

**JOÃO PAULO MARTINS LEITE  
LUÍS HENRIQUE FRANCO MOURA**

**ANÁLISE DE DESEMPENHO E ESTABILIDADE  
DE UMA ASA VOADORA RÁDIO CONTROLADA**



**UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA  
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**Abril, 2020**

**JOÃO PAULO MARTINS LEITE**  
**LUÍS HENRIQUE FRANCO MOURA**

**ANÁLISE DE DESEMPENHO E ESTABILIDADE DE UMA ASA  
VOADORA RÁDIO CONTROLADA**

**Projeto de Conclusão de Curso** apresentado ao corpo docente do curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica da Universidade Federal de Uberlândia, como parte dos requisitos para obtenção do título de **BACHAREL EM ENGENHARIA AERONÁUTICA.**

Orientador: Prof. Me. Felipe Machini  
Malachias Marques

**UBERLÂNDIA – MG**

**2020**

## AGRADECIMENTOS

Se há um sentimento que desperta quase que espontaneamente, este é o de gratidão.

Gratidão a meus pais por todo o esforço para me proporcionar a oportunidade de estudar no curso que amo, em uma cidade diferente da que eles residem, por todo o apoio moral e de ensinamentos.

Gratidão à minha irmã por ser uma referência em dedicação, amor ao ofício, ao estudo e à vida.

Gratidão aos demais familiares que de uma maneira ou de outra contribuíram para meu desenvolvimento até culminar neste trabalho.

Gratidão aos amigos: aos que conheci na faculdade, todo esse caminho teve contribuição de cada um deles e estão sempre em minha recordação; aos que conheço a mais tempo, tenham certeza de que vocês em algum momento fizeram a diferença para que o Luís de depois de os conhecerem fosse melhor que o Luís de antes disso.

Gratidão ao meu colega de turma, de estágio e de vida João Paulo por aceitar o convite e enfrentar o desafio de escrever um TCC comigo e tornar o caminho mais fácil e prazeroso.

Gratidão à Universidade Federal de Uberlândia por me proporcionar oportunamente todos os recursos que necessitei nesta caminhada até aqui.

Gratidão aos professores, que são os que mantêm a sociedade em constante movimento e desenvolvimento, sem eles nem eu nem o mundo não seríamos nada.

Gratidão ao professor Felipe Machini que propôs o tema deste trabalho e auxiliou em seu desenvolvimento com paciência e didática, aprendi e cresci muito com sua orientação.

Gratidão à Empresa Velbrax Agro por disponibilizar o protótipo de aeronave e todas as demais informações relevantes para desenvolvimento deste trabalho.

Gratidão à Deus, responsável por minha própria existência e de toda a Criação, e ainda por me criar com a possibilidade de ser livre e evoluir para um dia chegar a senti-lo em sua plenitude.

Gratidão ao criador da ciência Logosófica, Carlos Bernardo González Pecotche, por me auxiliar em minha evolução, propiciando que eu possa conhecer mais a Deus e ao Universo ao mesmo tempo que desfruto de minha liberdade de pensar e sentir.

“Penso que todos amamos a vida, mas não pelo que a vida nos dá, e sim porque nos foi entregue para que façamos dela o melhor dos usos.” – Carlos Bernardo González Pecotche (Raumsol).

Luís Henrique Franco Moura

## **AGRADECIMENTOS**

Acredito que a parte mais difícil deste trabalho é conseguir agradecer a todas as pessoas que são responsáveis por este trabalho poder ser realizado.

Em primeiro lugar, agradeço aos meus pais e irmãos por proporcionarem oportunidades incríveis para o meu desenvolvimento pessoal, acadêmico e profissional, além de compartilharem experiências.

Agradeço também aos meus outros familiares pelo apoio moral e por demonstrarem tanto orgulho por minhas conquistas.

Agradeço aos meus amigos, tanto aos que estão comigo desde novo, quanto aos que fiz durante a faculdade. Todos me proporcionaram possibilidades de melhorar psicologicamente e tecnicamente de alguma forma, além de me auxiliar durante esse tempo de amizade.

Agradeço também ao Luis, por estar comigo em inúmeros desafios que foram proporcionados durante o curso, nos momentos de lazer e neste projeto de conclusão de curso, me proporcionando a experiência de trabalhar em um tema tão novo e que nos acrescentou muito conhecimento.

Agradeço a Universidade Federal de Uberlândia por ter me proporcionado um espaço de qualidade para desenvolver meu lado técnico e humano.

Agradeço aos professores, por serem os maiores responsáveis pelo desenvolvimento da sociedade e por terem me oferecido um conhecimento tão amplo sobre diversas áreas de atuação.

Agradeço ao professor Felipe Machini, que forneceu um desafio incrível com este tema, além de comparecer sempre que necessário para sanar as dúvidas e propor melhorias durante este projeto.

Por fim, agradeço à Empresa Velbrax Agro e ao Carlos Orion, que forneceram seu protótipo para realizarmos este estudo, além de passar todas as informações relevantes sobre o produto em questão.

João Paulo Martins Leite

LEITE, J.P.M.; MOURA, L.H.F. **ANÁLISE DE DESEMPENHO E ESTABILIDADE DE UMA ASA VOADORA RÁDIO CONTROLADA**. 2020. 73p. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeronáutica), Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, MG, 2020.

## **RESUMO**

Este trabalho consiste na modelagem e análise de desempenho e estabilidade de uma asa voadora rádio controlada. A aeronave foi projetada por um entusiasta do aeromodelismo com a finalidade de ser usada para monitoramento de áreas rurais destinadas à agricultura. O projeto em questão não seguiu os critérios da literatura clássica de projetos de aeronaves.

Desta forma, é feita uma avaliação do projeto com base nos conceitos clássicos de mecânica do voo e desempenho, levantando suas limitações e possíveis soluções visando a melhoria em seu desempenho. Para isso, uma análise aerodinâmica simplificada do modelo também é realizada.

A partir das análises, conclui-se que a aeronave não tem um projeto aerodinâmico de alto rendimento e peca nos requisitos de estabilidade, necessitando de cautela em sua operação. Além disso, não foram feitas análises de desempenho no projeto inicial, o que faz com que a aeronave não trabalhe com a condição mais otimizada, o que limita critérios de desempenho como autonomia e alcance, tornando-os menos otimizados.

*Palavras chave: Desempenho, estabilidade, mecânica do voo, asa voadora, aeromodelo.*

LEITE, J.P.M.; MOURA, L.H.F. **PERFORMANCE AND STABILITY ANALYSIS OF A RADIO-CONTROLLED FLYING WING**. 2020. 73p. Graduation Project (Graduation in Aeronautical Engineering), Federal University of Uberlândia, Uberlândia, MG, 2020.

## **ABSTRACT**

This work aims the performance and stability analysis of a radio-controlled flying wing. The aircraft was designed by an enthusiastic of scaled model aircraft, its goal was to be used for crop areas scanning. The mentioned project did not follow the classical aircraft design procedures from the literature.

In this context, an evaluation of the project is carried out based on the classic concepts for flight mechanics and aircraft performance, highlighting limitations and possible solutions, aiming to improve the general performance. In order to accomplish that, a simplified aerodynamic analysis of the model is proposed.

Once the analysis is complete, one can conclude that the studied aircraft is not aerodynamically optimized, and is far below the stability requirements, which claims for a cautious operation. Furthermore, since there were no preliminary aircraft performance analysis, the design resulted in a non-optimized operation condition for the aircraft. Therefore, performance criteria, such as endurance and range, were limited.

*Keywords: Performance, stability, flight dynamics, flying wing, scaled model aircraft.*

## Lista de Ilustrações

Figura 1 – Localização da corda média aerodinâmica e superfícies de comando. ....	4
Figura 2 – Representação da posição dos componentes embarcados no caso 1. ....	6
Figura 3 – Representação da posição dos componentes embarcados no caso 2. ....	6
Figura 4 – Divisão das seções da aeronave. ....	8
Figura 5 – Representação dos eixos terrestres. ....	10
Figura 6 – Representação dos eixos do corpo. ....	10
Figura 7 – Representação do ângulo beta. ....	12
Figura 8 – Eixos de estabilidade. ....	13
Figura 9 – Representação da força propulsiva. ....	19
Figura 10 – Posição dos centros aerodinâmico e de gravidade. ....	26
Figura 11 – Coeficiente de guinada pelo ângulo de derrapagem. ....	27
Figura 12 – Exemplo dos modos fugóide e período curto. ....	31
Figura 13 – Representação da resposta de uma asa voadora e uma aeronave na configuração convencional para um comando de profundor. ....	32
Figura 14 – Missão de voo típica de um VANT de monitoramento agrícola. ....	37
Figura 15 – Diagrama de forças em voo de cruzeiro. ....	38
Figura 16 – Diagrama de forças em voo de planeio (descida). ....	43
Figura 17 – Diagrama de forças na etapa de subida. ....	47
Figura 18 – Lugar das raízes longitudinais casos 1 (à esquerda) e 2 (à direita). ....	55
Figura 19 – Lugar das raízes latero-direcionais casos 1 (à esquerda) e 2 (à direita). ....	57
Figura 20 – Polar de Arrasto (Cruzeiro). ....	64
Figura 21 – Curva de Força Longitudinal - Caso 1. ....	65
Figura 22 – Curva de Força Longitudinal - Caso 2. ....	65
Figura 23 – Curva de Potência Longitudinal - Caso 1. ....	66
Figura 24 – Curva de Potência Longitudinal - Caso 2. ....	66
Figura 25 – Análise de Descida (Planeio) - Caso 1. ....	67
Figura 26 – Análise de descida - Caso 2. ....	67
Figura 27 – Análise de subida - Caso 1. ....	68
Figura 28 – Análise de subida - Caso 2. ....	68



## Lista de Tabelas

Tabela 1 – Dados de entrada.....	4
Tabela 2 – Componentes Embarcados.....	5
Tabela 3 – Propriedades de massa e inércia.....	7
Tabela 4 – Especificações das baterias.....	7
Tabela 5 – Derivadas das forças e momentos aerodinâmicos em relação às variáveis de estado e de controle no estado perturbado. ....	22
Tabela 6 – Adimensionalização das forças e momentos.....	23
Tabela 7 – Representação das derivadas de estabilidade. ....	24
Tabela 8 – Derivadas dimensionais longitudinais. ....	30
Tabela 9 – Derivadas dimensionais latero-direcionais. ....	34
Tabela 10 – Equacionamento das velocidades. ....	40
Tabela 11 – Derivadas de estabilidade longitudinais.....	53
Tabela 12 – Condição de trimagem. ....	54
Tabela 13 – Características dos modos longitudinais.....	55
Tabela 14 – Derivadas de estabilidade latero-direcionais. ....	56
Tabela 15 – Características dos modos latero-direcionais. ....	57
Tabela 16 – Dados da aeronave na condição de cruzeiro. ....	62
Tabela 17 – Dados de alcance e autonomia durante o cruzeiro. ....	62
Tabela 18 – Dados da aeronave na condição de máximo alcance e máxima autonomia (Descida). ....	63
Tabela 19 – Dados da aeronave na condição de máximo alcance e máxima autonomia (Subida). ....	63

# Sumário

<b>CAPÍTULO 1 – Introdução</b> .....	1
1.1. A aeronave “Abutre” .....	3
<b>CAPÍTULO 2 – Revisão Bibliográfica de Mecânica do Voo</b> .....	9
2.1. Sistema de eixos .....	9
2.1.1. Eixos terrestres .....	9
2.1.2. Eixos do corpo .....	10
2.1.3. Eixos do vento .....	11
2.1.4. Eixos de estabilidade .....	12
2.2. Equações do movimento .....	13
2.2.1. Equações do movimento no estado estacionário .....	16
2.2.2. Equações do movimento perturbadas .....	16
2.3. Forças e momentos .....	18
2.3.1. Forças e momentos aerodinâmicos .....	18
2.3.2. Forças e momentos propulsivos .....	19
2.4. Trimagem .....	20
2.5. Derivadas de estabilidade .....	21
2.6. Estabilidade estática .....	25
2.7. Estabilidade dinâmica .....	27
2.7.1. Estabilidade longitudinal .....	29
2.7.2. Latero-direcional .....	32
<b>CAPÍTULO 3 – Revisão Bibliográfica de Desempenho</b> .....	36
3.1. Missão típica .....	36
3.2. Formulação matemática das etapas de voo .....	38
3.2.1. Cruzeiro .....	38
3.2.1.1. Polar de arrasto .....	39
3.2.1.2. Velocidades .....	39
3.2.1.3. Alcance (range) e autonomia (endurance) .....	41
3.2.2. Descida .....	43
3.2.2.1. Alcance máximo .....	44
3.2.2.2. Autonomia máxima .....	45
3.2.3. Subida .....	46
<b>CAPÍTULO 4 – Metodologia</b> .....	50
4.1. Análises de estabilidade e desempenho .....	50
<b>CAPÍTULO 5 – Resultados e Discussões de Estabilidade</b> .....	52
5.1. Resultados - Longitudinal .....	52
5.2. Resultados - Latero-direcional .....	55

5.3. Discussão dos resultados .....	57
<b>CAPÍTULO 6 – Resultados e Discussões de Desempenho .....</b>	<b>61</b>
6.1. Resultados.....	61
6.2. Discussão dos resultados .....	69
<b>CAPÍTULO 7 – Conclusão.....</b>	<b>71</b>
7.1. Bibliografia.....	73

# CAPÍTULO 1

## INTRODUÇÃO

Os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs), também conhecidos como *drones*, são aeronaves que podem ser remotamente pilotadas ou operar de forma autônoma. Inicialmente foram concebidos para fins militares, ficando restritos a este tipo de aplicação por algumas décadas. Recentemente, com o avanço de tecnologias de GPS, câmeras digitais, placas para aquisição de dados, sensores, estes tipos de veículos têm sido mais utilizados para fins-não militares, como fotogrametria, sensoriamento remoto, agricultura e meio ambiente, vigilância, entre outros (Arfaoui, 2017).

Grandes empresas e centros de tecnologia têm investido em pesquisas para desenvolvimento e aprimoramento de VANTs. A exemplo disso, Jordan & Bailey (2007) discorrem sobre alguns projetos da agência americana NASA. Esta desenvolveu um Sistema Aéreo Não Tripulado (SANT) denominado *AirStar*. Este projeto consiste no conjunto de sistemas terrestres e embarcados e um VANT, cujo objetivo é facilitar testes e pesquisas neste campo de conhecimento. Um dos programas que utilizam do *AirStar*, chama-se “*NASA Aviation Safety Program (AvSP)*”, cujo objetivo é aumentar a segurança na operação de VANTs, focando no projeto, manufatura, manutenção e operação destas aeronaves.

Outro projeto de pesquisa relevante é o de Blaauw (2009), no qual é desenvolvido um sistema de controle para VANTs do tipo “*blended-wing-body*” pouco estáveis e com variação das características de estabilidade a partir da variação da posição do centro de massa. A metodologia é aplicada a duas aeronaves distintas, denominadas “*Sekwa*” e “*SU VSA*”, de modo que suas

características relativas à mecânica do voo são obtidas, analisadas, permitindo o desenvolvimento de Leis de Controle para cada aeronave.

Devido à facilidade de obtenção de materiais para construção de aeronaves de pequeno porte e a alta disponibilidade de sistemas de controle e de obtenção de dados com preços acessíveis, alguns *drones* são produzidos por praticantes de aeromodelismo.

Estes “hobistas” utilizam como base outras aeronaves já existentes, como por exemplo jatos comerciais ou outros *drones*, através de pesquisas e/ou conhecimento empírico adquirido pelo manuseio de outros drones. Assim foi projetada a aeronave denominada “Abutre” pela empresa Velbrax Agro, cuja finalidade é ser usada para monitoramento de atividades rurais como a agricultura, reflorestamento e pecuária. Assim, esta aeronave foi projetada sem seguir os métodos clássicos de projeto aeronáutico propostos por exemplo em: Roskam (2001), Sadraey (2013) ou Gudmundsson (2014). Sendo assim, este trabalho busca analisar a aeronave Abutre a partir de conceitos clássicos de desempenho e mecânica do voo.

Essa análise pode ser feita a partir da análise computacional de estabilidade considerando as equações do movimento perturbadas. Esta metodologia é uma maneira simples e eficiente de se inferir sobre características de estabilidade de uma aeronave (Etkin, 1996). A avaliação da estabilidade da aeronave é baseada em critérios e ainda há a possibilidade de se comparar os valores obtidos com o de outras aeronaves da mesma categoria encontradas na literatura. Esta avaliação é importante para conhecer o comportamento da aeronave em voo, podendo inferir sobre sua qualidade de voo, manobrabilidade, robustez frente a perturbações externas, além do diagrama de trimagem e a polar de arrasto trimada. Além disso, construído o modelo dinâmico, é possível projetar controladores para ajustar o comportamento do sistema à uma característica de voo desejada e viabilizar operações autônomas.

Por outro lado, a fim de otimizar parâmetros como tempo de voo, a carga paga da aeronave e definir as melhores condições para voo, é fundamental realizar a análise de desempenho. Essa análise é feita com base na missão típica da aeronave, ou seja, em qual trajeto ela vai percorrer, conhecendo a altitude, a velocidade e a distância que vai voar.

O desempenho em voo de cruzeiro é importante para definir qual a forma mais econômica e eficiente que aquela aeronave pode percorrer, a fim de minimizar o consumo de propelente e aumentar o alcance e autonomia da mesma. O alcance é a distância que a aeronave pode percorrer com determinada quantidade de combustível. Já a autonomia é o tempo que esse avião poderá manter-se em voo.

Logo, este trabalho tem por objetivo principal buscar identificar, a partir de análises de mecânica do voo e desempenho, possíveis falhas e melhorias de projeto a fim de aumentar a confiabilidade de aquisição de dados, segurança e manobrabilidade, bem como reduzir custos.

### **1.1. A aeronave “Abutre”**

Como introduzido anteriormente, a aeronave foco deste trabalho é denominada “Abutre”, ela consiste em um VANT do tipo “asa voadora” de propulsão elétrica em configuração “pusher”, de maneira que o conjunto motopropulsor se localize na parte traseira da aeronave em relação ao sentido de voo, como mostrado nas Figuras 14 e 15. Ela não possui trem de pouso, assim sua decolagem é catapultada e o pouso é feito em planeio.

Os dados geométricos, de massa – sem componentes embarcados – e de variáveis relativas à missão da aeronave estão dispostos na Tabela 1. Como fonte de informações para este trabalho foram usados um protótipo e um modelo CAD fornecidos pelo dono da aeronave.

A velocidade de cruzeiro e a altitude de operação são parâmetros estabelecidos pelo projetista e operador, adotados então como parâmetros da missão típica da aeronave. A altitude é adotada considerando um voo de cruzeiro a 200 metros acima do nível do solo considerando a cidade de Uberlândia-MG, que se situa a uma altitude de 887 metros.

Tabela 1 – Dados de entrada.

Dado geométrico	Representação	Valor
Envergadura	$b$	1,94400 [m]
Área da asa	$S$	0,73239 [m <sup>2</sup> ]
Corda média aerodinâmica	$\bar{c}$	0,55250 [m]
Altitude	$h$	1087 [m]
Velocidade de cruzeiro	$U_1$	20 [m/s]
Densidade do ar	$\rho$	1,10220 [kg/m <sup>3</sup> ]
Número de Mach	$Mach$	0,05950
Massa em vazio	$m_v$	1,22200 [kg]
Aceleração da gravidade	$g$	9,78522 [m/s <sup>2</sup> ]
Alongamento	$AR$	5,16000
Relação de afilamento	$\lambda$	1,00000
Fator de arrasto induzido	$\Delta$	0,04000
Fator de eficiência de envergadura	$e$	0,96150
Coefficiente de Oswald	$e_0$	0,72120
Constante de proporcionalidade	$K$	0,08550

A aeronave possui apenas um par de superfícies de comando denominadas “elevons”. A Figura 1 representa a localização da corda média aerodinâmica e dos “elevons” em uma vista superior da aeronave.

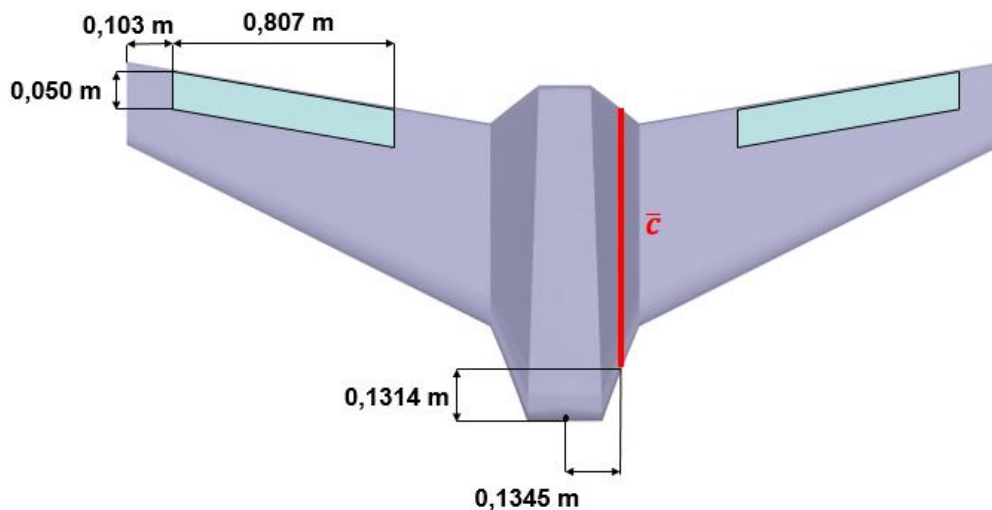


Figura 1 – Localização da corda média aerodinâmica e superfícies de comando.

