + \bar{c}_w \cdot C_{M_w} \vec{j}) \cdot q \cdot S_w \end{aligned} \quad (11)$$

Para as forças aerodinâmicas na empennagem horizontal e a tração do cabo de ancoragem, foi utilizado o sistema de coordenadas da Figura 22. Como o equacionamento é similar ao apresentado anteriormente, alguns passos da dedução não serão rerepresentados, porém podem ser facilmente deduzidos.

Figura 22 - Vetores posição para a empennagem horizontal e tração do cabo.



Fonte: Autor (2020).

$$\begin{cases} \overrightarrow{M_{CG,h}} = \overrightarrow{r_{S',h}} \times \overrightarrow{F_h} + \overrightarrow{M_h} \\ \overrightarrow{M_{CG,T}} = \overrightarrow{r_{S',T}} \times \overrightarrow{T} \end{cases}$$

$$\begin{cases} \overrightarrow{M_{CG,h}} = -[\cos(\alpha) \cdot z_{S,h} - \sin(\alpha) \cdot x_{S,h}] \cdot D_h \cdot \vec{j} - \\ \quad -[\cos(\alpha) \cdot x_{S,h} + \sin(\alpha) \cdot z_{S,h}] \cdot L_h \cdot \vec{j} + M_h \vec{j} \\ \overrightarrow{M_{CG,T}} = [\cos(\alpha) \cdot z_{S,T} - \sin(\alpha) \cdot x_{S,T}] \cdot T_x \cdot \vec{j} - \\ \quad -[\cos(\alpha) \cdot x_{S,T} + \sin(\alpha) \cdot z_{S,T}] \cdot T_z \cdot \vec{j} \end{cases}$$

Agora, é possível aplicar pequenas perturbações, adimensionalizar e reduzir os termos como já visto antes nas equações 6 a 11.

$$\begin{cases} \overrightarrow{M_{CG,h}} = -[z_{S,h} - \alpha \cdot x_{S,h}] \cdot D_h \cdot \vec{j} - [x_{S,h} + \alpha \cdot z_{S,h}] \cdot L_h \cdot \vec{j} + M_h \vec{j} \\ \overrightarrow{M_{CG,T}} = [z_{S,T} - \alpha \cdot x_{S,T}] \cdot T_x \cdot \vec{j} - [x_{S,T} + \alpha \cdot z_{S,T}] \cdot T_z \cdot \vec{j} \end{cases}$$

$$\begin{cases} \overrightarrow{M_{CG,h}} = \{-[z_{S,h} - \alpha \cdot x_{S,h}] \cdot C_{D_h} \cdot \vec{j} - [x_{S,h} + \alpha \cdot z_{S,h}] \cdot C_{L_h} \cdot \vec{j} + \overline{c_h} \cdot C_{M_h} \vec{j}\} \cdot q \cdot S_h \\ \overrightarrow{M_{CG,T}} = \{[z_{S,T} - \alpha \cdot x_{S,T}] \cdot C_{T_x} \cdot \vec{j} - [x_{S,T} + \alpha \cdot z_{S,T}] \cdot C_{T_z} \cdot \vec{j}\} \cdot q \cdot S_w \end{cases}$$

$$\begin{cases} \overrightarrow{M_{CG,h}} = (-x_{S,h} \cdot C_{L_h} \cdot \vec{j} + \overline{c_h} \cdot C_{M_h} \vec{j}) \cdot q \cdot S_h \\ \overrightarrow{M_{CG,T}} = \{[z_{S,T} - \alpha \cdot x_{S,T}] \cdot C_{T_x} \cdot \vec{j} - [x_{S,T} + \alpha \cdot z_{S,T}] \cdot C_{T_z} \cdot \vec{j}\} \cdot q \cdot S_w \end{cases} \quad (12)$$

Os coeficientes C_{L_h} e C_{M_h} são advindos da empenagem, enquanto C_{T_x} e C_{T_z} do cabo. Estes são os momentos realizados pelas forças no VANT durante o voo. Para a Tração não foi considerada a simplificação $z_{S,T} \ll x_{S,T}$ pois este é um parâmetro ainda não definido no projeto, assim como não possui outras medidas históricas para comparação.

Agrupando todas as equações antes vistas, é possível calcular o momento total na aeronave.

$$\overrightarrow{M_{CG}} = \overrightarrow{M_{CG,w}} + \overrightarrow{M_{CG,h}} + \overrightarrow{M_{CG,T}}$$

$$\overrightarrow{M_{CG}} = (x_{S,AC} \cdot C_{L_w} \cdot \vec{j} + \overline{c_w} \cdot C_{M_w} \vec{j}) \cdot q \cdot S_w + (-x_{S,h} \cdot C_{L_h} \cdot \vec{j} + \overline{c_h} \cdot C_{M_h} \vec{j}) \cdot q \cdot S_h$$

$$\quad + [(z_{S,T} - \alpha \cdot x_{S,T}) \cdot C_{T_x} \cdot \vec{j} - (x_{S,T} + \alpha \cdot z_{S,T}) \cdot C_{T_z} \cdot \vec{j}] \cdot q \cdot S_w$$