Fonte: Autoria Própria.

Para os dados de massa e inércia, são utilizados dois casos distintos, denominados “caso 1” e “caso 2”. Eles são adotados variando os componentes embarcados e suas posições, assim são feitas análises de configurações que variam a massa e ao mesmo tempo o centro de gravidade da aeronave.

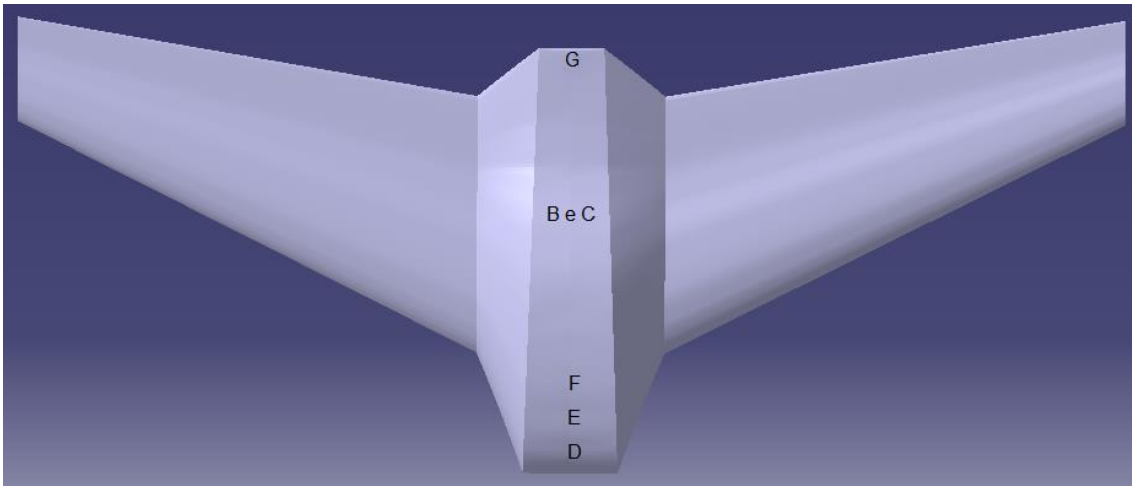
Os componentes embarcados foram definidos pelo operador da aeronave e são mostrados na Tabela 2. A letra de representação de cada um será utilizada nas figuras seguintes. Alguns componentes como a hélice e os servos não foram considerados por terem massa, dimensões e posição espacial desprezíveis.

**Tabela 2 – Componentes Embarcados.**

<b>Componente</b>	<b>Massa</b>	<b>Dimensão</b>	<b>Representação</b>
Bateria Turnigy -2200mAh 3S 25C Lipo	<b>188 [g]</b>	<b>105 x 33 x 24 [mm]</b>	A
Bateria Turnigy - 5000mAh 3S 20C Lipo	<b>360 [g]</b>	<b>143 x 51 x 23 [mm]</b>	B, C
Controladora Pixhawk 4	<b>16 [g]</b>	<b>44 x 84 x 12 [mm]</b>	D
Câmera Canon S110	<b>200 [g]</b>	<b>55,9 x 86,4 x 27,9 [mm]</b>	E
ESC 80A	<b>82 [g]</b>	<b>86 x 38 x 12 [mm]</b>	F
Motor GT3520	<b>220 [g]</b>	<b>46 x 44 x 44 [mm]</b>	G

No caso 1, a distribuição dos componentes está conforme a Figura 2. As baterias representadas por B e C são colocadas juntas, de maneira que seus centros de massa coincidam com o centro de massa dos demais componentes em conjunto com a estrutura da aeronave.

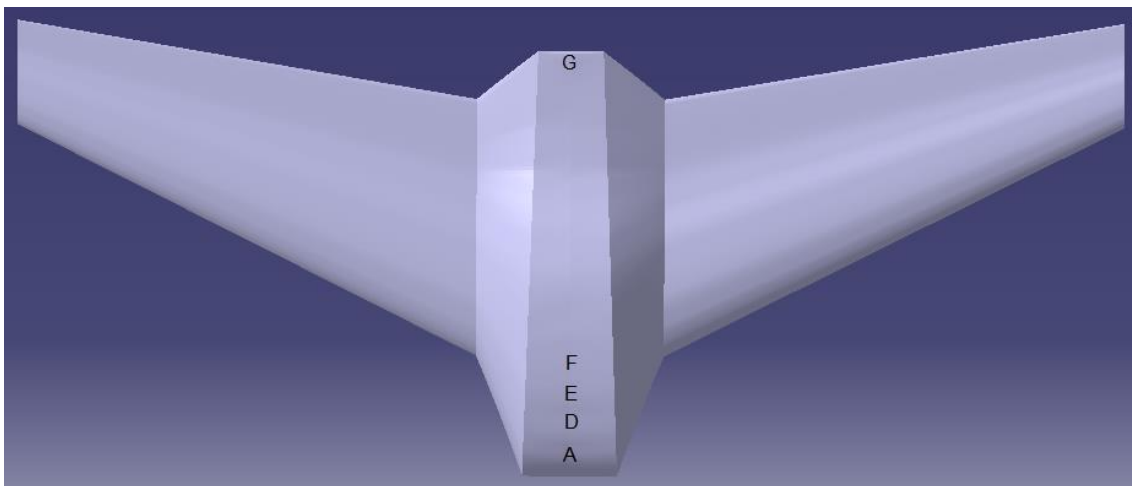




**Figura 2 – Representação da posição dos componentes embarcados no caso 1.**

Fonte: Autoria Própria.

No caso 2 a distribuição dos componentes está conforme a Figura 3.



**Figura 3 – Representação da posição dos componentes embarcados no caso 2.**

Fonte: Autoria Própria.

Desta maneira, as propriedades de massa e inércia são conforme descritas na Tabela 3. A posição do centro de gravidade é medida em relação a um sistema de eixos cuja origem é o bordo ataque, o eixo “x” contém a corda do perfil central da aeronave em sentido ao bordo de fuga e o eixo “z” aponta para baixo, no plano deste perfil.

**Tabela 3 – Propriedades de massa e inércia.**

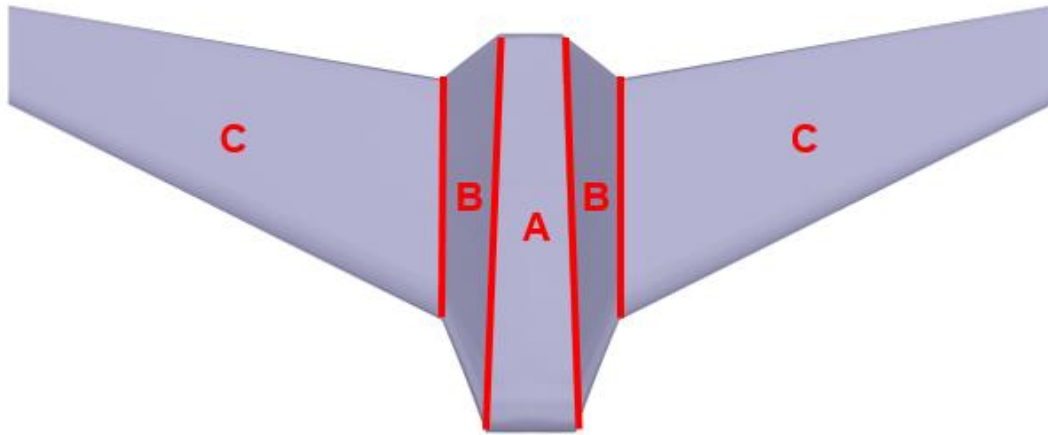
Propriedade	Representação	Caso 1	Caso 2
Massa total	$m$	2,46 [kg]	1,928000 [kg]
Localização do Centro de Gravidade [x; y; z]	$l_{CG}$	[0,418 ; 0 ; 0,014] [m]	[0,378; 0; 0,013] [m]
Momento de inércia "xx"	$I_{xx}$	0,176456 [kg*m <sup>2</sup> ]	0,176505 [kg*m <sup>2</sup> ]
Momento de inércia "yy"	$I_{yy}$	0,079225 [kg*m <sup>2</sup> ]	0,095033 [kg*m <sup>2</sup> ]
Momento de inércia "zz"	$I_{zz}$	0,252573 [kg*m <sup>2</sup> ]	0,268328 [kg*m <sup>2</sup> ]
Momento de inércia "xy"	$I_{xy}$	0,00000 [kg*m <sup>2</sup> ]	0,000000 [kg*m <sup>2</sup> ]
Momento de inércia "xz"	$I_{xz}$	0,004192 [kg*m <sup>2</sup> ]	0,004910 [kg*m <sup>2</sup> ]
Momento de inércia "yz"	$I_{yz}$	0,000000 [kg*m <sup>2</sup> ]	0,000000 [kg*m <sup>2</sup> ]

Além disso, devem ser analisadas as especificações de cada tipo de bateria. Essas características são expostas na Tabela 4.

**Tabela 4 – Especificações das baterias.**

Propriedade	Representação	Caso 1	Caso 2
Capacidade mínima	$C$	5000 [mAh]	2200 [mAh]
Descarga constante	$I_{cons}$	20 $C$	25 $C$
Massa total	$m_{bat}$	0,720 [Kg]	0,188 [Kg]
Número de células	$N_{cel}$	3 $S$	3 $S$
Parâmetro de descarga [LiPo]	$n$	1,300	1,300
Tempo de duração da carga	$Rt$	2 [h]	1 [h]
Tensão	$V$	11.100 [V]	11.100 [V]
Vazão de Pico	$I_{pico}$	35 [C]	35 [C]

O corpo da aeronave pode ser dividido em três seções, ao longo de sua envergadura, cada qual com perfis distintos entre si, como visto na Figura 4. Estes perfis foram criados pelo projetista da aeronave e não são catalogados. As seções A e C são constituídas cada qual por um único perfil, diferentes entre si. Já a seção B é formada pela interpolação gradual entre os perfis das seções A e C.



**Figura 4 – Divisão das seções da aeronave.**

Fonte: Autoria Própria.

# CAPÍTULO 2

## REVISÃO BIBLIOGRÁFICA DE MECÂNICA DO VOO

Nesta seção será abordado todo o embasamento teórico utilizado para as análises propostas relativas às análises de mecânica do voo.

### 2.1. Sistema de eixos

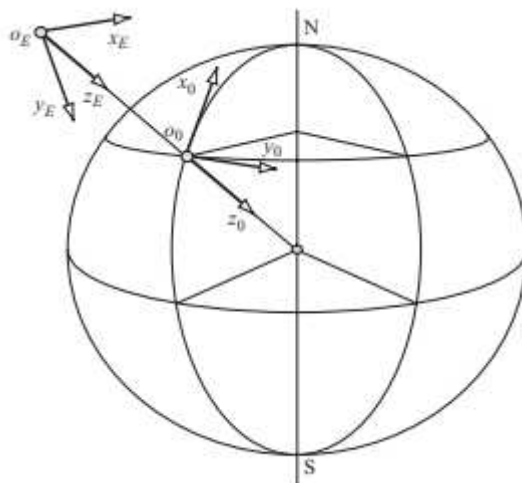
O princípio de toda análise e obtenção de dados passa necessariamente pela definição de uma fundação segura (Cook, 2007). Para este trabalho, esta “fundação segura” são os sistemas de eixos. Neles é possível construir os modelos que descrevem o movimento da aeronave. A relação cinemática entre os citados eixos é descrita em Cook (2007).

#### 2.1.1. Eixos terrestres

Como a aeronave é um corpo em movimento, é necessário um sistema de eixos a serem utilizados como referencial inercial.

Para tal são escolhidos os eixos terrestres, representados pelo sistema  $o_0x_0y_0z_0$  na Figura 55. Desconsidera-se o movimento de rotação da Terra, considerando-a como uma superfície plana e estática (Cook, 2007). Desta maneira, define-se um plano  $o_0x_0y_0$ , conforme Figura 5.

No referencial adotado, a direção  $z_0$  aponta para baixo de forma que a aceleração da gravidade  $\vec{g}$  seja positiva.

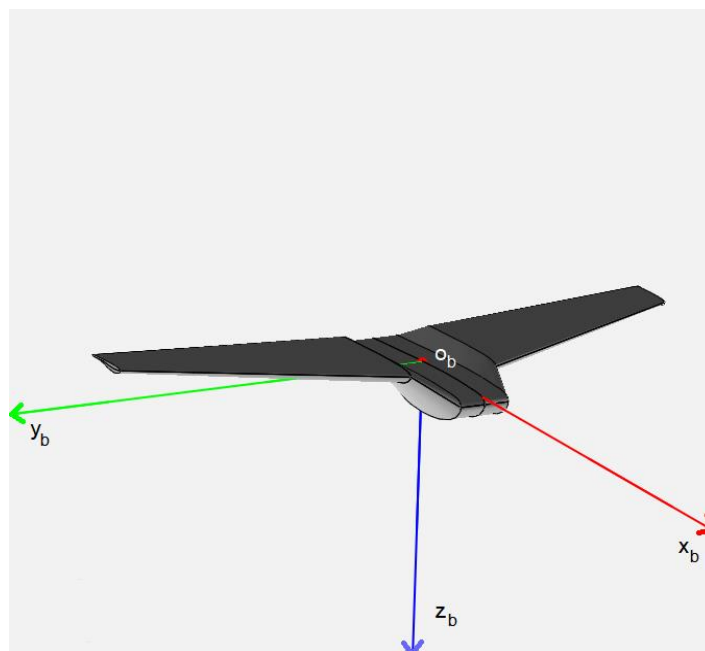


**Figura 5 – Representação dos eixos terrestres.**

Fonte: Cook (2007).

### 2.1.2. Eixos do corpo

Para as análises cinéticas e cinemáticas, a aeronave é considerada um corpo rígido cujo movimento no espaço é representado pelo movimento de seu centro de gravidade, levando em consideração o movimento de rotação em torno de seus eixos fixos. Estes eixos são definidos conforme mostrado na Figura 6, sendo o eixo  $x_b$  longitudinal, o eixo  $y_b$  lateral e o eixo  $z_b$  normal.



**Figura 6 – Representação dos eixos do corpo.**

Fonte: autoria própria.

É importante definir uma transformação do eixo do corpo  $o_b x_b y_b z_b$  para o eixo inercial  $o_0 x_0 y_0 z_0$ , para que assim seja possível descrever o movimento do corpo neste último. Para isto, usam-se os ângulos de Euler  $\Psi$ ,  $\theta$  e  $\Phi$ , como definido em Roskam (2001).

Pode-se mostrar que as componentes do vetor velocidade representadas no referencial do corpo –  $U, V, W$  – e no referencial inercial –  $U_1, V_1, W_1$  – são relacionadas.

$$\begin{pmatrix} U_1 \\ V_1 \\ W_1 \end{pmatrix} = R_\Psi * R_\theta * R_\Phi * \begin{pmatrix} U \\ V \\ W \end{pmatrix} \quad (2.1)$$

As matrizes de rotação  $R_\Psi$ ,  $R_\theta$  e  $R_\Phi$  são então definidas.

$$R_\Psi = \begin{pmatrix} \cos \Psi & -\sin \Psi & 0 \\ \sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.2a)$$

$$R_\theta = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \quad (2.2b)$$

$$R_\Phi = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \sin \Phi & \cos \Phi \end{pmatrix} \quad (2.2c)$$

### 2.1.3. Eixos do vento

Outro importante sistema a se considerar é o de eixos do vento. Este também compartilha do centro de gravidade da aeronave como sua origem, porém seu eixo x é alinhado com o vetor velocidade da aeronave e seu eixo z reside no plano de simetria do corpo (Peddle, 2008).

Define-se, assim, que o ângulo de derrapagem  $\beta$  corresponde ao ângulo formado entre a projeção do vetor velocidade  $\vec{V}$  no plano  $o_b x_b y_b$  e o eixo  $x_b$ . Sua orientação segue referencial mostrado na Figura 7.

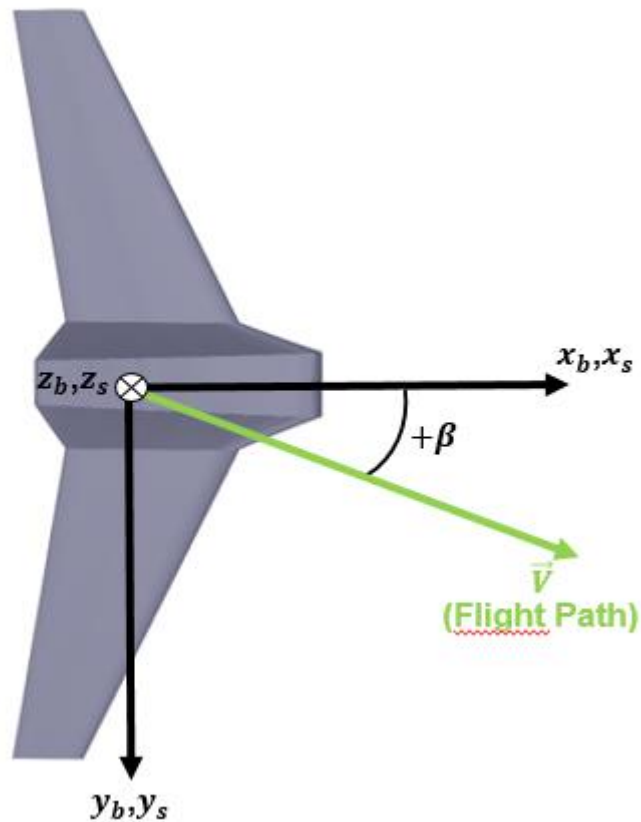
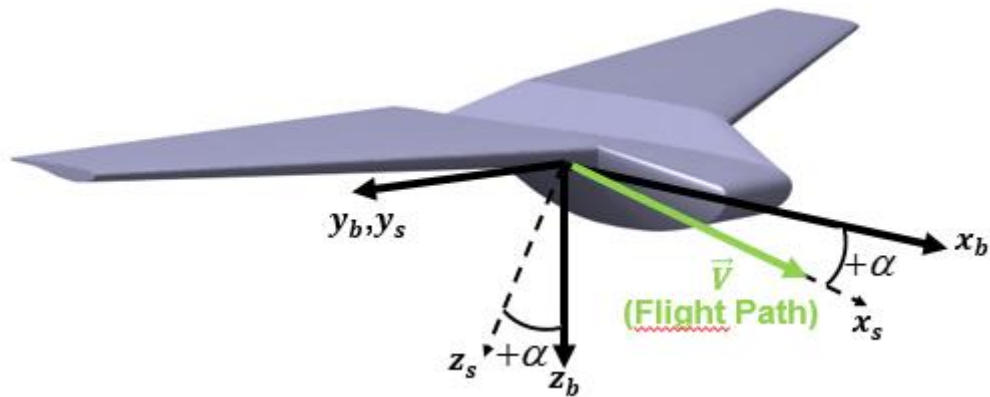


Figura 7 – Representação do ângulo beta.

Fonte: autoria própria.

#### 2.1.4. Eixos de estabilidade

Os eixos de estabilidade são uma variação dos eixos do vento. Assumindo-se que o ângulo de derrapagem da aeronave  $\beta$  é nulo (Blaauw, 2009), a condição fica como mostrado na Figura 8. Os eixos com o subscrito “s” indicam os eixos de estabilidade.



**Figura 8 – Eixos de estabilidade.**

Fonte: autoria própria.

Desta maneira, observa-se que o ângulo formado entre a projeção da velocidade  $\vec{V}$  no plano longitudinal e o eixo  $x_b$  é denominado ângulo de ataque  $\alpha$ , e tem orientação positiva conforme mostrado na Figura 8.

## 2.2. Equações do movimento

Toda a metodologia para a formulação para as equações do movimento de uma aeronave pode ser encontrada em Roskam (2001).

Para descrever o movimento da aeronave, considerando-a como um corpo rígido com seis graus de liberdade, e também sua reação quando sujeita a forças externas são desenvolvidas equações do movimento no referencial do corpo,

$$m(\dot{U} - VR + WQ) = F_{gx} + F_{Ax} + F_{Tx} \quad (2.3a)$$

$$m(\dot{V} + UR - WP) = F_{gy} + F_{Ay} + F_{Ty} \quad (2.3b)$$

$$m(\dot{W} - UQ + VP) = F_{gz} + F_{Az} + F_{Tz} \quad (2.3c)$$

$$I_{xx}\dot{P} - I_{xz}\dot{R} - I_{xz}PQ + (I_{zz} - I_{yy})RQ = L_A + L_T \quad (2.3d)$$



$$I_{yy}\dot{Q} + (I_{xx} - I_{zz})PR + I_{xz}(P^2 - R^2) = M_A + M_T \quad (2.3e)$$

$$I_{zz}\dot{R} - I_{xz}\dot{P} + (I_{yy} - I_{xx})PQ + I_{xz}QR = N_A + N_T . \quad (2.3f)$$

Nelas,  $m$  representa a massa do corpo,  $U, \dot{U}, V, \dot{V}, W$  e  $\dot{W}$  representam a velocidade linear e aceleração linear nos eixos  $x_b, y_b$  e  $z_b$ , respectivamente.  $P, \dot{P}, Q, \dot{Q}, R$  e  $\dot{R}$ , representam a velocidade angular e a aceleração angular nos eixos  $x_b, y_b$  e  $z_b$ , respectivamente.

Uma vez que a aeronave estudada é propelida por um motor elétrico alimentado por bateria, assim é razoável considerar que sua massa  $m$  e também a sua distribuição no corpo  $\rho$  são constantes no tempo.

Os produtos de inércia,  $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xy}, I_{xz}, I_{yz}$ , avaliam a dificuldade de rotação de um corpo em relação a um determinado sistema de eixos definido, no caso o sistema  $o_b x_b y_b z_b$ . Suas formulações encontram-se descritas na Equação 2.4, onde a densidade do corpo é representada por  $\rho_b$ .

$$I_{xx} = \int_V (y^2 + z^2) \rho_b dv \quad (2.4a)$$

$$I_{yy} = \int_V (x^2 + z^2) \rho_b dv \quad (2.4b)$$

$$I_{zz} = \int_V (x^2 + y^2) \rho_b dv \quad (2.4c)$$

$$I_{xy} = I_{yx} = \int_V xy \rho_b dv \quad (2.4d)$$

$$I_{xz} = I_{zx} = \int_V xz \rho_b dv \quad (2.4e)$$

$$I_{yz} = I_{zy} = \int_V yz \rho_b dv \quad (2.4f)$$

Para o caso específico da aeronave aqui analisada, o plano  $o_b x_b z_b$  é um plano de simetria, portanto por definição  $I_{xy} = I_{yz} = 0$ . O centro de inercia está na origem dos eixos do corpo, desta maneira o centro de massa coincide com o

centro de rotação do corpo rígido, de forma que os momentos de inércia são constantes em relação a este referencial.

$F_{Ax}, F_{Ay}, F_{Az}$  são as componentes das forças aerodinâmicas,  $L_A, M_A, N_A$  são as dos momentos aerodinâmicos,  $F_{Tx}, F_{Ty}, F_{Tz}$  são as das forças propulsivas,  $L_T, M_T, N_T$  são as dos momentos propulsivos e  $F_{gx}, F_{gy}, F_{gz}$  são as da força gravitacional, cada uma atuando no corpo nos eixos  $x_b, y_b$  e  $z_b$ , respectivamente.

Levando-se em consideração as matrizes de rotação descritas na Equação 2.2, as componentes da força gravitacional no eixo do corpo podem ser escritas como na Equação 2.5, na qual  $g$  representa a aceleração da gravitacional.

$$F_{gx} = -mg \sin \theta \quad (2.5a)$$

$$F_{gy} = mg \sin \Phi \cos \theta \quad (2.5b)$$

$$F_{gz} = mg \cos \Phi \cos \theta \quad (2.5c)$$

Também se definem as equações cinemáticas, que permanecem iguais no estado geral e no estado estacionário. Elas são descritas na Equação 2.6 e relacionam a rotação do corpo em relação ao referencial não inercial dada por  $P$  e  $R$  e a taxa de variação dos ângulos de Euler.

$$P = \dot{\Phi} - \dot{\Psi} \sin \theta \quad (2.6a)$$

$$Q = \dot{\theta} \cos \Phi + \dot{\Psi} \cos \theta \sin \Phi \quad (2.6b)$$

$$R = \dot{\Psi} \cos \theta \cos \Phi - \dot{\theta} \sin \Phi \quad (2.6c)$$

O conjunto das Equações 2.3 e 2.6 é denominado de Equações Gerais do Movimento. Contudo, conforme é possível perceber, elas são não lineares e acopladas, o que dificulta a análise de estabilidade e o possível projeto de controladores para ajuste da qualidade de voo, por isso faz-se necessário linearizá-las.

### 2.2.1. Equações do movimento no estado estacionário

O estado estacionário ou de equilíbrio é definido como aquele no qual todas as variáveis de movimento permanecem constantes no tempo com relação ao sistema de eixos fixo do corpo (Roskam, 2001). Nesta condição, assume-se que o somatório de forças e momentos externos são nulos. Desta maneira, as variáveis de movimento no estado estacionário passam a ser representadas pela letra maiúscula correspondente à variável em questão acrescida do subscrito 1.

Aplicando estas definições à Equação 3, obtém-se a Equação 2.7.

$$m(-V_1 R_1 + W_1 Q_1) = -mg \operatorname{sen} \theta_1 + F_{Ax_1} + F_{Tx_1} \quad (2.7a)$$

$$m(U_1 R_1 - W_1 P_1) = mg \operatorname{sen} \phi_1 \cos \theta_1 + F_{Ay_1} + F_{Ty_1} \quad (2.7b)$$

$$m(-U_1 Q_1 + V_1 P_1) = mg \cos \phi_1 \cos \theta_1 + F_{Az_1} + F_{Tz_1} \quad (2.7c)$$

$$-I_{xz} P_1 Q_1 + (I_{zz} - I_{yy}) R_1 Q_1 = L_{A_1} + L_{T_1} \quad (2.7d)$$

$$(I_{xx} - I_{zz}) P_1 R_1 + I_{xz} (P_1^2 - R_1^2) = M_{A_1} + M_{T_1} \quad (2.7e)$$

$$(I_{yy} - I_{xx}) P_1 Q_1 + I_{xz} Q_1 R_1 = N_{A_1} + N_{T_1} \quad (2.7f)$$

### 2.2.2. Equações do movimento perturbadas

O estado perturbado é definido como aquele no qual todas as variáveis de movimento são definidas em relação a um estado estacionário conhecido (Roskam, 2001).

Define-se então que o estado perturbado das equações de movimento se dá a partir da inserção das variáveis perturbadas, e que uma variável em sua condição perturbada consiste na soma de sua magnitude na condição estacionária com sua magnitude no estado perturbado – definida pela letra minúscula correspondente. A Equação 2.8 generaliza essa definição para as variáveis de movimento  $U, V, W, P, Q, R, \Psi, \theta$  e  $\Phi$ ,

$$H = H_1 + h \quad (2.8)$$

onde  $H$  representa uma variável qualquer,  $H_1$  representa sua magnitude na condição estacionária e  $h$  a magnitude do estado perturbado.

Considerando que se quer avaliar as variáveis de movimento com relação a um estado estacionário, de voo reto nivelado, com pequenas magnitudes para os ângulos de Euler e aplicando-se a Teoria da Pequenas Perturbações, é possível demonstrar que as equações que descrevem o movimento da aeronave são conforme Equação 2.9.

$$m(\dot{u} + W_1 q) = -mg\theta \cos \theta_1 + f_{Ax} + f_{Tx} \quad (2.9a)$$

$$m(\dot{v} + U_1 r - W_1 p) = mg\phi \cos \theta_1 + f_{Ay} + f_{Ty} \quad (2.9b)$$

$$m(\dot{w} - U_1 q) = -mg\theta \sin \theta_1 + f_{Az} + f_{Tz} \quad (2.9c)$$

$$I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} = l_A + l_T \quad (2.9d)$$

$$I_{yy}\dot{q} = m_A + m_T \quad (2.9e)$$

$$I_{zz}\dot{r} - I_{xz}\dot{p} = n_A + n_T \quad (2.9f)$$

$$P = \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta_1 \quad (2.9g)$$

$$q = \dot{\theta} \quad (2.9h)$$

$$r = \dot{\psi} \cos \theta_1 \quad (2.9i)$$

Pode-se observar que o conjunto de Equações 2.9 é linear e que os movimentos longitudinais, representados nas Equações 2.9a, 2.9c, 2.9e e 2.9h, podem ser considerados desacoplados dos movimentos latero-direcionais, Equações 2.9b, 2.9d e 2.9f, 2.9g e 2.9i.

### 2.3. Forças e momentos

Os eixos de estabilidade são eixos fixos ao corpo, de maneira que as equações do movimento previamente desenvolvidas – Equação 2.9 – podem ser aplicadas diretamente a esse sistema de eixos (Roskam, 2001). Assim, as forças, momentos e análises seguintes serão avaliadas nos eixos de estabilidade.

Com isso, os momentos de inércia devem ser ajustados conforme a rotação do eixo de estabilidade em relação ao eixo fixo do corpo. Os momentos de inércia podem então ser transformados pela Equação 2.10, mostrada em Roskam (2001), nela os subscritos “STAB” e “BCS” significam, respectivamente, no eixo de estabilidade e no eixo fixo do corpo.

$$\begin{Bmatrix} I_{xx} \\ I_{zz} \\ I_{xz} \end{Bmatrix}_{STAB} = \begin{bmatrix} \cos^2 \alpha_1 & \sin^2 \alpha_1 & -\sin 2\alpha_1 \\ \sin^2 \alpha_1 & \cos^2 \alpha_1 & \sin 2\alpha_1 \\ \frac{1}{2} \sin 2\alpha_1 & -\frac{1}{2} \sin 2\alpha_1 & \cos 2\alpha_1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} I_{xx} \\ I_{zz} \\ I_{xz} \end{Bmatrix}_{BCS} \quad (2.10)$$

#### 2.3.1. Forças e momentos aerodinâmicos

As forças e momentos aerodinâmicos são resultado da interação do ar com o corpo nele imerso e são devidas principalmente à distribuição de pressão e à tensão de cisalhamento ao longo da superfície do corpo (Anderson, 2011).

As forças e momentos aerodinâmicos longitudinais são representados na Equação 2.11.

$$\begin{Bmatrix} F_{Ax} \\ F_{Az} \\ M_A \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -D \\ -L \\ M_A \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -\frac{1}{2} \rho U^2 S C_D \\ -\frac{1}{2} \rho U^2 S C_L \\ \frac{1}{2} \rho U^2 S C_m \bar{c} \end{Bmatrix} \quad (2.11)$$

Nela,  $D$  representa a força de arrasto,  $L$  a força de sustentação,  $M_A$  o momento aerodinâmico em  $y_b$ ,  $\rho$  representa a densidade do ar,  $\bar{c}$  a corda média aerodinâmica da asa,  $S$  a área em planta da asa,  $C_D$  o coeficiente de arrasto,  $C_L$  o coeficiente de sustentação,  $C_m$  o coeficiente de momento aerodinâmico em  $y_b$ .

As forças  $F_{Ax}$  e  $F_{Az}$  são diretamente relacionadas ao arrasto  $D$  e sustentação  $L$ , respectivamente, por serem definidas e obtidas nos eixos de estabilidade.

A força e os momentos aerodinâmicos latero-direcionais são representados na Equação 2.12.

$$\begin{Bmatrix} L_A \\ F_{Ay} \\ N_A \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -\frac{1}{2}\rho U^2 C_l S b \\ -\frac{1}{2}\rho U^2 S C_y \\ \frac{1}{2}\rho U^2 C_n S b \end{Bmatrix} \quad (2.12)$$

Nela,  $b$  representa a envergadura da asa,  $C_l$  o coeficiente de momento de rolagem em  $x_b$ ,  $C_y$  o coeficiente de força aerodinâmica em  $y_b$ ,  $C_n$  o coeficiente de momento de guinada em  $z_b$ .

### 2.3.2. Forças e momentos propulsivos

As forças e momentos propulsivos são uma consequência da força de empuxo gerada pelo conjunto motopropulsor instalado na aeronave e são contabilizados nas equações de movimento, definidas pela Equação 2.9.

Para a aeronave estudada, a linha de ação da força de propulsão  $T$  é coincidente com o eixo  $x_b$ , de maneira que o ângulo e a distância entre esta linha de ação e o centro de gravidade (CG) são  $\phi_T = 0$  e  $d_T = 0$ , respectivamente, tal como representado na Figura 9.



Figura 9 – Representação da força propulsiva.

Fonte: autoria própria.

Desta maneira, a Equação 2.13 apresenta as forças e momentos propulsivos longitudinais.

$$\begin{cases} F_{Tx} \\ F_{Tz} \\ M_T \end{cases} = \begin{cases} T \cos(\alpha) \\ -T \sin(\alpha) \\ 0 \end{cases} \quad (2.13)$$

Constata-se que a aeronave é propelida por apenas um grupo motopropulsor e a linha de ação de  $T$  pertence ao plano  $o_b x_b z_b$ . Adicionalmente, não se considera o efeito do torque do motor, de maneira que as forças e momentos propulsivos latero-direcionais são desconsiderados.

## 2.4. Trimagem

O estado estacionário considerado pode ser chamado também de condição trimada da aeronave.

A aeronave analisada é do tipo “asa voadora”, desta maneira, possui apenas uma superfície de comando denominada “elevon” que pode ter uma deflexão simétrica ou assimétrica dependendo do comando do piloto.

Para o plano longitudinal,  $\sum M_y = 0$ ,  $\sum F_x = 0$  e  $\sum F_z = 0$ . Na condição analisada  $D = T$  para que a velocidade seja constante, assim o sistema de equações restante pode ser colocado na forma matricial conforme Equação 2.14, representada de maneira generalizada em Roskam (2001).

$$\begin{bmatrix} C_{L\alpha} & C_{L\delta e} \\ C_{M\alpha} & C_{M\delta e} \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} \alpha \\ \delta e \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{mg}{qS} - C_{L0} \\ -C_{M0} \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

Esta equação é possível e determinada, portanto, o estado trimado possui um único par de ângulo de ataque  $\alpha$  e de deflexão de profundor  $\delta e$ , que soluciona a equação e deixa a aeronave em condição de equilíbrio no plano longitudinal.

Considera-se que a aeronave é simétrica geometricamente e quanto à distribuição de massa, ambos com relação ao plano  $o_b x_b z_b$ . Ainda, por ser do tipo “asa voadora”, não possui empenagem vertical. Desta maneira, enquanto não houver deflexão assimétrica das superfícies de comando, ela é considerada trimada latero-direcionalmente.

## 2.5. Derivadas de estabilidade

As forças e momentos aerodinâmicos representados na Equação 2.9 podem ter sua grandeza avaliada de duas maneiras: experimentalmente ou numericamente.

Para avaliar experimentalmente é necessário a coleta de dados que possibilitem, após seu tratamento, chegar ao valor de cada variável. Isso pode ser feito tanto com testes em voo com a aeronave instrumentada ou então em ensaios representativos em túnel de vento. Por exemplo, Sant'ana (2019) apresenta uma metodologia de estimativa das derivadas de estabilidade a partir de dados coletados em voo utilizando redes neurais, tal metodologia é aplicada em um aeromodelo. Como este trabalho visa avaliar um protótipo de aeronave e a intenção é fazer uma análise para futura produção, esta alternativa é descartada.

Por outro lado, para avaliar numericamente a grandeza das forças e momentos, é utilizada expansão em série de Taylor, relacionando com as variáveis de estado –  $U, V, W, P, Q, R, \alpha$  e  $\beta$  – e também com as variáveis de controle – comando de aileron  $\delta_a$ , comando de profundor  $\delta_e$ . Como a aeronave estudada é uma asa voadora e tem apenas um par de superfícies de comando, denominados elevons, para montar as equações do movimento no espaço de estados, desconsidera-se as variáveis relativas ao comando de leme e de flap. A Equação 2.15 representa de maneira genérica a expansão em série de Taylor de uma força ou momento.

$$H = H_0 + H_{\delta_1} * \delta_1 + H_{\delta_2} * \delta_2 + H_{\delta_3} * \delta_3 + \dots + H_{\delta_n} * \delta_n \quad (2.15)$$

Nela,  $H$  representa uma força ou momento qualquer,  $\delta_1$  representa a variação de uma variável de estado ou variável de controle qualquer e  $H_{\delta_1}$  representa a derivada de  $H$  em relação à variável de estado ou variável de controle 1 e é chamada de derivada dimensional, ou Jacobiano, como na Equação 2.16.

$$H_{\delta_n} = \frac{dH}{d\delta_n} \quad (2.16)$$



Os sentidos de rotação adotados para a superfície de controle na função de profundor é positiva para sua deflexão para baixo e para a função de aileron é positiva quando o lado direito é defletido para cima, conforme Roskam (2001).

As forças e momentos aerodinâmicos e suas respectivas derivadas em relação às variáveis de estado e de comando são representadas na Tabela 5. Os espaços deixados em branco indicam que a variável não tem efeito para uma aproximação de primeira ordem.

**Tabela 5 – Derivadas das forças e momentos aerodinâmicos em relação às variáveis de estado e de controle no estado perturbado.**

Var.	Variáveis diretas						Variáveis derivadas				Variáveis de Controle	
	$u$	$v$	$w$	$p$	$q$	$r$	$\beta$	$\alpha$	$\dot{\beta}$	$\dot{\alpha}$	$\delta a$	$\delta e$
$F_{Ax}$	$\frac{\partial F_{Ax}}{\partial u}$		$\frac{\partial F_{Ax}}{\partial w}$		$\frac{\partial F_{Ax}}{\partial q}$			$\frac{\partial F_{Ax}}{\partial \alpha}$		$\frac{\partial F_{Ax}}{\partial \dot{\alpha}}$		$\frac{\partial F_{Ax}}{\partial \delta e}$
$F_{Ay}$		$\frac{\partial F_{Ay}}{\partial v}$		$\frac{\partial F_{Ay}}{\partial p}$		$\frac{\partial F_{Ay}}{\partial r}$	$\frac{\partial F_{Ay}}{\partial \beta}$		$\frac{\partial F_{Ay}}{\partial \dot{\beta}}$		$\frac{\partial F_{Ay}}{\partial \delta a}$	
$F_{Az}$	$\frac{\partial F_{Az}}{\partial u}$		$\frac{\partial F_{Az}}{\partial w}$		$\frac{\partial F_{Az}}{\partial q}$			$\frac{\partial F_{Az}}{\partial \alpha}$		$\frac{\partial F_{Az}}{\partial \dot{\alpha}}$		$\frac{\partial F_{Az}}{\partial \delta e}$
$L_A$		$\frac{\partial L_A}{\partial v}$		$\frac{\partial L_A}{\partial p}$		$\frac{\partial L_A}{\partial r}$	$\frac{\partial L_A}{\partial \beta}$		$\frac{\partial L_A}{\partial \dot{\beta}}$		$\frac{\partial L_A}{\partial \delta a}$	
$M_A$	$\frac{\partial M_A}{\partial u}$		$\frac{\partial M_A}{\partial w}$		$\frac{\partial M_A}{\partial q}$			$\frac{\partial M_A}{\partial \alpha}$		$\frac{\partial M_A}{\partial \dot{\alpha}}$		$\frac{\partial M_A}{\partial \delta e}$
$N_A$		$\frac{\partial N_A}{\partial v}$		$\frac{\partial N_A}{\partial p}$		$\frac{\partial N_A}{\partial r}$	$\frac{\partial N_A}{\partial \beta}$		$\frac{\partial N_A}{\partial \dot{\beta}}$		$\frac{\partial N_A}{\partial \delta a}$	

Estas forças e momentos são adimensionalizados, obtendo coeficientes correspondentes, como mostra a Tabela 6. As forças e momentos propulsivos latero-direcionais não foram considerados por não serem relevantes para a análise deste trabalho, conforme exposto anteriormente.

**Tabela 6 – Adimensionalização das forças e momentos.**

<b>Variável</b>	<b>Fator de adimensionalização</b>	<b>Coefficiente correspondente</b>
$F_{Ax} = -D$	$\rho U_1^2 S$	$C_{Ax} = -C_D$
$F_{Ay}$	$\rho U_1^2 S$	$C_y$
$F_{Az} = -L$	$\rho U_1^2 S$	$C_{Az} = -C_L$
$L_A$	$\rho U_1^2 S b$	$C_l$
$M_A$	$\rho U_1^2 S \bar{c}$	$C_m$
$N_A$	$\rho U_1^2 S b$	$C_n$
$F_{Tx}$	$\rho U_1^2 S$	$C_{Tx}$
$F_{Tz}$	$\rho U_1^2 S$	$C_{Tz}$
$M_T$	$\rho U_1^2 S \bar{c}$	$C_{m_T}$

De maneira similar ao procedimento realizado com as forças, os coeficientes são derivados com relação às variáveis de estado, resultando então nas chamadas derivadas de estabilidade. Estas são representadas na Tabela 7.

As derivadas de estabilidade são variáveis que possibilitam a análise de maneira fácil e rápida do comportamento do corpo, uma vez que cada uma delas, de maneira geral, quantifica a “sensibilidade” das forças e momentos atuantes no corpo para cada uma das variáveis de estado pertinentes. Outro fato de grande importância é que elas servem de parâmetro comparativo entre aeronaves.