$$\overrightarrow{M_{CG}} = \left\{ (x_{S,AC} \cdot C_{L_w} \cdot \vec{j} + \overline{c_w} \cdot C_{M_w} \vec{j}) + (-x_{S,h} \cdot C_{L_h} \cdot \vec{j} + \overline{c_h} \cdot C_{M_h} \vec{j}) \cdot \frac{S_h}{S_w} \right.$$

$$\quad \left. + [(z_{S,T} - \alpha \cdot x_{S,T}) \cdot C_{T_x} \cdot \vec{j} - (x_{S,T} + \alpha \cdot z_{S,T}) \cdot C_{T_z} \cdot \vec{j}] \right\} \cdot q \cdot S_w$$

$$\begin{aligned} \frac{\overline{M_{CG}}}{q \cdot S_w} = & x_{S,AC} \cdot C_{L_w} \cdot \vec{j} + \overline{c_w} \cdot C_{M_w} \vec{j} - x_{S,h} \cdot C_{L_h} \cdot \vec{j} \cdot \frac{S_h}{S_w} + \overline{c_h} \cdot C_{M_h} \vec{j} \cdot \frac{S_h}{S_w} \\ & + (z_{S,T} - \alpha \cdot x_{S,T}) \cdot C_{T_x} \cdot \vec{j} - (x_{S,T} + \alpha \cdot z_{S,T}) \cdot C_{T_z} \cdot \vec{j} \end{aligned} \quad (13)$$

Sabe-se agora que o momento da aeronave pode ser representado por um vetor na componente Y da aeronave, nas equações representado pela letra \vec{j} , por este motivo optou-se por remover as notações das equações. Derivando em relação a α :

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial \alpha} \left(\frac{M_{CG}}{q \cdot S_w} \right) = & x_{S,AC} \cdot \frac{\partial}{\partial \alpha} (C_{L_w}) + \overline{c_w} \cdot \frac{\partial}{\partial \alpha} (C_{M_w}) \\ & - x_{S,h} \cdot \frac{\partial}{\partial \alpha} (C_{L_h}) \cdot \frac{S_h}{S_w} + \overline{c_h} \cdot \frac{\partial}{\partial \alpha} (C_{M_h}) \cdot \frac{S_h}{S_w} \\ & + \frac{\partial}{\partial \alpha} [(z_{S,T} - \alpha \cdot x_{S,T}) \cdot C_{T_x}] - \frac{\partial}{\partial \alpha} [(x_{S,T} + \alpha \cdot z_{S,T}) \cdot C_{T_z}] \\ \frac{\partial}{\partial \alpha} \left(\frac{M_{CG}}{q \cdot S_w} \right) = & x_{S,AC} \cdot C_{L_\alpha^w} - \frac{x_{S,h} \cdot S_h}{S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} - x_{S,T} \cdot C_{T_x} - z_{S,T} \cdot C_{T_z} \end{aligned} \quad (14)$$

Como pode ser visto acima, as derivadas dos coeficientes de momento zeraram, pois, estes são conceitualmente constantes quando seu local de aplicação é o centro aerodinâmico da asa e do estabilizador horizontal (ANDERSON JUNIOR, 2016). Também foi considerada a hipótese de que a amplitude de movimento da aeronave devido ao ângulo de ataque não influenciará a tração do cabo devido as pequenas perturbações e por este motivo os coeficientes de tração foram considerados constantes.

O termo α_h , Ângulo de ataque na empenagem horizontal, surgiu na equação 14 devido as propriedades do escoamento no local. De acordo com Raymer (2018), este termo também pode ser escrito como $\alpha_h = \alpha + i_h - \epsilon$, sendo α o AoA da aeronave, i_h a incidência geométrica e ϵ o downwash que a asa produz no estabilizador horizontal.

Por fim, divide-se toda a equação pela corda média aerodinâmica da asa, ou $\overline{c_w}$, de forma a normalizar todas as distâncias presentes.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial \alpha} \left(\frac{M_{CG}}{q \cdot S_w \cdot \overline{c_w}} \right) = & \frac{x_{S,AC}}{\overline{c_w}} \cdot C_{L_\alpha^w} - \frac{x_{S,h} \cdot S_h}{\overline{c_w} \cdot S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} - \frac{x_{S,T}}{\overline{c_w}} \cdot C_{T_x} - \frac{z_{S,T}}{\overline{c_w}} \cdot C_{T_z} \\ C_{m_\alpha} = & \frac{x_{S,AC}}{\overline{c_w}} \cdot C_{L_\alpha^w} - \frac{x_{S,h} \cdot S_h}{\overline{c_w} \cdot S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} - \frac{x_{S,T}}{\overline{c_w}} \cdot C_{T_x} - \frac{z_{S,T}}{\overline{c_w}} \cdot C_{T_z} \end{aligned} \quad (15)$$

Para calcular o Ponto Neutro da aeronave, levou-se em consideração somente os termos associados a uma aeronave convencional, zerando os termos C_{T_x} e C_{T_z} . O cálculo foi feito desta forma pois os softwares utilizados para projeto aeronáutico não possuem a capacidade de contabilizar tais incógnitas. Logo, optou-se por juntar as duas formas de equacionamento, como ser visto a seguir.