Desta forma, caso sejam conhecidas suas derivadas, pode-se usá-las como base de comparação para aeronaves similares e inferir sobre os parâmetros de qualidade de voo e estabilidade.

**Tabela 7 – Representação das derivadas de estabilidade.**

	Variáveis diretas						Variáveis derivadas				Variáveis de Controle	
Var.	$u$	$v$	$w$	$p$	$q$	$r$	$\beta$	$\alpha$	$\dot{\beta}$	$\dot{\alpha}$	$\delta a$	$\delta e$
$C_D$	$C_{Du}$		$C_{Dw}$		$C_{Dq}$			$C_{D\alpha}$		$C_{D\dot{\alpha}}$		$C_{D\delta e}$
$C_y$		$C_{yv}$		$C_{yp}$		$C_{yr}$	$C_{y\beta}$		$C_{y\dot{\beta}}$		$C_{y\delta a}$	
$C_L$	$C_{Lu}$		$C_{Lw}$		$C_{Lq}$			$C_{L\alpha}$		$C_{L\dot{\alpha}}$		$C_{L\delta e}$
$C_l$		$C_{lv}$		$C_{lp}$		$C_{lr}$	$C_{l\beta}$		$C_{l\dot{\beta}}$		$C_{l\delta a}$	
$C_m$	$C_{mu}$		$C_{mw}$		$C_{mq}$			$C_{m\alpha}$		$C_{m\dot{\alpha}}$		$C_{m\delta e}$
$C_n$		$C_{nv}$		$C_{np}$		$C_{nr}$	$C_{n\beta}$		$C_{n\dot{\beta}}$		$C_{n\delta a}$	
$C_{T_x}$	$C_{T_xu}$		$C_{T_xw}$		$C_{T_xq}$			$C_{T_x\alpha}$		$C_{T_x\dot{\alpha}}$		$C_{T_x\delta e}$
$C_{T_z}$	$C_{T_zu}$		$C_{T_zw}$		$C_{T_zq}$			$C_{T_z\alpha}$		$C_{T_z\dot{\alpha}}$		$C_{T_z\delta e}$
$C_{m_T}$	$C_{m_Tu}$		$C_{m_Tw}$		$C_{m_Tq}$			$C_{m_T\alpha}$		$C_{m_T\dot{\alpha}}$		$C_{m_T\delta e}$

Após as devidas substituições e manipulações matemáticas, é possível chegar nas Equações 2.17 e 2.18. Elas representam as formas matriciais para forças e momentos aerodinâmicos longitudinais e latero-direcionais perturbados, respectivamente.

$$\begin{Bmatrix} \frac{F_{Ax}}{qS} \\ \frac{F_{Az}}{qS} \\ \frac{M_A}{qS\bar{c}} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} -(C_{Du} + 2C_L) & (-C_{D\alpha} + C_L) & -C_{D\dot{\alpha}} & -C_{Dq} & -C_{D\delta e} \\ -(C_{Lu} + 2C_L) & -(C_{L\alpha} + C_D) & -C_{L\dot{\alpha}} & -C_{Lq} & -C_{L\delta e} \\ (C_{mu} + 2C_m) & C_{m\alpha} & C_{m\dot{\alpha}} & C_{mq} & C_{m\delta e} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{u}{U_1} \\ \alpha \\ \dot{\alpha} \\ \frac{q\bar{c}}{2U_1} \\ \delta e \end{Bmatrix} \quad (2.17)$$

$$\begin{Bmatrix} \frac{F_{Ay}}{qS} \\ \frac{L_A}{qSb} \\ \frac{N_A}{qSb} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{y\beta} & C_{y\dot{\beta}} & C_{yp} & C_{yr} & C_{y\delta a} & C_{y\delta r} \\ C_{l\beta} & C_{l\dot{\beta}} & C_{lp} & C_{lr} & C_{l\delta a} & C_{l\delta r} \\ C_{n\beta} & C_{n\dot{\beta}} & C_{np} & C_{nr} & C_{n\delta a} & C_{n\delta r} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta \\ \dot{\beta} \\ \frac{pb}{2U_1} \\ \frac{rb}{2U_1} \\ \delta a \\ \delta r \end{Bmatrix} \quad (2.18)$$

De maneira similar, a Equação 2.19 representa a forma matricial para forças e momentos propulsivos longitudinais perturbados. Os latero-direcionais são desprezados, por terem magnitude irrelevante.

$$\begin{Bmatrix} \frac{F_{Tx}}{qS} \\ \frac{F_{Tz}}{qS} \\ \frac{M_T}{qS\bar{c}} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} (C_{T_{xu}} + 2C_{T_{x1}}) & 0 \\ 0 & 0 \\ (C_{m_{Tu}} + 2C_{m_{T1}}) & C_{m_{T\alpha}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{u}{U_1} \\ \alpha \end{Bmatrix} \quad (2.19)$$

## 2.6. Estabilidade estática

A estabilidade estática é a tendência inicial do veículo de retornar ao estado de equilíbrio depois de uma perturbação (Nelson, 1989).

Desta maneira, considera-se que o estado de equilíbrio seja um voo reto, nivelado, com velocidade constante. Se o sistema analisado é estaticamente estável, qualquer perturbação em uma variável de estado deverá gerar uma força restauradora, de modo que o sistema retorne à condição de equilíbrio.

Considerando a Equação 2.14, com as superfícies de controle sem deflexão, tem-se que as duas variáveis que descrevem o coeficiente de momento no plano longitudinal são  $C_{m_0}$  e  $C_{m_\alpha}$ , portanto é pertinente analisá-las para avaliar a estabilidade.

Como demonstrado em Nelson (1989), e considerando as derivadas longitudinais acima apresentadas, uma das condições para que a aeronave seja estaticamente estável é a de que  $C_{m_\alpha} < 0$ .

A Equação 2.20 relaciona os coeficientes  $C_{L_\alpha}$  e  $C_{m_\alpha}$  e introduz um importante conceito de margem estática, representada na Equação 2.21.

$$C_{m_\alpha} = -C_{L_\alpha}(h_n - h) \quad (2.20)$$

$$K_n = (h_n - h) \quad (2.21)$$

Nelas,  $K_n$  representa a margem estática,  $h_n$  o coeficiente que indica a localização do ponto neutro e  $h$  o coeficiente que indica a localização do centro de gravidade. Estes últimos com relação à corda média aerodinâmica, como mostrado na Figura 10.

Para que a condição de  $C_{m_\alpha} < 0$  seja satisfeita, a margem estática deve ser positiva, ou seja,  $K_n > 0$ . Desta forma, conclui-se que o centro aerodinâmico da aeronave deve estar mais próximo do bico da aeronave do que o CG.

Para o caso da aeronave analisada neste trabalho, uma “asa voadora”,  $h_n = h_{AC_w}$ , onde  $h_{AC_w}$  é o coeficiente que indica a localização do centro aerodinâmico, também com relação à corda média aerodinâmica. A Figura 10 indica, no plano de simetria longitudinal, os coeficientes citados.

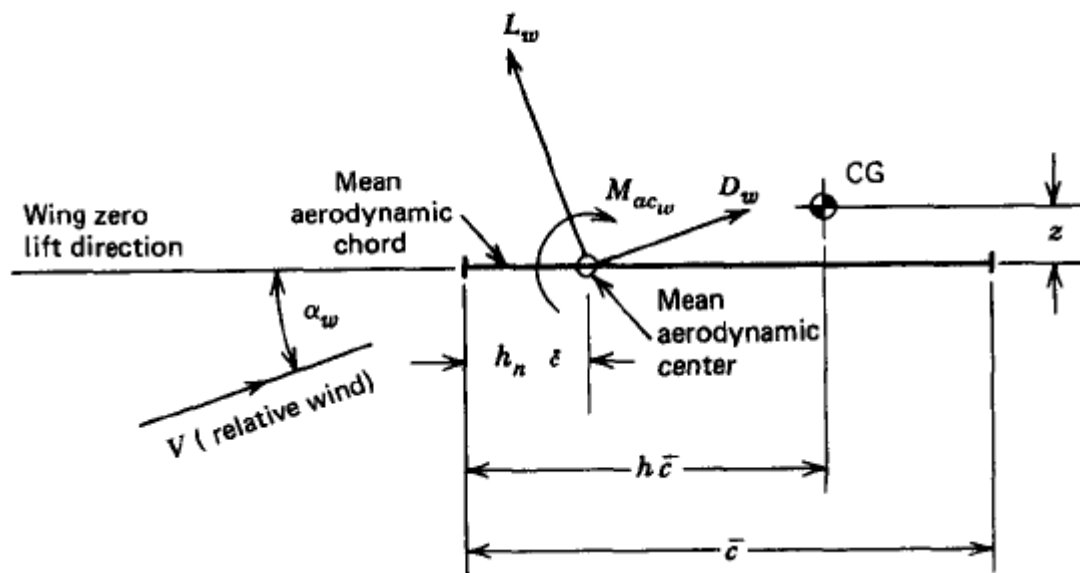


Figura 10 – Posição dos centros aerodinâmico e de gravidade.

Fonte: Adaptado de Nelson (1989).

Em Etkin (1996) é dito que para asas voadoras, considerando que ela possua  $C_{m_\alpha} < 0$ , somente o cambro negativo satisfaz as condições para o voo estável e balanceado. Isso se dá pelo fato de que, ao ser negativo, ele proporciona um valor de  $C_{m_0} > 0$ , condição que favorece o balanço de momentos descrito na Equação 2.14. Contudo, algumas características negativas são observadas, como: características dinâmicas geralmente desfavoráveis; pequena possibilidade de variação da posição do CG; baixo coeficiente de

sustentação máximo  $C_{L_{max}}$  e alto coeficiente de arrasto  $C_D$  relativos a outros perfis de cambro positivo. Por isso em algumas aplicações é preferível utilizar perfis de cambro positivo e o fazer o balanço de momentos com a deflexão da superfície de comando. Outra possibilidade para utilizar o cambro positivo é ter a asa com enflexamento positivo, ou seja, para “trás” considerando o sentido de voo, com ângulo de torção na ponta, de maneira que para sustentação total nula, tenha-se um coeficiente de momento  $C_{m_0} > 0$ .

Para a análise latero-direcional, a Figura 11 representa dois casos típicos do gráfico de coeficiente de guinada  $C_n$  pelo ângulo de derrapagem  $\beta$ . De forma similar ao caso do coeficiente de momento de arfagem, em caso de um ângulo de derrapagem positivo, um momento restaurador para zerar o ângulo de derrapagem deve ser originado, portanto é desejável que  $C_{n\beta} > 0$ .

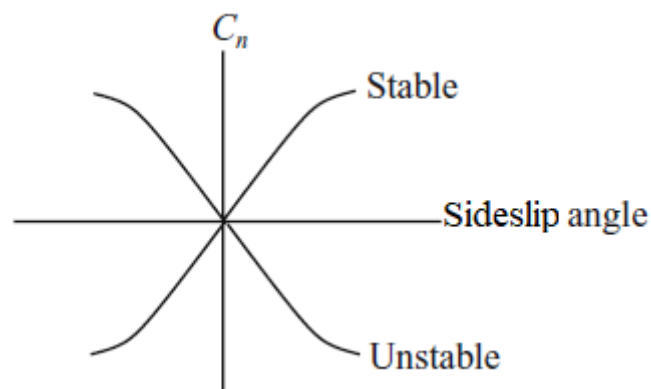


Figura 11 – Coeficiente de guinada pelo ângulo de derrapagem.

Fonte: Adaptado de Fahlstrom e Gleason (2012).

## 2.7. Estabilidade dinâmica

A estabilidade dinâmica, similarmente ao critério de estabilidade estática, avalia a tendência de um corpo, após receber uma perturbação, a retornar à uma condição de equilíbrio. Contudo diferentemente da análise estática, preocupa-se com a resposta temporal das variáveis de movimento.

Desta maneira, as equações do corpo rígido desenvolvidas anteriormente podem ser escritas em relação às coordenadas modais longitudinais e latero-direcionais, apresentando diferentes modos de resposta a uma perturbação

nestes planos, sendo que cada “modo” é um conjunto de variáveis linearmente independentes que representam uma forma natural de movimento de um sistema.

Um sistema dinâmico pode ser analisado com base em algumas características, como o amortecimento  $\xi$ , a frequência natural  $f$ . Vale ressaltar que ele pode ser estaticamente estável, mas dinamicamente instável. A estabilidade estática, portanto, não garante a existência da estabilidade dinâmica. Contudo, se o veículo é dinamicamente estável, ele deve ser estaticamente estável (Nelson, 1989).

As equações pertinentes para este estudo estão demonstradas em Roskam (2001) e serão oportunamente citadas nos próximos desenvolvimentos. Para definição dos sistemas dinâmicos são utilizadas derivadas dimensionais.

Considera-se que um sistema dinâmico no espaço de estados tem sua forma generalizada como mostrado na Equação 2.22.

$$\dot{x} = Ax + Bu \tag{2.22}$$

Para analisar as características do sistema dinâmico faz-se a transformada de Laplace nas equações de movimento. Para cada superfície de comando obtêm-se uma função transferência. Nelas, o denominador é igual e, se igualado a zero, é denominado “equação característica”.

O polinômio do numerador afeta a magnitude da resposta da aeronave a um comando de superfície de controle. Contudo, somente os denominadores afetam as características de estabilidade dinâmica da resposta (Roskam, 2001).

Um critério para analisar a estabilidade dinâmica de sistemas é avaliar as raízes da equação característica. Como descrito em Roskam (2001), o sistema pode ser:

- Estável, se todas as raízes possuem a parte real negativa;
- Instável, se pelo menos uma raiz possui a sua parte real positiva;
- Neutramente estável, se pelo menos uma raiz possui parte real nula.

As raízes do polinômio característico podem ser de três tipos: todas as raízes reais, duas reais e duas complexas conjugadas ou todas complexas, com dois pares conjugados.

### 2.7.1. Estabilidade longitudinal

As equações do movimento perturbado com as derivadas de estabilidade dimensionais e no espaço de estados para o plano longitudinal, após simplificações e substituições pertinentes, ficam representadas na Equação 2.23, conforme definido na Equação 2.22.

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} \quad (2.23a)$$

$$A = \begin{bmatrix} X_u + X_{T_u} & X_\alpha & 0 & -g \cos \theta_1 \\ \frac{Z_u}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{Z_\alpha}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{Z_q + U_1}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} & -\frac{g \sin \theta_1}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} \\ M_u + M_{T_u} + \frac{M_\alpha Z_u}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} & M_\alpha + M_{T_u} + \frac{M_\alpha Z_\alpha}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} & M_q + M_{T_u} + \frac{M_\alpha Z_\alpha}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} & -\frac{M_\alpha g \sin \theta_1}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.23b)$$

$$x = \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ \dot{\theta} \\ \theta \end{bmatrix} \quad (2.23c)$$

$$B = \begin{bmatrix} \frac{X_{\delta e}}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} \\ \frac{Z_{\delta e}}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} \\ M_{\delta e} + \frac{M_\alpha Z_\alpha}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.23d)$$

$$u = [\delta e] \quad (2.23e)$$

As derivadas dimensionais de estabilidade do movimento no plano longitudinal são mostradas na Tabela 8.

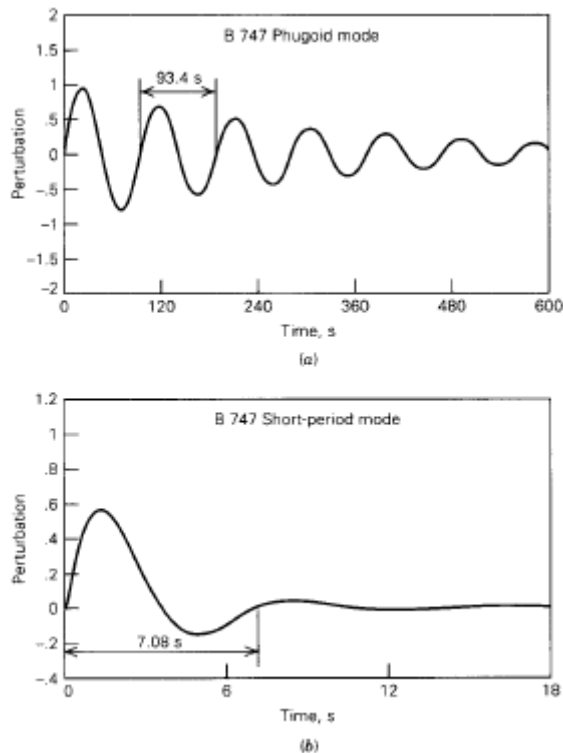


Tabela 8 – Derivadas dimensionais longitudinais.

Derivada	Formulação	Unidade
$X_U$	$\frac{-\bar{q}_1 S (C_{D_u} + 2C_{D_1})}{mU_1}$	$\frac{ft/sec^2}{ft/sec}$
$X_{T_u}$	$\frac{\bar{q}_1 S (C_{T_{x_u}} + 2C_{T_{x_1}})}{mU_1}$	$\frac{ft/sec^2}{ft/sec}$
$X_\alpha$	$\frac{-\bar{q}_1 S (C_{D_\alpha} - C_{L_1})}{m}$	$\frac{ft/sec^2}{rad}$
$X_{\delta e}$	$\frac{-\bar{q}_1 S C_{D_{\delta e}}}{m}$	$\frac{ft/sec^2}{rad}$
$Z_u$	$\frac{-\bar{q}_1 S (C_{L_u} + 2C_{L_1})}{mU_1}$	$\frac{ft/sec^2}{ft/sec}$
$Z_\alpha$	$\frac{-\bar{q}_1 S (C_{L_\alpha} + C_{D_1})}{m}$	$\frac{ft/sec^2}{rad}$
$Z_{\dot{\alpha}}$	$\frac{-\bar{q}_1 S \bar{c} C_{L_{\dot{\alpha}}}}{2mU_1}$	$\frac{ft/sec^2}{rad/sec}$
$Z_q$	$\frac{-\bar{q}_1 S \bar{c} C_{L_q}}{2mU_1}$	$\frac{ft/sec^2}{rad/sec}$
$Z_{\delta e}$	$\frac{-\bar{q}_1 S C_{L_{\delta e}}}{m}$	$\frac{ft/sec^2}{rad}$
$M_u$	$\frac{\bar{q}_1 S \bar{c} (C_{m_u} + 2C_{m_1})}{I_{yy} U_1}$	$\frac{rad/sec^2}{ft/sec}$
$M_{T_u}$	$\frac{\bar{q}_1 S \bar{c} (C_{m_{T_u}} + 2C_{m_{T_1}})}{I_{yy} U_1}$	$\frac{rad/sec^2}{ft/sec}$
$M_\alpha$	$\frac{\bar{q}_1 S \bar{c} C_{m_\alpha}}{I_{yy}}$	$\frac{rad/sec^2}{rad}$
$M_{T_\alpha}$	$\frac{\bar{q}_1 S \bar{c} C_{m_{T_\alpha}}}{I_{yy}}$	$\frac{rad/sec^2}{rad}$
$M_{\dot{\alpha}}$	$\frac{\bar{q}_1 S \bar{c}^2 C_{m_{\dot{\alpha}}}}{2I_{yy} U_1}$	$\frac{rad/sec^2}{rad/sec}$
$M_q$	$\frac{\bar{q}_1 S \bar{c}^2 C_{m_q}}{2I_{yy} U_1}$	$\frac{rad/sec^2}{rad/sec}$
$M_{\delta e}$	$\frac{\bar{q}_1 S \bar{c} C_{m_{\delta e}}}{I_{yy}}$	$\frac{rad/sec^2}{rad}$

Em geral, aeronaves comerciais em escala real possuem os seguintes modos naturais longitudinais: fugóide e período curto (Roskam, 2001). O primeiro deles é caracterizado por um menor fator de amortecimento e menor frequência de oscilação. Já o período curto possui maior fator de amortecimento e maior frequência de oscilação.

Um exemplo de comportamento da magnitude da resposta do sistema ao longo do tempo é representado na Figura 12.



**Figura 12 – Exemplo dos modos fugóide e período curto.**

Fonte: Etkin (1996).

De acordo com Northrop (1947), o movimento no plano longitudinal é o único que é efetivamente diferente para uma “asa voadora” e uma aeronave com configuração tradicional. A Figura 13 é a representação de um gráfico da resposta de uma “asa voadora” e de uma aeronave com configuração convencional para um comando de profundor. A única diferença expressiva é a sensibilidade da “asa voadora” para um comando.

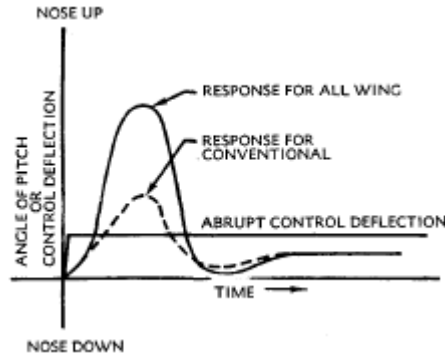


Figura 13 – Representação da resposta de uma asa voadora e uma aeronave na configuração convencional para um comando de profundor.

Fonte: Northrop (1947).

### 2.7.2. Latero-direcional

As equações do movimento perturbado com as derivadas de estabilidade dimensionais e no espaço de estados para análise latero-direcional, após simplificações e substituições pertinentes, ficam representadas na Equação 2.24, conforme definido na Equação 2.22.

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \ddot{\phi} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} \quad (2.24a)$$

$$A = \begin{bmatrix} Y_{\beta} & Y_p & Y_r - U_1 & g \cos \theta_1 \\ L_{\beta} + \frac{N_{\beta} I_{xz} I_{zz}}{(I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2)} & L_p + \frac{N_p I_{xz} I_{zz}}{(I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2)} & L_r + \frac{N_r I_{xz} I_{zz}}{(I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2)} & 0 \\ N_{\beta} + \frac{L_{\beta} I_{xz} I_{xx}}{(I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2)} & N_p + \frac{L_p I_{xz} I_{xx}}{(I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2)} & N_r + \frac{L_r I_{xz} I_{xx}}{(I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2)} & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.24b)$$

$$x = \begin{bmatrix} \beta \\ \phi \\ \psi \\ \phi \end{bmatrix} \quad (2.24c)$$

$$B = \begin{bmatrix} L_{\delta a} + \frac{Y_{\delta a}}{(I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2)} & L_{\delta r} + \frac{Y_{\delta r}}{(I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2)} \\ N_{\delta a} + \frac{L_{\delta a}I_{xz}I_{xx}}{(I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2)} & N_{\delta r} + \frac{L_{\delta r}I_{xz}I_{xx}}{(I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2)} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.24d)$$

$$u = \begin{bmatrix} \delta a \\ \delta r \end{bmatrix} \quad (2.24e)$$

As derivadas dimensionais de estabilidade do movimento no plano longitudinal são mostradas na Tabela 9.

Tabela 9 – Derivadas dimensionais latero-direcionais.

Derivada	Formulação	Unidade
$Y_\beta$	$\frac{\bar{q}_1 S C_{y_\beta}}{m}$	$\frac{ft/sec^2}{rad}$
$Y_p$	$\frac{\bar{q}_1 S b C_{y_p}}{2mU_1}$	$\frac{ft/sec^2}{rad/sec}$
$Y_r$	$\frac{\bar{q}_1 S b C_{y_r}}{2mU_1}$	$\frac{ft/sec^2}{rad/sec}$
$Y_{\delta a}$	$\frac{\bar{q}_1 S C_{y_{\delta a}}}{m}$	$\frac{ft/sec^2}{rad}$
$L_\beta$	$\frac{\bar{q}_1 S b C_{l_\beta}}{I_{xx}}$	$\frac{rad/sec^2}{rad}$
$L_p$	$\frac{\bar{q}_1 S b^2 C_{l_p}}{2I_{xx}U_1}$	$\frac{rad/sec^2}{rad/sec}$
$L_r$	$\frac{\bar{q}_1 S b^2 C_{l_r}}{2I_{xx}U_1}$	$\frac{rad/sec^2}{rad/sec}$
$L_{\delta a}$	$\frac{\bar{q}_1 S b C_{l_{\delta a}}}{I_{xx}}$	$\frac{rad/sec^2}{rad}$
$N_\beta$	$\frac{\bar{q}_1 S b C_{n_\beta}}{I_{zz}}$	$\frac{rad/sec^2}{rad}$
$N_{T_\beta}$	$\frac{\bar{q}_1 S b C_{n_{T_\beta}}}{I_{zz}}$	$\frac{rad/sec^2}{rad}$
$N_p$	$\frac{\bar{q}_1 S b^2 C_{n_p}}{2I_{zz}U_1}$	$\frac{rad/sec^2}{rad/sec}$
$N_r$	$\frac{\bar{q}_1 S b^2 C_{n_r}}{2I_{zz}U_1}$	$\frac{rad/sec^2}{rad/sec}$
$N_{\delta a}$	$\frac{\bar{q}_1 S b C_{n_{\delta a}}}{I_{zz}}$	$\frac{rad/sec^2}{rad}$

Em geral, aeronaves comerciais em escala real possuem os seguintes modos naturais latero-direcionais: o dutch roll, o espiral e o de rolagem (Roskam, 2001). Em Etkin (1996), são dadas algumas características relativas a cada um deles. No primeiro modo os movimentos principais são de guinada e rolagem, representado por um par conjugado de polos. O modo espiral pode ser descrito, de maneira geral, como uma curva de raio variável, com baixa frequência. O

modo de rolagem consiste principalmente em uma rotação em torno do eixo  $x$  e possui maior frequência.

Similarmente ao plano longitudinal, as raízes do polinômio característico podem ser de três tipos: todas as raízes reais, duas reais e duas complexas conjugadas ou todas complexas, com dois pares conjugados.

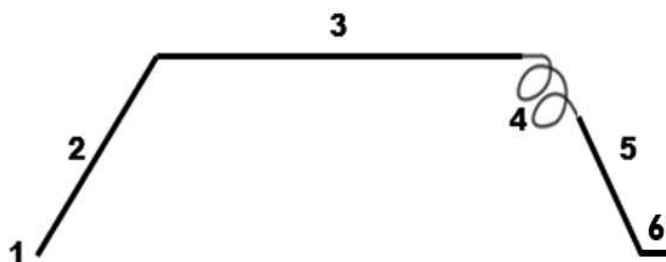
## **CAPÍTULO 3**

### **REVISÃO BIBLIOGRÁFICA DE DESEMPENHO**

Nesta seção será apresentado o embasamento teórico utilizado para realizar as análises de desempenho propostas. Serão levadas em consideração as equações do movimento em condição de equilíbrio, apresentadas no Capítulo 2. Além disso, as definições aerodinâmicas, apresentadas na seção 2.3.1 serão utilizadas para o cálculo dos parâmetros de desempenho.

#### **3.1. Missão típica**

A missão típica de diversas aeronaves é constituída por taxiamento, decolagem, subida, cruzeiro, manobra, descida, aproximação e pouso, como mostrado em Sadraey (2016). Porém, para o caso de um VANT de monitoramento agrícola, nem todas essas etapas são necessárias, podendo excluir algumas delas. Para o caso específico deste trabalho, será excluída a etapa de taxiamento, porque ela é colocada diretamente em uma catapulta pelo operador, iniciando sua missão da etapa de decolagem. Cada uma dessas etapas segue critérios de desempenho diferentes e poder ser sintetizadas da seguinte forma:



**Figura 14 – Missão de voo típica de um VANT de monitoramento agrícola.**

Fonte: autoria própria.

1. Decolagem: A aeronave começa a se mover pela pista, aumentando sua velocidade, até atingir a velocidade de decolagem. Ao atingir esta velocidade, a sustentação é igual ao peso, o que possibilita a aeronave deixar o solo. Porém, para o caso do VANT deste trabalho, a decolagem parte da aceleração da aeronave por um mecanismo de catapulta até atingir a velocidade que possibilita gerar mais sustentação que peso.

2. Subida: A aeronave inicia o movimento de ganho de altitude. Caso a aeronave necessite de uma velocidade maior do que a obtida para decolar, o início da subida ocorre com voo acelerado. Assim que a velocidade desejada é alcançada, o voo passa a ser feito com velocidade constante.

3. Cruzeiro: Momento do voo em que a aeronave é estabilizada em determinada altitude, na qual irá operar a maior parte do tempo. Caso a velocidade desejada durante o cruzeiro seja maior que a velocidade de subida, é necessário realizar voo acelerado durante um trecho do percurso, assim como na subida.

4. Manobra: É a fase de voo onde podem ser realizadas diversas operações de voo. Para a maioria das aeronaves, esta etapa pode ser simplificada a curvas coordenadas, onde o objetivo é alterar a direção de voo.

5. Descida: Ao se aproximar do destino final, a aeronave inicia seu processo de descida, onde ocorre a diminuição da altitude de voo e, também, a diminuição da velocidade.

6. Pouso: É a última fase de voo de uma aeronave. Esta fase de voo inclui a aproximação, flare, toque em solo e redução de velocidade da aeronave.



### 3.2. Formulação matemática das etapas de voo

Neste trabalho, serão avaliadas as etapas de voo de subida, cruzeiro e descida, devido à importância delas para um VANT de monitoramento agrícola. A subida deve ser analisada para otimizar o tempo gasto para atingir determinada altitude de voo. Já a análise de cruzeiro deve ser feita para aumentar o tempo e a distância de voo da aeronave. Por fim, a análise de descida irá fornecer a razão de planeio da aeronave, o que indicará a capacidade do VANT em realizar uma descida segura, mesmo que ocorra o esgotamento de carga da bateria. O equacionamento e a definição dos parâmetros que serão avaliados foram coletados de Sadraey (2016).

#### 3.2.1. Cruzeiro

Para a etapa de voo de cruzeiro, será determinada a polar de arrasto em cruzeiro. Em seguida, serão avaliadas algumas velocidades específicas da aeronave, além de calcular o alcance e autonomia máximos.

A Figura 15 representa a condição de equilíbrio das forças, apresentadas no capítulo 2, e aqui estão representadas pelas Equações 3.1 e 3.2.

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

$$\sum F_z = L - W = 0 \quad (3.2)$$

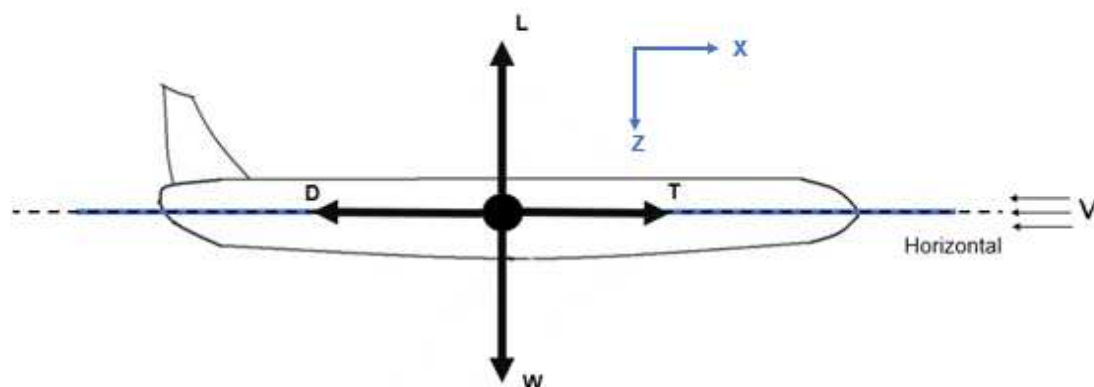


Figura 15 – Diagrama de forças em voo de cruzeiro.

Fonte: Autoria Própria.

onde,  $L$  representa a força de sustentação,  $T$  representa a força de propulsão,  $D$  representa a força de arrasto e  $W$  representa a força peso.

Para fazer a análise de desempenho da aeronave em questão, é necessário conhecer os coeficientes de arrasto e sustentação da aeronave. A melhor forma de se exibir esses dados é relacionando-os por meio da polar de arrasto.

### 3.2.1.1. Polar de arrasto

A polar de arrasto é calculada por meio da sequência de equações apresentada na teoria de Rodrigues (2008), e representada, neste trabalho, pela Equação 3.3.

$$C_D = C_{D_0} + K * C_L^2 \quad (3.3)$$

onde,  $C_D$  é o arrasto total,  $C_{D_0}$  é o arrasto parasita,  $C_L$  é o coeficiente de arrasto,  $e_0$  é o fator de Oswald,  $AR$  é o alongamento e  $K$  é a constante de proporcionalidade, representada por:

$$K = \frac{1}{\pi * e_0 * AR} \quad (3.4)$$

### 3.2.1.2. Velocidades

Para o presente trabalho, a fim de avaliar os critérios de desempenho adotados, as velocidades analisadas serão: stall, mínimo arrasto, mínima potência, mínima tração requerida, mínima potência requerida, cruzeiro e máxima. Estas velocidades podem ser definidas de acordo com Sadraey (2016) e suas formulações estão descritas na Tabela 10:

- Velocidade de stall é a menor velocidade com a qual é possível manter o voo, de uma aeronave, reto e nivelado.
- Velocidade de mínimo arrasto é a velocidade que gera o mínimo arrasto em voo reto e nivelado.
- Velocidade de mínima potência é a velocidade na qual a potência requerida é a mínima em voo reto e nivelado.

- Velocidade de máximo alcance é a velocidade na qual o alcance é máximo, sendo igual a velocidade de mínimo arrasto.
- Velocidade de máxima autonomia é a velocidade na qual a autonomia é máxima, sendo igual a velocidade de mínima potência.
- Velocidade máxima é a maior velocidade atingida pela aeronave em voo reto e nivelado, sendo uma função de diversas variáveis, incluindo a potência do motor, parâmetros geométricos e o peso da aeronave, além de outras áreas da aeronáutica, como estruturas e cargas, que limitam esse valor de velocidade.
- Velocidade de cruzeiro é a velocidade utilizada para realizar o voo na etapa de cruzeiro, sendo uma função de vários parâmetros como: peso da aeronave, altitude, duração e distância de voo, além das condições de atmosfera e a distância que será percorrida.

**Tabela 10 – Equacionamento das velocidades.**

Velocidade	Símbolo	Equação
Stall	$U_{stall}$	$U_{stall} = \sqrt{\frac{2*m*g}{\rho*S*C_{Lmax}}} \quad (3.5)$
Mínimo Arrasto	$U_{min_D}$	$U_{min_D} = \sqrt{\frac{2*m*g}{\rho*S*\sqrt{C_{D0}/K}}} \quad (3.6)$
Mínima Potência	$U_{min_P}$	$U_{min_P} = \sqrt{\frac{2*m*g}{\rho*S*\sqrt{3*C_{D0}/K}}} \quad (3.7)$
Máximo Alcance	$U_{max_R}$	$U_{max_R} = \sqrt{\frac{2*m*g}{\rho*S*\sqrt{C_{D0}/K}}} \quad (3.8)$
Máxima Autonomia	$U_{max_E}$	$U_{max_E} = \sqrt{\frac{2*m*g}{\rho*S*\sqrt{3*C_{D0}/K}}} \quad (3.9)$
Máxima	$U_{max}$	$P_{max} * \eta_p = \frac{1}{2} * \rho * U_{max}^3 * S * C_{D0} + \frac{2*K*(m*g)^2}{\rho*U_{max}*S} \quad (3.10)$
Cruzeiro	$U_c$	$0,7 * U_{max} \leq Vc \leq 0,9 * U_{max} \quad (3.11)$
		ou
		$U_c = \sqrt{\frac{2*m*g}{\rho_C*S*C_{LRmax}}} \quad (3.12)$
		Onde,
		$C_{LRmax} = \sqrt{C_{D0}/K} \quad (3.13)$

### 3.2.1.3. Alcance (range) e autonomia (endurance)

De acordo com Sadraey (2016), alcance é a distância total que uma aeronave pode voar com um tanque de combustível completo e sem reabastecimento.

Ainda segundo Sadraey (2016), autonomia é o período de tempo que uma aeronave pode permanecer no ar para um determinado consumo de combustível e condições de voo.

A condição na qual serão avaliados alcance e autonomia são as de máximo alcance, máxima autonomia e a definida pelo operador. Essa análise será feita para um aeromodelo com propulsão totalmente elétrica, baseado no trabalho de Traub (2011).

A Equação 3.14 descreve a potência requerida para uma aeronave manter um voo reto e nivelado.

$$P_{req} = D * U \quad (3.14)$$

Sabendo-se que a polar de arrasto é representada pela Equação 3, pode-se mostrar que.

$$P_{req} = \frac{1}{2} * \rho * U^3 * S * C_{D_0} + \frac{2 * W^2 * K}{\rho * U * S} \quad (3.15)$$

Neste trabalho, é assumida que a energia fornecida ao aeromodelo é proveniente de um pack de baterias. Assim, utilizando uma derivação da Equação de Peukert, calcula-se o tempo de descarga do equipamento.

$$t = \frac{R_t}{i^n} * \left(\frac{C}{R_t}\right)^n \quad (3.16)$$

A variável  $t$  representa o tempo em horas,  $R_t$  é o tempo de duração da carga (tipicamente igual a uma hora para pequenos packs de bateria),  $i$  é a corrente de descarga,  $C$  é a capacidade da bateria em ampere hora e  $n$  é o parâmetro de descarga, o qual varia com temperatura e tipo de bateria.

A potência estimada em uma bateria pode ser encontrada com a Equação 3.17.

$$P_B = V * i \quad (3.17)$$

A tensão é representada por  $V$  e  $i$  é a corrente. Substituindo a Equação 3.16 na Equação 3.17, encontra-se a potência da bateria, dada pela Equação 3.18.

$$P_B = V * \frac{C}{R_t} * \left(\frac{R_t}{t}\right)^{1/n} \quad (3.18)$$

A saída da potência da bateria sofre perdas devido ao sistema de propulsão do conjunto motopropulsor. Cada um dos componentes do conjunto apresenta uma eficiência, mas para a análise devem ser considerados todos e isso será chamado de  $\eta_{tot}$ . Incorporando esta variável ao cálculo, obtém-se a Equação 3.19.

$$\left(\frac{R_t}{t}\right)^{1/n} * \left(\frac{C}{R_t}\right) = \frac{1}{\eta_{tot} * V} * \left[ \frac{1}{2} * \rho * U^3 * S * C_{D_0} + \frac{2 * W^2 * K}{\rho * U * S} \right] \quad (3.19)$$

É possível encontrar o tempo de duração do percurso em horas, ou seja, a autonomia, a qual é representada por  $E$ , como pode ser visto na Equação 3.20.

$$E = t = R_t^{1-n} * \left[ \frac{\eta_{tot} * V * C}{\frac{1}{2} * \rho * U^3 * S * C_{D_0} + (2 * W^2 * K / \rho * U * S)} \right]^n \quad (3.20)$$

Ainda, segundo Sadraey (2016), as velocidades de máximo alcance e máxima autonomia são as mesmas que a velocidade de mínima potência requerida ( $U_{max_R}$ ) e a velocidade de mínima tração requerida ( $U_{max_E}$ ), respectivamente.

Portanto, para determinar a autonomia máxima, em horas, utiliza-se a Equação 3.21:

$$E_{max} = R_t^{1-n} \left( \frac{\eta_{tot} * V * C}{(2/\sqrt{\rho * S}) * C_{D_0}^{1/4} * (2 * W * \sqrt{K/3})^{3/2}} \right)^n \quad (3.21)$$

E, para determinar o alcance máximo, em quilômetros, utiliza-se a Equação 3.22.

$$R_{max} = R_t^{1-n} \left( \frac{\eta_{tot} * V * C}{(1/\sqrt{\rho * S}) * C_{D_0}^{1/4} * (2 * W * \sqrt{K})^{3/2}} \right)^n * \sqrt{\frac{2 * W}{\rho * S} \sqrt{\frac{K}{C_{D_0}}}} * 3.6 \quad (3.22)$$

É importante destacar que, para baterias lithium-polymer, na equação 3.22, o valor de  $n$  é de 1,3.

### 3.2.2. Descida

Baseado na formulação de Sadraey (2016), para a etapa de voo de descida, será avaliada a condição de planeio, ou seja, a tração é nula.

A condição de equilíbrio de forças em um voo de planeio não acelerado é exibida na Figura 16 e nas Equações 3.23 e 3.24.

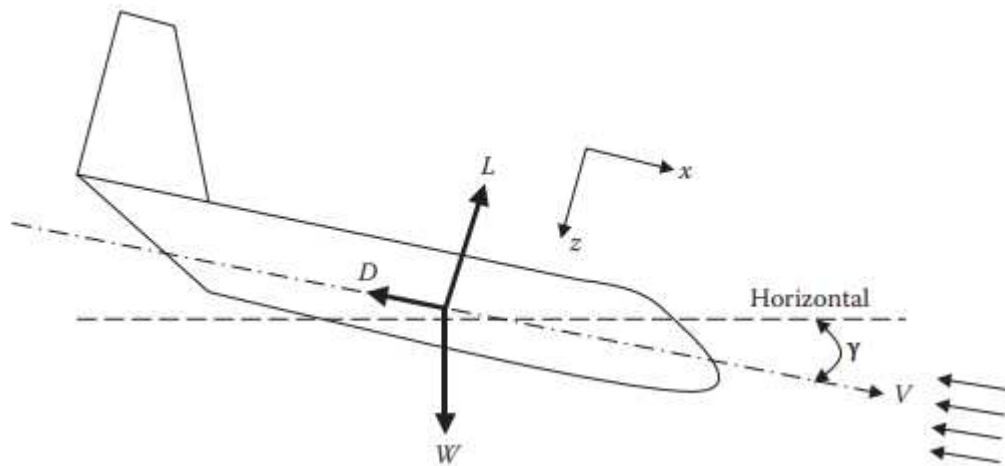


Figura 16 – Diagrama de forças em voo de planeio (descida).

Fonte: Sadraey (2016).

$$\sum F_x = D - W * \sin \gamma = 0 \quad (3.23)$$

$$\sum F_z = L - W * \cos \gamma = 0 \quad (3.24)$$

Serão avaliados dois parâmetros nessa análise: alcance e autonomia.