$$C_{m_{\alpha}^{\text{Convencional}}} = \frac{x_{S,AC}}{c_w} \cdot C_{L_{\alpha}^w} - \frac{x_{S,h} \cdot S_h}{c_w \cdot S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha}$$

$$C_{m_{\alpha}^{\text{Convencional}}} = \frac{x_{n,AC}}{c_w} \cdot C_{L_{\alpha}^w} - \frac{x_{n,CG}}{c_w} \cdot C_{L_{\alpha}^w} - \frac{x_{n,h} \cdot S_h}{c_w \cdot S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha}$$

$$+ \frac{x_{n,CG} \cdot S_h}{c_w \cdot S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha}$$

$$0 = \frac{x_{n,AC}}{c_w} \cdot C_{L_{\alpha}^w} - \frac{x_{n,PN}}{c_w} \cdot C_{L_{\alpha}^w} - \frac{x_{n,h} \cdot S_h}{c_w \cdot S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} + \frac{x_{n,PN} \cdot S_h}{c_w \cdot S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha}$$

$$x_{n,PN} \cdot \left(C_{L_{\alpha}^w} - \frac{S_h}{S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} \right) = x_{n,AC} \cdot C_{L_{\alpha}^w} - x_{n,h} \cdot \frac{S_h}{S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} \quad (16)$$

$$x_{n,PN} = \frac{x_{n,AC} \cdot C_{L_{\alpha}^w} - x_{n,h} \cdot \frac{S_h}{S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha}}{C_{L_{\alpha}^w} - \frac{S_h}{S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha}} \quad (17)$$

Vale lembrar que a equação 17 representa o ponto neutro de uma aeronave convencional, sem ancoragem, sendo equivalente a equação 2.10 mostrada anteriormente, porém corrigida para o sistema de coordenadas aqui utilizado. Agora, é possível manipular a equação 15 e substituir a equação 16 dentro dela.

$$C_{m_{\alpha}} = \frac{x_{n,AC}}{c_w} \cdot C_{L_{\alpha}^w} - \frac{x_{n,CG}}{c_w} \cdot C_{L_{\alpha}^w} - \frac{x_{n,h} \cdot S_h}{c_w \cdot S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} + \frac{x_{n,CG} \cdot S_h}{c_w \cdot S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha}$$

$$- \frac{x_{S,T}}{c_w} \cdot C_{T_x} - \frac{z_{S,T}}{c_w} \cdot C_{T_z}$$

$$C_{m_{\alpha}} = \frac{x_{n,PN}}{c_w} \cdot \left(C_{L_{\alpha}^w} - \frac{S_h}{S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} \right) - \frac{x_{n,CG}}{c_w} \cdot \left(C_{L_{\alpha}^w} - \frac{S_h}{S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} \right)$$

$$- \frac{x_{S,T}}{c_w} \cdot C_{T_x} - \frac{z_{S,T}}{c_w} \cdot C_{T_z}$$

$$C_{m_{\alpha}} = \left(C_{L_{\alpha}^w} - \frac{S_h}{S_w} \cdot C_{L_{\alpha_h}^h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} \right) \cdot \frac{x_{n,PN} - x_{n,CG}}{c_w} - \frac{x_{S,T}}{c_w} \cdot C_{T_x} - \frac{z_{S,T}}{c_w} \cdot C_{T_z} \quad (18)$$

Além disso, é possível manipular a sustentação da aeronave da seguinte forma.

$$L = L_w - L_h = q \cdot S_w \cdot C_{L_w} - q \cdot S_h \cdot C_{L_h} \quad (19)$$

Como a área de referência é a asa principal, logo a equação 19 fica.

$$\begin{aligned} L &= q \cdot S_w \left(C_{L_w} - \frac{S_h}{S_w} \cdot C_{L_h} \right) \\ \frac{L}{q \cdot S_w} &= C_{L_w} - \frac{S_h}{S_w} \cdot C_{L_h} \\ C_L &= C_{L_w} - \frac{S_h}{S_w} \cdot C_{L_h} \\ C_{L_\alpha} &= C_{L_\alpha^w} - \frac{S_h}{S_w} \cdot C_{L_{\alpha^h}} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} \end{aligned} \quad (20)$$

Substituindo 20 em 18, tem-se a equação de C_{m_α} em função do C_{L_α} e do $x_{n,PN}$, equivalente a já vista equação 2.11, porém corrigida para o atual sistema de coordenadas e considerando a tração proveniente do cabo. Com a equação 21 é possível utilizar, de uma forma mais fácil e sucinta, as saídas de estabilidade do programa AVL.

$$C_{m_\alpha} = C_{L_\alpha} \cdot \frac{x_{n,PN} - x_{n,CG}}{\bar{c}_w} - \frac{x_{S,T}}{\bar{c}_w} \cdot C_{T_x} - \frac{z_{S,T}}{\bar{c}_w} \cdot C_{T_z} \quad (21)$$