### 3.2.2.1. Alcance máximo

A condição de autonomia máxima da aeronave ocorre quando a mesma faz o movimento de descida (planeio) com o menor ângulo de planeio ( $\gamma_{min}$ ). Esse ângulo ocorre quando a relação de  $(L/D)$  é máxima, ou seja, apresenta a maior eficiência, tomando por base a Equação 3.3, é obtido a partir da Equação 3.25:

$$\gamma_{min} = \tan^{-1}(2 * \sqrt{K * C_{D_0}}) \quad (3.25)$$

onde,  $C_{D_0}$  é o arrasto induzido e  $K$  é a constante de proporcionalidade.

A velocidade de mínimo ângulo de planeio pode ser obtida com uma adaptação da Equação 3.6, que é a equação da velocidade de mínimo arrasto. Logo, a Equação 3.27 representa este cálculo.

$$U_{\gamma_{min}} = U_{min_D} = \sqrt{\frac{2 * m * g * \cos(\gamma_{min})}{\rho * S * \sqrt{C_{D_0}/K}}} \quad (3.27)$$

É importante avaliar se  $U_{\gamma_{min}} < U_{Stall}$ . Caso isso ocorra, será necessário readequar o valor de  $U_{\gamma_{min}}$ . Para essa readequação, deve-se utilizar a Equação 3.28.

$$U_{\gamma_{min}} = k * U_{stall} \quad (3.28)$$

Sendo  $k$  um valor entre 1.1 e 1.3, Sadraey (2016). Este valor depende da segurança que é necessária para a aeronave, quanto maior o valor, maior a segurança.

Conhecendo a velocidade para o menor ângulo de descida, é possível obter a razão de descida (*Rate of Sink* - ROS), que é a decomposição dessa velocidade na direção vertical  $z_0$ , utilizando-se a Equação 3.29.

$$ROS_{\gamma_{min}} = U_{\gamma_{min}} * \sin(\gamma_{min}) \quad (3.29)$$

Por fim, é importante se obter a máxima distância horizontal percorrida, para saber até onde a aeronave consegue ir apenas planando. Esta distância será obtida pela Equação 3.30.

$$d_{max} = \frac{\Delta h}{\tan(\gamma_{min})} \quad (3.30)$$

Sendo  $\Delta h$  a variação de altitude durante o planeio.

### 3.2.2.2. Autonomia máxima

O voo de máxima autonomia ocorre quando a razão de descida (ROS) é a menor possível, ou seja, quando a velocidade  $U$  é igual a Equação 3.9. A ROS é a componente vertical  $U_z$  da velocidade de descida ( $U$ ) da aeronave e é encontrada pela Equação 3.31.

$$ROS = U_z = U * \sin(\gamma) \quad (3.31)$$

A  $U_z$  pode ser obtida através da a Equação 3.32.

$$U_z = \frac{D*U}{W} = \frac{(1/2)*\rho*U^3*S*C_D}{W} \quad (3.32)$$

A ideia principal no Item 3.2.2.2 é minimizar a ROS. Ela ocorrerá quando o produto  $D * U$  for o menor possível. Sabe-se que a potência requerida é obtida pela Equação 3.14.

Assim, tem-se que a velocidade para ROS mínimo ( $U_{ROS_{min}}$ ) é igual a velocidade de mínima potência ( $U_{min_p}$ ), representada pela Equação 3.7.

$$U_{ROS_{min}} = U_{min_p} = \frac{2*m*g}{\rho*S*\sqrt{3*C_{D_0}/K}} \quad (3.33)$$

Como discutido no caso anterior, caso a  $U_{ROS_{min}} < U_{Stall}$ , deve-se utilizar o fator de correção  $k$ .



Para encontrar a mínima razão de descida, é importante se relacionar a razão de descida com as variáveis de voo. Assumindo que  $\gamma$  é suficientemente pequeno para ser negligenciado, o  $\cos^2(\gamma) \approx 1$ . Assim, a mínima ROS é representada pela Equação 3.34.

$$ROS_{min} = \sqrt{\frac{2*m*g}{\rho*S*(C_L^3/C_D^2)_{max}}} \quad (3.34)$$

O ângulo para a mínima razão de descida ( $ROS_{min}$ ) é representado pela Equação 3.35.

$$\gamma_{ROS_{min}} = \sin^{-1}\left(\frac{ROS_{min}}{V_{ROS_{min}}}\right) \quad (3.35)$$

Com base neste ângulo, a máxima duração do planeio é calculada pela Equação 3.36.

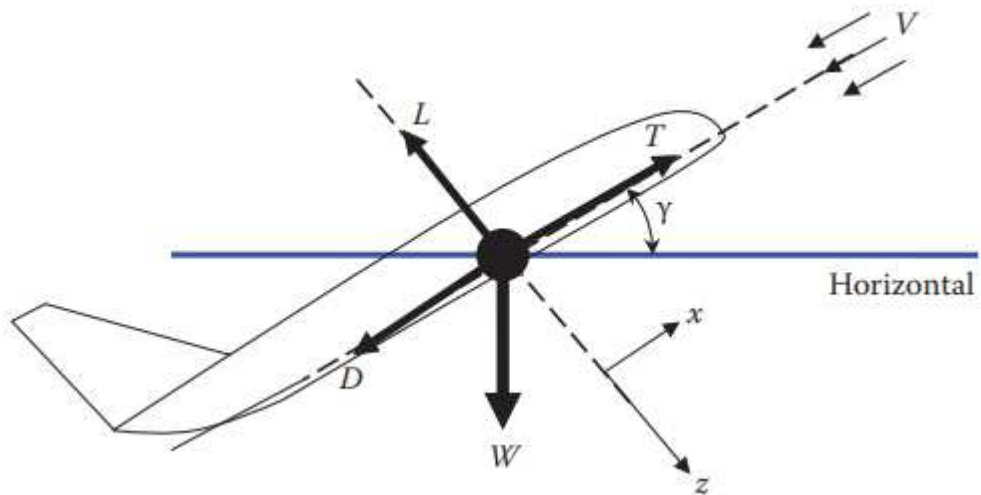
$$t_{max} = \frac{\Delta h}{ROS_{min}} \quad (3.36)$$

E a Equação 3.37 fornece a distância que a aeronave irá percorrer até o pouso.

$$d_{t_{max}} = \frac{\Delta h}{\tan(\gamma_{ROS_{min}})} \quad (3.37)$$

### 3.2.3. Subida

Para a etapa de voo de subida, serão avaliadas a razão e o ângulo de subida. A Figura 17 mostra a condição de equilíbrio de uma aeronave subindo de forma não acelerada, ou seja, com velocidade constante e com ângulo de ataque ( $\alpha$ ) igual a zero.



**Figura 17 – Diagrama de forças na etapa de subida.**

Fonte: Sadraey (2016).

Caso a aeronave possua ângulo de ataque diferente de zero, a força  $T$  não será mais alinhada com o vento, mas será rotacionada em  $(\alpha)$  em relação ao eixo  $x$ .

Portanto, as equações que relacionam o equilíbrio das forças no plano  $x$ - $z$  serão representadas pelas Equações 3.38 e 3.39. O ângulo de inclinação dos motores  $(\phi_t)$  é desconsiderado nas equações devido ao fato do motor estar alinhado com o nariz da aeronave neste trabalho.

$$\sum F_x = T * \cos(\alpha) - D - W * \sin(\gamma) = 0 \quad (3.38)$$

$$\sum F_z = L + T * \sin(\alpha) - W * \cos(\gamma) = 0 \quad (3.39)$$

O ângulo de subida pode ser calculado por meio do rearranjo da Equação 3.40.

$$\sin(\gamma) = \frac{T * \cos(\alpha) - D}{W} \quad (3.40)$$

A velocidade da aeronave pode ser dividida em duas componentes, sendo elas a componente horizontal ( $U_H$ ) e a componente vertical ( $U_V$ ). As Equações 3.41 e 3.42 mostram como elas são calculadas.

$$U_H = U * \cos(\gamma) \quad (3.41)$$

$$U_V = U * \sin(\gamma) \quad (3.42)$$

A componente  $V_V$  é conhecida como razão de subida (*Rate of Climb - ROC*). Multiplicando a Equação 3.38 por U, é obtida a Equação 3.43.

$$U * \sin(\gamma) = \frac{(T * \cos(\alpha) - D) * U}{W} \quad (3.43)$$

A potência disponível é representada pela Equação 3.44.

$$P_{av} = T * U \quad (3.44)$$

Utilizando as Equações 3.14 e 3.44, e considerando  $\alpha$ , um ângulo suficientemente pequeno, reescrevendo a Equação 3.43, obtêm-se a Equação 3.45.

$$U * \sin(\gamma) = \frac{P_{exc}}{W} = \frac{P_{av} - P_{req}}{W} \quad (3.45)$$

Para obter a ROC máxima, deve-se aumentar a tração fornecida pelo conjunto motopropulsor e minimizar o produto entre o arrasto da aeronave e a velocidade. A Equação 3.46 representa essa relação otimizada:

$$ROC_{max} = \frac{(P_{exc})_{max}}{W} \quad (3.46)$$

Recordando, a maximização do excesso de potência ocorre quando a aeronave voa com a velocidade de menor potência ( $U_{min_p}$ ), concluindo-se que a  $U_{ROC_{max}}$  pode ser representada pela Equação 3.47.

$$U_{ROC_{max}} = \sqrt{\frac{2 * m * g}{\rho * S * \sqrt{3 * C_{D_0} / K}}} \quad (3.47)$$

O ângulo de subida para a máxima razão de subida pode ser calculado de forma direta pela Equação 3.48.

$$\gamma_{ROC_{max}} = -\sin^{-1}[A * (B)] \quad (3.48)$$

onde,

$$A = \frac{0.25}{K*W} \quad (3.49)$$

e

$$B = \left( \sqrt{16K^2W^2 + \rho^2S^2U_{ROC_{max}}^4(1 + 4KC_{D0}) - 8PKS\rho\eta_P U_{ROC_{max}} - \rho S U_{ROC_{max}}^2} \right) \quad (3.50)$$

Já, para obter a velocidade com o ângulo de subida máximo, pode-se utilizar a Equação 3.51.

$$U_{\gamma_{max}} = \frac{4*W^2*K}{P_{max}*\rho*\eta_P*S} \quad (3.51)$$

E como discutido na seção 3.2.2, caso a  $U_{\gamma_{max}}$  seja menor que  $V_{Stall}$ , um fator de correção  $k$  deve ser aplicado para encontrar a  $U_{\gamma_{max}}$ .

Por fim, para obter o ângulo de subida máximo, pode-se utilizar a Equação 3.52.

$$\gamma_{max} = \sin^{-1} \left[ \frac{P*\eta_P}{W*U_{\gamma_{max}}} - \frac{1}{2*W} * \rho * U_{\gamma_{max}}^2 * S * C_{D0} - \frac{2*K*W}{\rho*U_{\gamma_{max}}^2*S} \right] \quad (3.52)$$

# CAPÍTULO 4

## METODOLOGIA

### 4.1. Análises de estabilidade e desempenho

A análise de desempenho e mecânica de voo são feitas em sucessivos passos bem definidos e complementares entre si, utilizando diferentes ferramentas computacionais para obtenção de dados ou análises destes.

O estudo inicia-se com a definição e obtenção dos dados aerodinâmicos, de inércia, geométricos, propulsivos e as condições de voo, que servirão como dados de entrada para as análises de mecânica de voo e desempenho.

Neste caso, os dados geométricos foram obtidos a partir dos modelos real e em CAD da aeronave fornecidos pelo projetista da aeronave. A obtenção dos dados aerodinâmicos é feita computacionalmente, utilizando o software *OpenVSP*. Os dados de entrada para confecção do modelo neste software são os parâmetros geométricos de cada seção da asa, bem como os pontos que descrevem o perfil nas extremidades de cada seção, além dos dados de massa tanto para a aeronave quanto para os componentes embarcados. Este software apresenta simplicidade e facilidade na confecção do modelo, mesmo para aeronaves de geometria complexa, como o *Abutre*. O uso deste software é descrito em Litherland (2015).

O modelo construído neste software não inclui o grupo motopropulsor, de maneira que não são considerados os efeitos decorrentes deste, tais como o torque de eixo e a variação da pressão dinâmica na região da asa que sofre influência do escoamento acelerado por ele.

O *OpenVSP* estima os dados aerodinâmicos por meio do *Vortex Lattice Method* (VLM). Adicionalmente, também são calculadas as derivadas de estabilidade adimensionais aerodinâmicas. O método VLM é indicado para aerofólios finos em baixos ângulos de ataque, escoamento incompressível, irrotacional e invíscido, de modo que altos números de Reynolds são preferidos para que prevaleçam os efeitos inercias sobre os viscosos, como discutido em Drela (2014). Embora a aeronave estudada não satisfaça todas as recomendações completamente, o método foi aplicado tendo em vista sua praticidade e velocidade para obtenção dos resultados.

As derivadas de estabilidade adimensionais propulsivas e demais grandezas relacionadas ao grupo motopropulsor são calculadas por meio de um código desenvolvido em Matlab a partir dos dados da hélice e do motor, ambos fornecidos pelos respectivos fabricantes. Para auxiliar no desenvolvimento deste código, utiliza-se do proposto em Drela (2005). Os dados fornecidos pelo fabricante são oportunamente extrapolados e/ou interpolados para que sejam encontrados os dados pertinentes às condições analisadas.

Por meio da teoria exposta em Roskam (2001), um código em Matlab é elaborado de modo a fornecer, com base nos dados já obtidos, o modelo em espaço de estados, as funções transferência, as frequências naturais e o amortecimento de cada modo, e os gráficos de lugar das raízes.

Para que sejam feitas análises e conclusões embasadas, são utilizados dados da literatura científica como base comparativa. Para este fim, são citados os dados geométricos, e massa e de estabilidade obtidos em Blaauw (2009) para duas aeronaves do tipo “asa voadora” denominadas “Sekwa” e “SU VSA”, com variação nula do centro de gravidade. Adicionalmente, também são citados os valores de referência para as derivadas de estabilidade para aeronaves convencionais definidos em Roskam (2001).

Já para a análise de desempenho, de maneira similar, utiliza-se de um código baseado na teoria exposta em Sadraey (2016), com o objetivo de obter-se as velocidades, alcance, autonomia, ângulos de descida e subida, além da polar de arrasto da aeronave.

# CAPÍTULO 5

## RESULTADOS E DISCUSSÕES DE ESTABILIDADE

Nesta seção serão apresentados e analisados os resultados obtidos do ponto de vista de estabilidade.

### 5.1. Resultados - Longitudinal

A partir das simulações feitas no OpenVSP, como descrito anteriormente, foram obtidas as derivadas de estabilidade referentes ao plano longitudinal, elas estão mostradas na Tabela 11. Os valores de  $C_{L\dot{\alpha}}$ ,  $C_{m\dot{\alpha}}$ ,  $C_{mT_u}$  e  $C_{mT\alpha}$  são definidos como nulos, os dois primeiros devido ao fato de que a aeronave não possui empenagem horizontal, (Roskam (2001), e os demais por não terem contribuição relevante.

Tabela 11 – Derivadas de estabilidade longitudinais.

Derivadas de estabilidade longitudinais	Caso 1	Caso 2	Roskam	Blaauw	
				Sekwa	SU VSA
$C_{D_0}$	0,0137000	0,0137000	0,01 a 0,15	0,01830	0,01930
$C_{D_u}$	0,0000001	0,0000001	- 0,01 a 0,30	-	-
$C_{D_\alpha} [rad^{-1}]$	0,0181165	0,0180746	0,00 a 2,00	-	-
$C_{T_{x_u}}$	- 0,0187264	- 0,0181288	-	-	-
$C_{L_0}$	0,0036772	0,0037082	- 0,50 a 0,40	-	-
$C_{L_u}$	0,0001934	0,000194	- 0,20 a 0,60	-	-
$C_{L_\alpha} [rad^{-1}]$	3,2791486	3,2734615	1,00 a 8,00	4,30000	4,61490
$C_{L_q} [rad^{-1}]$	2,5101822	2,9714967	0,00 a 30,0	4,05430	4,39660
$C_{m_0}$	- 0,000215	- 0,000215	0,15 a - 0,15	-	-
$C_{m_u}$	- 0,0000947	- 0,0001084	- 0,40 a 0,60	-	-
$C_{m_\alpha} [rad^{-1}]$	- 0,0932083	- 0,3263691	- 4,00 a 1,00	- 0,12875	- 0,64237
$C_{m_q} [rad^{-1}]$	- 0,5369074	- 0,7615832	0,00 a - 90,0	- 1,69450	- 1,59640
$C_{D_{\delta e}} [rad^{-1}]$	0,0015955	0,0015985	-	-	-
$C_{L_{\delta e}} [rad^{-1}]$	0,8443221	0,8438706	0,00 a 0,60	1,65240	0,93435
$C_{m_{\delta e}} [rad^{-1}]$	- 0,1848208	- 0,2450082	0,00 a - 4,00	-0,45827	- 0,48838

Definem-se também os valores dos ângulos e coeficientes na condição de trimagem, seguindo também a Equação 2.14, com os valores resultantes dispostos na Tabela 12.



**Tabela 12 – Condição de trimagem.**

<b>Coeficientes</b>	<b>Caso 1</b>	<b>Caso 2</b>
$C_{D_1} = C_{T_{x_1}}$	0,0156854	0,0149718
$C_{L_1}$	0,1523500	0,1219345
$C_{m_1}$	0,0001901	-0,0003397
$\alpha$ [grau]	4,8208000	4,9423000
$\delta e$ [grau]	-8,8287000	-11,4692000

A análise dinâmica das equações de movimento no plano longitudinal do caso 1 e do caso 2 resultam nas equações características mostradas nas Equações 5.1 e 5.2, respectivamente.

$$s^4 + 19,22 s^3 + 184,9 s^2 + 10,65 s + 52,75 = 0 \quad (5.1)$$

$$s^4 + 23,72 s^3 + 391,9 s^2 + 20,92 s + 147 = 0 \quad (5.2)$$

As raízes dos polinômios são então obtidas. Para o caso 1: O par de raízes  $s_{1,2} = -0,01398 \pm 0,5352i$  diz respeito ao fugóide, este modo tem menor frequência natural de oscilação. Desta maneira, o par de raízes  $s_{3,4} = -9,597 \pm 9,59i$  diz respeito ao modo conhecido como período curto e apresenta maior frequência natural de oscilação.

Para o caso 2: O par de raízes  $s_{2,1,2} = -0,01537 \pm 0,6131i$  diz respeito ao fugóide, já o par de raízes  $s_{2,3,4} = -11,84 \pm 15,83i$  diz respeito ao período curto.

O gráfico de lugar das raízes do caso 1 e do caso 2 estão representados na Figura 18, respectivamente.

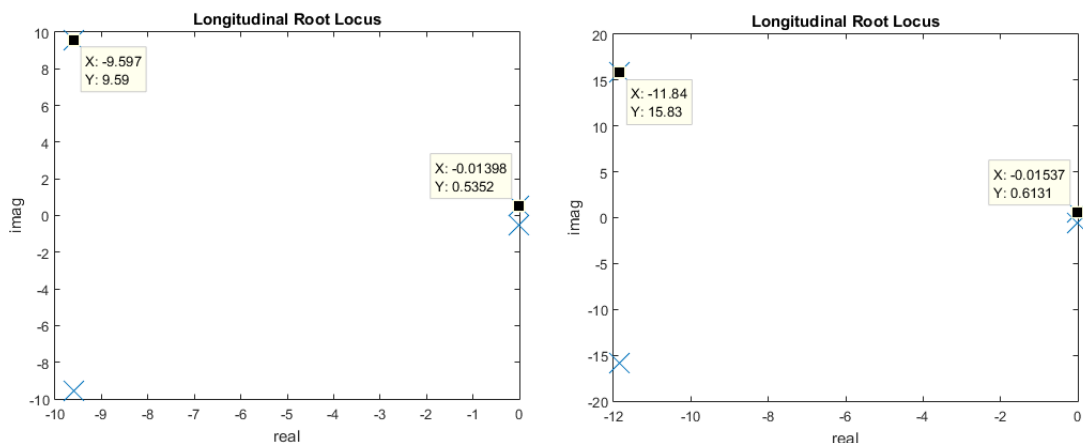


Figura 18 – Lugar das raízes longitudinais casos 1 (à esquerda) e 2 (à direita).

Fonte: Autoria Própria.

A Tabela 13 mostra a frequência natural, amortecimento e período para os casos (mostrar como isso é calculado) e compara com uma das aeronaves de Blaauw (2009).

Tabela 13 – Características dos modos longitudinais.

Modo longitudinal	Características	Caso 1	Caso 2	Sekwa
Fugóide	Frequência natural $\omega_n$	0,5354 [rad/s]	0,6133 [rad/s]	0,7430 [rad/s]
	Fator de amortecimento $\xi$	0,0261	0,0251	-0,0631
Período curto	Frequência natural $\omega_n$	13,5672 [rad/s]	19,7677 [rad/s]	7,4000 [rad/s]
	Fator de amortecimento $\xi$	0,7074	0,5991	0,5960

## 5.2. Resultados - Latero-direcional

As derivadas de estabilidade latero-direcionais estão mostradas na Tabela 14. Os valores referentes à deflexão de aileron para o trabalho de Blaauw (2009), estão opostos devido ao referencial de rotação desta superfície adotado por ele.

Tabela 14 – Derivadas de estabilidade latero-direcionais.

Derivadas de estabilidade latero-direcionais	Caso 1	Caso 2	Roskam	Blaauw	
				Sekwa	SU VSA
$C_{l_{\beta}} [rad^{-1}]$	-0,0019400	-0,0019658	0,10 a -0,40	-0,23809	-0,058161
$C_{l_p} [rad^{-1}]$	-0,3660534	-0,3660641	-0,1 a -0,8	-0,48479	-0,47992
$C_{l_r} [rad^{-1}]$	-0,0003437	-0,0004007	0 a 0,6	0,17042	0,060848
$C_{y_{\beta}} [rad^{-1}]$	0,0120225	0,0137781	-0,10 a -2,0	-0,54013	-0,14405
$C_{y_p} [rad^{-1}]$	-0,0158382	-0,0157849	-0,30 a 0,8	-0,2114	0,022644
$C_{y_r} [rad^{-1}]$	0,0019290	0,0023989	0 a 1,2	0,24094	0,04191
$C_{n_{\beta}} [rad^{-1}]$	0,0036747	0,0033544	0 a 0,40	0,065812	0,017169
$C_{n_p} [rad^{-1}]$	-0,0001239	0,0001893	-0,5 a 0,1	-0,002061	-0,015654
$C_{n_r} [rad^{-1}]$	-0,0007546	-0,000654	-1.0 a 0	-0,035424	-0,006349
$C_{l_{\delta a}} [rad^{-1}]$	0,2271679	0,2271688	0 a 0,40	-0,35203	-0,20661
$C_{y_{\delta a}} [rad^{-1}]$	0,0012807	0,0012666	-	-0,093965	-0,0061879
$C_{n_{\delta a}} [rad^{-1}]$	0,0000523	0,0000266	-0,08 a +0,08	0,001834	-0,0036096

A análise dinâmica das equações de movimento latero-direcionais do caso 1 e do caso 2 resultam nas equações características mostradas nas Equações 5.3 e 5.4, respectivamente.

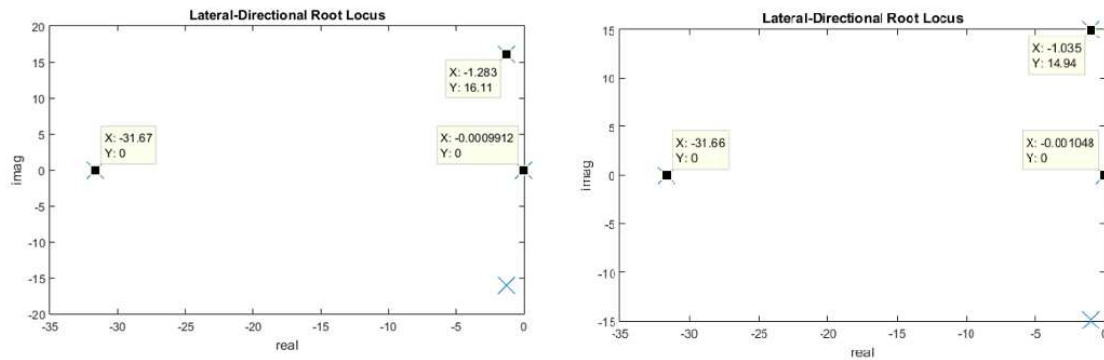
$$s^4 + 34,24 s^3 + 342,6 s^2 + 8278 s + 8,205 = 0 \quad (5.3)$$

$$s^4 + 33,73 s^3 + 290 s^2 + 7106 s + 7,445 = 0 \quad (5.4)$$

Estas equações possuem as seguintes soluções. Para o caso 1: A raiz  $s_{15} = -31,67$  diz respeito ao modo de rolagem, com maior frequência natural de oscilação. A raiz  $s_{16} = -0,0009912$  diz respeito ao modo espiral, raiz de menor frequência natural de oscilação. Assim, o par de raízes  $s_{17,8} = -1,283 \pm 16,11i$  diz respeito ao modo conhecido como dutch roll.

Para o caso 2: A raiz  $s_{25} = -31,66$  diz respeito ao modo de rolagem. A raiz  $s_{26} = -0,001048$  diz respeito ao modo espiral. Então o par de raízes  $s_{27,8} = -1,035 \pm 14,94i$  diz respeito ao modo dutch roll.

O gráfico de lugar das raízes do caso e do caso 2 estão representados, respectivamente, na Figura 19.



**Figura 19 – Lugar das raízes latero-direcionais casos 1 (à esquerda) e 2 (à direita).**

Fonte: Autoria Própria.

A Tabela 15 compara os resultados obtidos para estes casos e para uma das aeronaves de Blaauw (2009).

**Tabela 15 – Características dos modos latero-direcionais.**

Modo longitudinal	Características	Caso 1	Caso 2	Sekwa
Rolagem	Período $T$	0,0316 [s]	0,0316 [s]	0,0719 [s]
Espiral	Período $T$	1008,8712 [s]	954,4193 [s]	25,6410 [s]
Dutch roll	Frequência natural $\omega_n$	16,1658 [rad/s]	14,9803 [rad/s]	5,89 [rad/s]
	Fator de amortecimento $\xi$	0,0794	0,0691	0,0769

### 5.3. Discussão dos resultados

Quanto às derivadas de estabilidade, algumas merecem ser comentadas quanto ao valor obtido para elas.

Observa-se um  $C_{L\alpha}$  relativamente pequeno comparado às aeronaves tradicionais e também com relação às aeronaves citadas em Blaauw (2009), isso se dá pela própria característica dos perfis de asas voadoras, mas também mostra que ele poderia ser otimizado.

O fator  $C_{L\delta e}$  é elevado devido à própria característica das asas voadoras de que uma deflexão da superfície de controle diz respeito à uma porção

considerável da área da aeronave e assim o efeito é similar à de um flap, que aumenta a geração de sustentação, de maneira geral.

Já pela análise de  $C_{M_{\delta e}}$  é possível perceber que a deflexão da superfície de controle não possui um efeito elevado quanto à alteração no coeficiente de momento da aeronave, necessitando assim de grandes deflexões para gerar momentos expressivos, como para a trimagem por exemplo. Este é um dos motivos pelos quais o ângulo de deflexão do profundor na trimagem observado na Tabela 12 é tão expressivo. Aliado a isso há o fato de que, para o perfil do Abutre, o  $C_{m_0}$  é negativo, quando para uma asa voadora é interessante que esse fator seja positivo para assim contribuir no balanço de momentos para a trimagem, como dito em Etkin (1996).

Para as derivadas latero-direcionais uma diferença maior surge com relação aos dados de Blaauw (2009), uma vez que as aeronaves deste último possuem superfícies de comando verticais nas pontas das asas.

De maneira geral, é possível observar que as derivadas de estabilidade latero-direcionais possuem valores pouco expressivos quando comparados a aeronaves convencionais, isso se dá pela maior dificuldade de controle latero-direcional própria de aeronaves do tipo “asa voadora”, uma vez que elas não possuem empenagem vertical e contam apenas com um par de superfícies de controle para o movimento latero-direcional, o elevon.

Quanto às equações características que descrevem os modos dinâmicos, é possível observar que todas as raízes possuem a parte real negativa, ficando então à esquerda do eixo imaginário, o que indica que são estáveis, isto é, para uma condição inicial em qualquer variável de estado, a sua resposta tende a convergir para uma condição de equilíbrio.

Para os modos longitudinais, as características do modo fugóide estão de acordo com o esperado, com baixas frequências de oscilação e baixo amortecimento, de maneira que não se configuram como um problema para o controle longitudinal da aeronave.

Quanto ao modo de período curto, para os dois casos, apresenta frequências naturais de oscilação elevadas, o que pode ser um problema para o controle. Como visto em Roskam (2001), fatores que influenciam fortemente a magnitude desta frequência são: a estabilidade estática descrita na Equação

2.20, a pressão dinâmica e o momento de inércia  $I_{yy}$ . Desta maneira, para diminuir a frequência natural de oscilação deste modo, a maneira mais simples e eficiente é modificar os componentes embarcados ou sua localização, de maneira a deslocar o centro de massa e a distribuição desta pela aeronave. Este fato é comprovado ao se analisar a mudança desta frequência do caso 1 para o caso 2. Adicionalmente, em Blaauw (2009) também é discutido o problema de controle e um dos fatores principais é ajustar a frequência natural aos limites de operação, impostos principalmente por limitações do servo motor que controla as superfícies de comando. Pode-se também modificar a velocidade de operação de cruzeiro, assim alterando a pressão dinâmica.

Para os modos latero-direcionais, os modos de rolagem e espiral retornam à posição de equilíbrio após uma perturbação, sem oscilar. O modo de espiral possui período para retornar à posição inicial alto e, portanto, facilmente controlado pelo piloto, mesmo na ausência de um sistema de controle. O modo de rolagem apresenta período menor do que o apresentado em Blaauw (2009) e consideravelmente menor do que em aeronaves de configuração tradicional, contudo como dito em Roskam (2001), quanto menor a constante de tempo do modo de rolagem, mais rápido a aeronave chega à taxa de rolagem comandada, ou seja, mais sensível a um comando de rolagem ela é.

Quanto ao modo de dutch roll apresenta alta frequência de oscilação quando comparada à aeronave em Blaauw (2009) e a aeronaves de configuração convencional. Como dito em Roskam (2001), os fatores que mais afetam a frequência natural deste modo são: a variável  $C_{n\beta}$ , que pode ser modificada, alterando tamanho, posição e forma da empenagem ou do próprio corpo; a pressão dinâmica; o momento de inércia  $I_{zz}$ . Como o Abutre é uma “asa voadora”, para modificar  $C_{n\beta}$  a alternativa é mudar o formato do corpo, o que representa uma dificuldade tendo em vista que o protótipo já está construído. Outra alternativa seria modificar a distribuição e quantidade dos componentes embarcados. Ou ainda modificar a velocidade de operação de cruzeiro, assim alterando a pressão dinâmica.

De maneira geral, com modificações nas posições e quantidade de componentes embarcados, é possível aproximar as características dinâmicas a valores aceitáveis para um projeto de um sistema ativo, que pode ser embarcado

na aeronave por meio de um microcontrolador como a própria Pixhawk, que torne o movimento mais previsível, preciso e de fácil controle.

# CAPÍTULO 6

## RESULTADOS E DISCUSSÕES DE DESEMPENHO

### 6.1. Resultados

A análise de desempenho foi realizada para os dois casos expostos anteriormente e para três etapas de voo, sendo elas: cruzeiro, descida e subida.

A Tabela 16 apresenta os dados de velocidade e tração para as condições de stall, mínimo arrasto, mínima potência, máxima autonomia, máximo alcance, a máxima e a condição definida pelo operador, para os casos 1 e 2, respectivamente, lembrando que o caso 1 conta com duas baterias Turnigy-5000 mAh e o caso 2 conta com uma bateria Turnigy-2200 mAh.



**Tabela 16 – Dados da aeronave na condição de cruzeiro.**

Condição de Voo	Representação (subscrito)	Velocidade (U) [m/s]		Tração Requerida (Tr) [N]	
		Caso 1	Caso 2	Caso 1	Caso 2
Mínima	$min$	2,2655	1,9827	26,2200	26,3000
Stall	$STALL$	6,5268	5,7781	3,1000	2,4000
Mínimo Arrasto	$min_D$	12,1186	10,7285	1,6241	1,2729
Mínima Potência	$min_P$	9,2081	8,1519	1,8754	1,4698
Máxima Autonomia	$max_E$	9,2081	8,1519	1,8754	1,4698
Máximo Alcance	$max_R$	12,1186	10,7285	1,6241	1,2729
Máxima	$max$	29,2989	29,2989	4,8915	4,8915
Definida pelo operador	$c$	20	20	2,5250	2,4000

A Tabela 17, por sua vez, exibe os resultados de alcance e autonomia para a condição definida pelo operador (velocidade é igual a 20 m/s) e a condição otimizada (maior alcance e maior autonomia), durante o cruzeiro.

**Tabela 17 – Dados de alcance e autonomia durante o cruzeiro.**

Caso	Condição	Alcance [Km]	Autonomia
1	Definida pelo operador	53,9431	45 minutos
	Otimizada	110,4002	3 horas
2	Definida pelo operador	24,2781	20 minutos
	Otimizada	66,5607	2 horas

A Tabela 18 apresenta o ângulo, a velocidade, a razão e o tempo de descida, além da velocidade e distância horizontal percorrida para cada um dos casos e nas condições de máximo alcance e máxima autonomia.

**Tabela 18 – Dados da aeronave na condição de máximo alcance e máxima autonomia (Descida).**

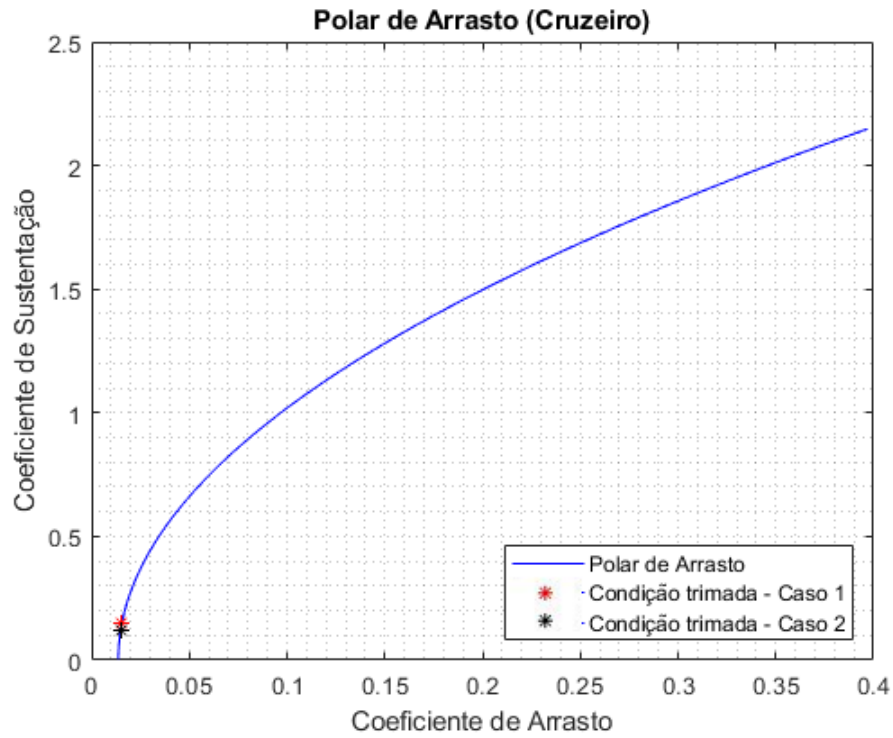
Parâmetro	Representação	Máximo Alcance		Máxima Autonomia	
		Caso 1	Caso 2	Caso 1	Caso 2
Ângulo de Descida	$\gamma$ [°]	3,9167	3,9167	4,5203	4,5203
Velocidade de Descida	$U_{des}$ [m/s]	12,1933	10,7946	9,2613	8,1990
Velocidade Horizontal	$U_h$ [m/s]	12,1648	10,7694	9,2325	8,1735
Razão de Descida	$ROS$ [m/s]	-0,8329	-0,7373	-0,7299	-0,6462
Tempo de descida	$t$ [s]	240	271	274	309
Distância Horizontal Percorrida	$Dist$ [Km]	2,9196	2,9185	2,5297	2,5256

E a Tabela 19 apresenta os dados para a etapa de subida. Nela, estão contidos os dados de ângulo, velocidade de subida, razão de subida e tempo de subida e velocidade e distância horizontais, para os casos 1 e 2, nas condições de máxima razão de subida e máximo ângulo de subida.

**Tabela 19 – Dados da aeronave na condição de máximo alcance e máxima autonomia (Subida).**

Parâmetro	Representação	Máxima Razão de Subida		Máximo Ângulo de Subida	
		Caso 1	Caso 2	Caso 1	Caso 2
Ângulo de Subida	$\gamma$ [°]	42,1001	59,8837	63,4694	79,2621
Velocidade de Subida	$U$ [m/s]	16,1828	16,1828	7,4327	13,8582
Velocidade Horizontal	$U_h$ [m/s]	12,0073	8,1199	3,3200	2,5820
Razão de Subida	$ROC$ [m/s]	10,8494	13,9983	6,6500	13,6155
Tempo de subida	$t$ [s]	18,4300	14,2900	30,0800	14,6900
Distância Horizontal Percorrida	$Dist$ [m]	221,3444	116,0123	99,8494	37,9273

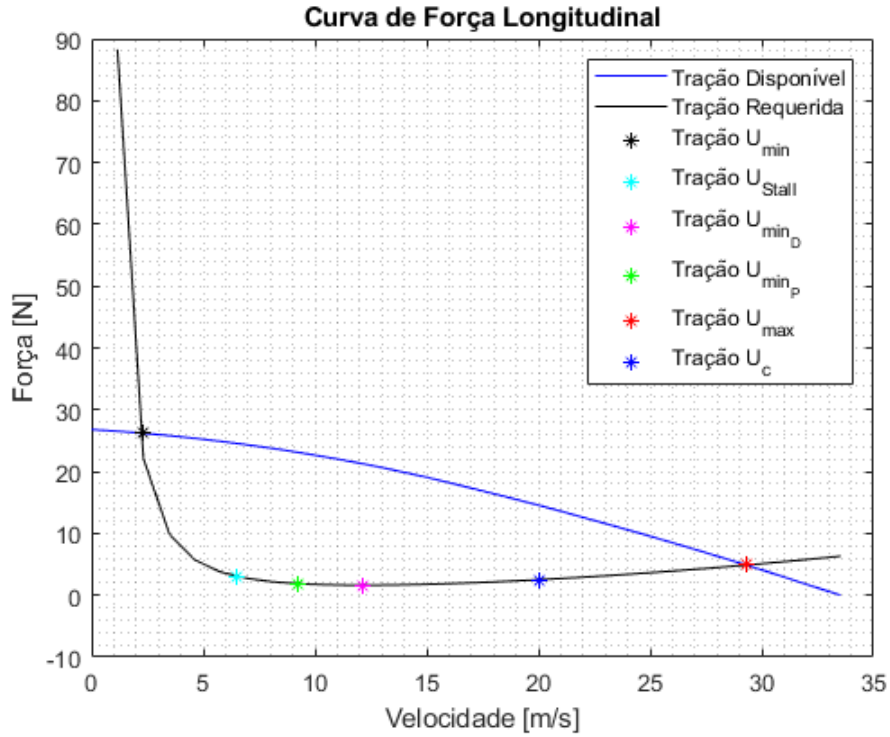
A Figura 20 apresenta a polar de arrasto e a condição trimada dos casos 1 e 2. Esta trimagem foi feita para a velocidade de 20 m/s.



**Figura 20 – Polar de Arrasto (Cruzeiro).**

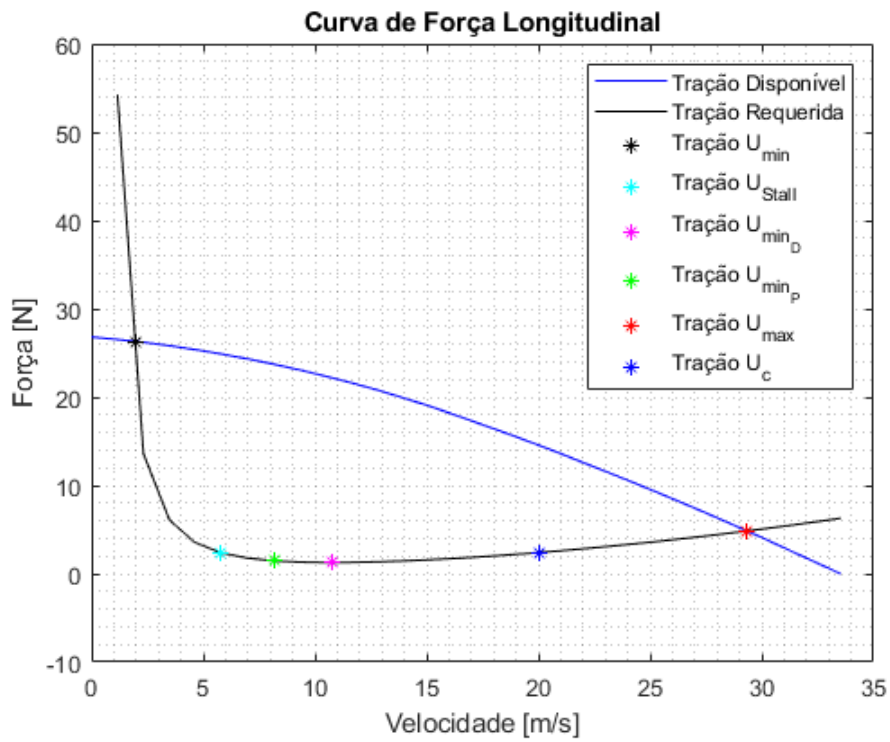
Fonte: Autoria Própria.

As Figuras 21 e 22 contêm os dados de tração disponível e requerida, além da tração e velocidade nas condições de stall, mínimo arrasto, mínima potência, máximo alcance, máxima autonomia e de máxima velocidade.



**Figura 21 – Curva de Força Longitudinal - Caso 1.**

Fonte: Autoria Própria.



**Figura 22 – Curva de Força Longitudinal - Caso 2.**

Fonte: Autoria Própria.

As Figuras 23 e 24 representam as curvas de potência longitudinal para os casos 1 e 2.

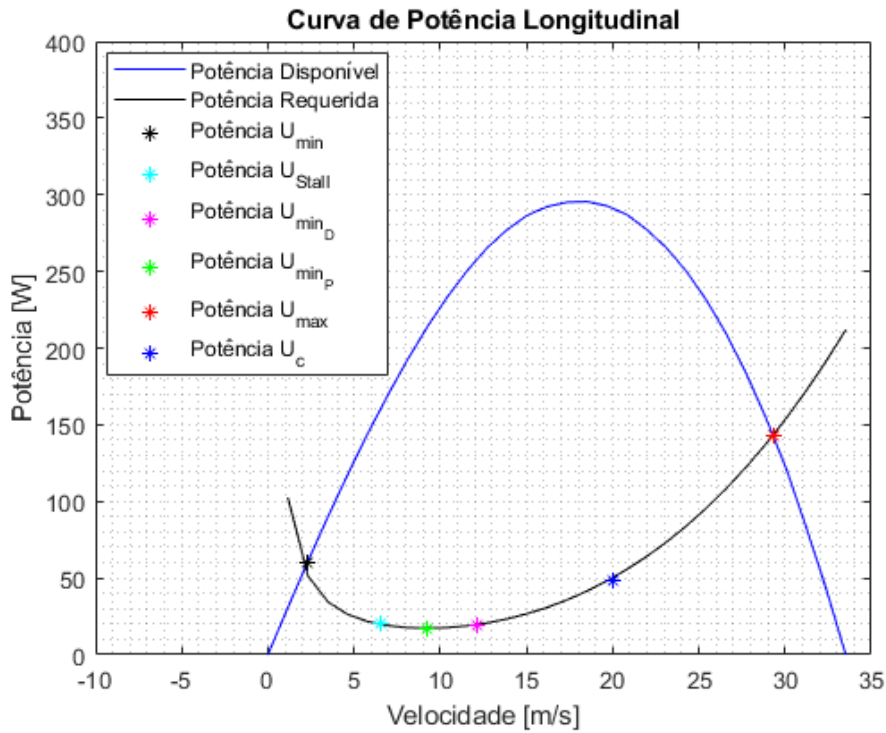


Figura 23 – Curva de Potência Longitudinal - Caso 1.

Fonte: Autoria Própria.

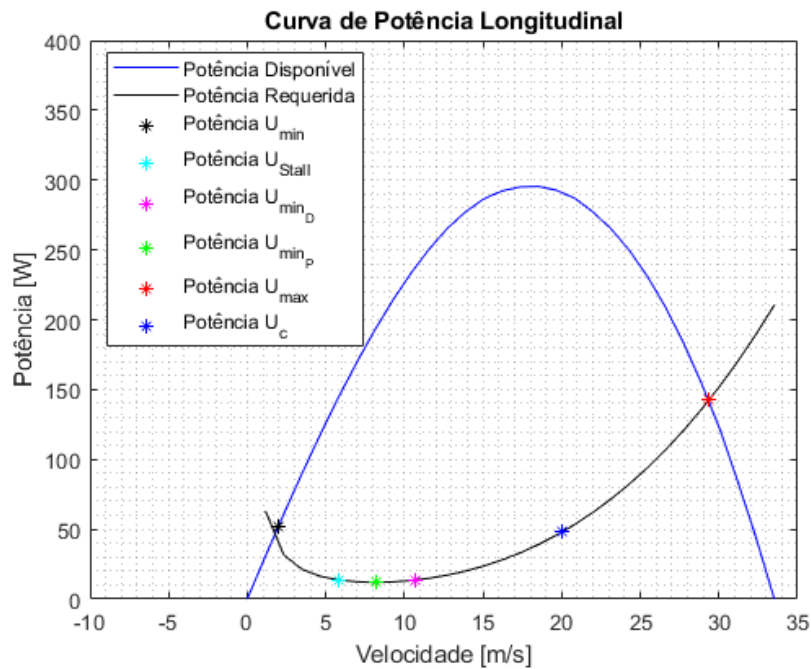
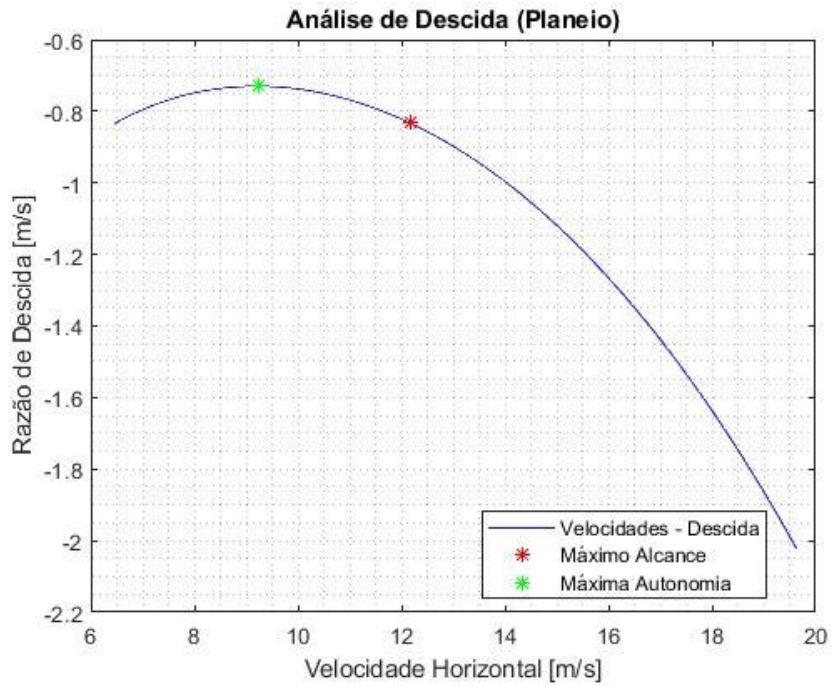


Figura 24 – Curva de Potência Longitudinal - Caso 2.

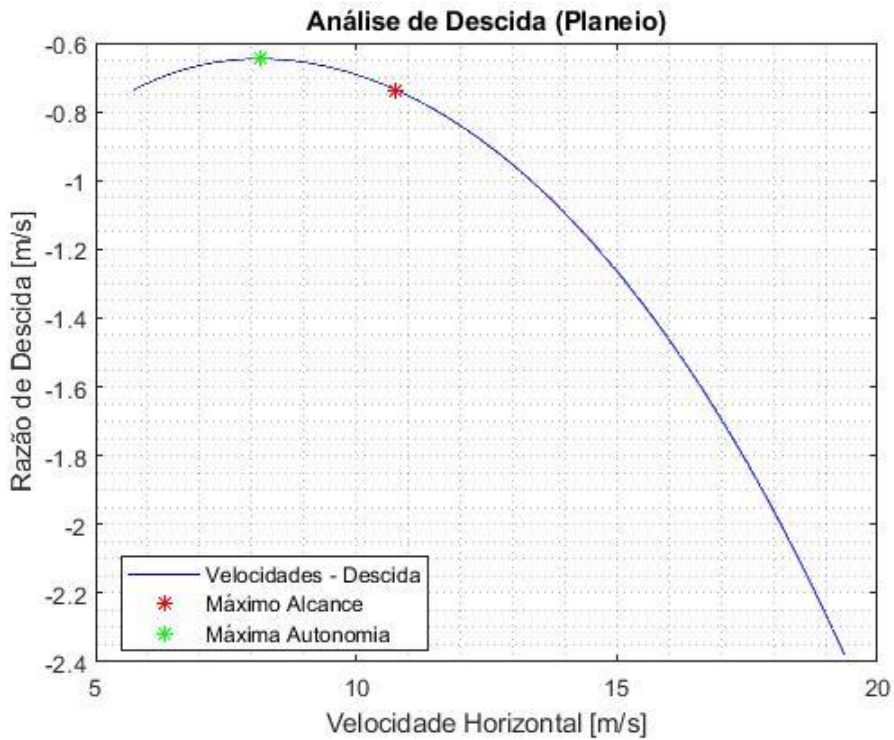
Fonte: Autoria Própria.

As Figuras 25 e 26 exibem a curva de velocidade na descida, em um voo de planeio, para cada um dos casos.



**Figura 25 – Análise de Descida (Planeio) - Caso 1.**

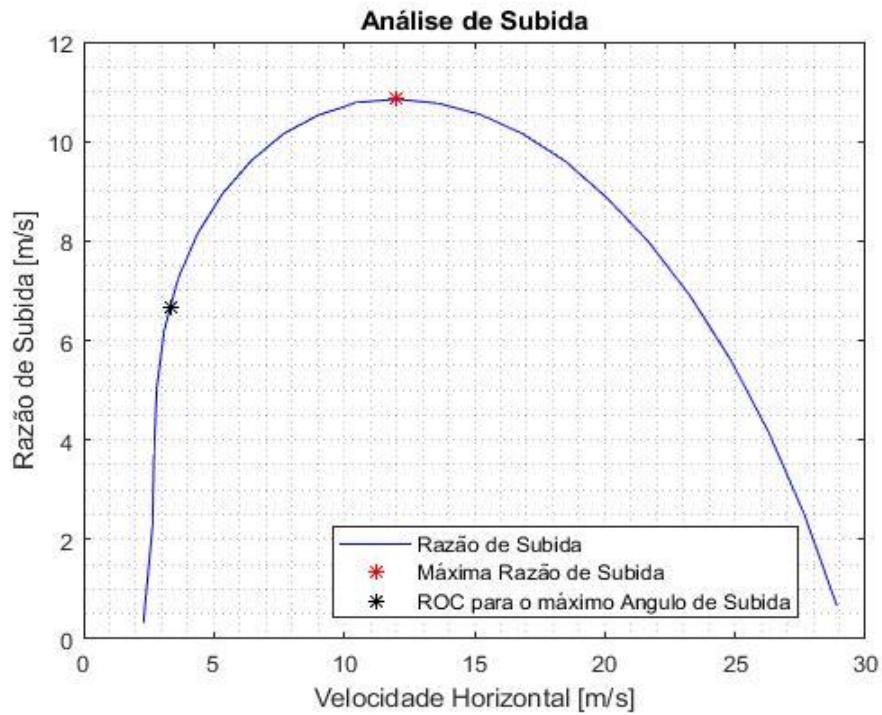
Fonte: Autoria Própria.



**Figura 26 – Análise de descida - Caso 2.**

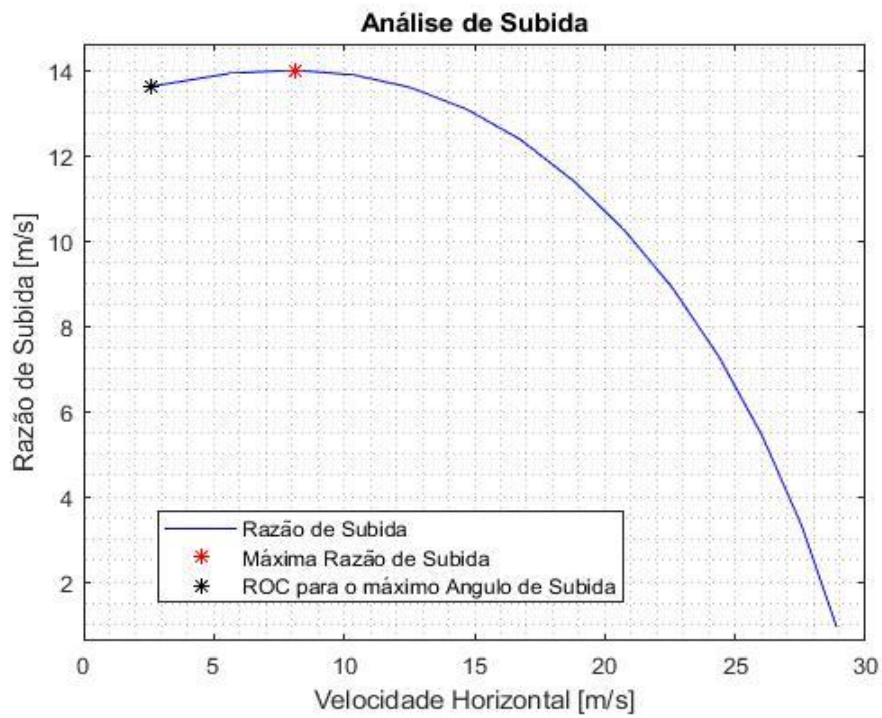
Fonte: Autoria Própria.

As Figuras 27 e 28 contêm os dados da curva de velocidades na subida para as duas condições já citadas.



**Figura 27 – Análise de subida - Caso 1.**

Fonte: Autoria Própria.



**Figura 28 – Análise de subida - Caso 2.**

Fonte: Autoria Própria.

## 6.2. Discussão dos resultados

Comparando a Tabela 16 e as Figuras 21, 22, 23 e 24, nota-se que com a alteração do pack de baterias, ocorreu uma diminuição nas velocidades para cada uma das condições analisadas.

Isso ocorre pela diferença de peso do VANT nos dois casos, sendo a configuração do aeromodelo no caso 1 a mais pesada, aproximadamente 532 gramas, fazendo-se necessária uma maior potência disponível para voar.

Analisando a condição definida pelo operador, nota-se uma diferença relativamente alta de potência, quando relaciona-se o delta potência com o valor total da potência requerida, sendo necessários, no caso 1, 50,5 watts e, no caso 2, 48 watts, ou seja, a variação de potência é de 2,5 watts, o que corresponde a um aumento de 5% do caso 2 para o caso 1.

Porém, com base na Tabela 17, o alcance e autonomia do VANT no primeiro caso, em voo de cruzeiro, são cerca de seis vezes maiores que no segundo, fazendo com que essa opção seja mais interessante para o operador.

Analisando a Tabela 18 e as Figuras 25 e 26, os dois casos apresentam um comportamento parecido. A velocidade horizontal do caso 1 é maior que a do caso 2, porém o tempo de descida é inversamente proporcional, fazendo com que a distância horizontal percorrida pelas duas aeronaves, durante o planeio, sejam bem parecidas.

Analisando a Tabela 19 e as Figuras 27 e 28, nota-se uma diferença elevada entre os ângulos de subida do VANT, sendo mais fácil atingi-los no caso 1, porém é necessário mais tempo e uma distância horizontal maior para chegar na altitude de 200 metros.

Com base em todas as informações obtidas, a maneira de se otimizar a aeronave é trocando alguns componentes utilizados atualmente. Por exemplo, a bateria e câmera originais (caso 2), por uma bateria Turnigy – 5000 mAh 3S 20C Lipo e por uma câmera mobius 1080 full hd, o que reduziria o peso em 0,016 kg, mas aumentaria a autonomia do VANT em 35 minutos, trazendo um alcance muito maior para o monitoramento agrícola.

A velocidade definida pelo operador não é a otimizada do modelo que ele possui atualmente, o que pode prejudicar a operação da aeronave em termos de autonomia e alcance. Porém, para que essa velocidade passe a ser ótima,



poderiam ser feitas alterações na configuração aerodinâmica e no peso dos componentes com a finalidade de se operar a aeronave mais próximo a sua velocidade de mínimo arrasto.

## **CAPÍTULO 7**

### **CONCLUSÃO**

A aeronave, Abutre, analisada apresenta características aceitáveis do ponto de vista de mecânica do voo e desempenho. Contudo, por se tratar de uma “asa voadora”, a sensibilidade a fatores como coeficientes aerodinâmicos, posição e quantidade de componentes embarcados é alta e deve-se sempre fazer análises para garantir que a configuração de operação escolhida apresenta segurança e confiabilidade caso o objetivo seja a coleta de dados.

Fica evidente também a necessidade de uma análise, prioritária à construção de protótipos, detida e criteriosa a respeito de aspectos construtivos, bem como das demais características da aeronave, destacando-se: perfis aerodinâmicos; área de asa; formato da parte “central”, onde ficam alojados os componentes embarcados; tamanho das superfícies de comando.

Estes são temas a serem abordados em futuras pesquisas, visando a criação de métodos simples para a escolha destes atributos quando do projeto de novos VANTs do tipo “asa voadora”.

Quanto ao Abutre, se faz necessário também o desenvolvimento de um sistema de controle para que o movimento da aeronave tenha confiabilidade e segurança na operação, de maneira que as características indesejáveis dos modos dinâmicos possam ser amenizadas ou até contidas totalmente. Como não existem requisitos de qualidade de voo como para aeronaves que operam sujeitas às regulamentações das FAR 23 e 25, qualquer parâmetro é aceitável. A única restrição é a controlabilidade da aeronave pelo operador durante as missões.

A partir deste trabalho também é possível se observar que há a necessidade cada vez maior de ampliação das pesquisas relativas à VANTs, tendo em vista as inúmeras vantagens na operação deste tipo de aeronaves e que ainda há muito a ser explorado.

Algumas sugestões de alteração no projeto para melhoria das características de mecânica do voo e desempenho são: otimização do perfil, troca de baterias e a distribuição de peso, deslocando o centro de gravidade.

A otimização do perfil tendo em vista melhorias de  $C_{L\alpha}$ ,  $C_{m\alpha}$  e  $C_{m_0}$ . O primeiro, para que a aeronave gere a mesma sustentação com um ângulo de ataque  $\alpha$  menor. O segundo e o terceiro, tendo em vista principalmente aumentar a sensibilidade de arfagem da aeronave para um comando de profundor, assim necessitando de uma menor deflexão de profundor para atingir a condição de trimagem, mas também visando um  $C_{m\alpha}$  mais negativo. Para isso, também deve-se otimizar a distribuição de peso de maneira que a distribuição de peso ao longo do eixo  $y_b$  seja mais uniforme e que o centro de gravidade se desloque para mais longe do centro aerodinâmico ao longo do eixo  $x_b$ , ou seja, mais perto do bordo de fuga. Com isso, é esperada uma melhoria na estabilidade, especialmente a dinâmica, de modo a diminuir as frequências naturais.

Do ponto de vista de desempenho, a troca da bateria para aumentar a autonomia e alcance da aeronave em questão, visto que essa é uma necessidade do próprio operador. Portanto, é recomendado que o projeto sofra algumas alterações para sua otimização. Dentre elas, a troca da bateria Turnigy – 2200 mAh por uma Turnigy – 5000 mAh 3S 20C Lipo, com a finalidade de ganhar cerca de 35 minutos de autonomia, mantendo a mesma velocidade de cruzeiro utilizada no protótipo atual. Trocar a câmera Canon S110 por uma mobius 1080 full HD, melhorando a qualidade das imagens coletadas, além de reduzir o peso da aeronave. Com essas alterações, ainda seria possível reduzir o peso total do VANT em cerca de 0,016 kg.

Como sugestão para trabalhos futuros, podem ser feitas análises usando CFD para o modelo, além de uma modelagem a partir de dados experimentais e a aplicação de um sistema de controle ao projeto.

## 7.1. Bibliografia

[1] ROSKAM, Jan. (2001). Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls.

[2] ETKIN, Bernard & REID, Lloyd D. (1996). Dynamics of Flight Stability and Control.

[3] BLAAUW, Deon. (2009). Flight Control System for a Variable Stability Blended-Wing-Body Unmanned Aerial Vehicle.

[4] FAHLSTROM, Paul Gerin, GLEASON, Thomas James (2012). Introduction to UAV Systems. 4<sup>a</sup> ed.

[5] NELSON, Robert C. (1989). Flight Stability and Automatic Control.

[6] NORTHROP, John K. (1947). 35th Wilbur Wright Memorial Lecture - The Development of All-Wing Aircraft.

[7] DRELA, Mark. (2005). DC Motor / Propeller Matching - Lab 5 Lecture Notes.

[8] PEDDLE, Iain K. (2008). Acceleration Based Manoeuvre Flight Control System for Unmanned Aerial Vehicles.

[9] COOK, M.V. (2007). Flight Dynamics Principles.

[10] ARFAOUI, Aymen. (2017). Unmanned Aerial Vehicle: Review of Onboard Sensors, Application Fields, Open Problems and Research Issues.

[11] JORDAN, Thomas L. & BAILEY, Roger M. (2008). NASA Langley's AirSTAR Testbed – A Subscale Flight Test Capability for Flight Dynamics and Control System Experiments.

[12] SADRAEY, Mohammad H. (2016). Aircraft performance: an engineering approach.

[13] RODRIGUES, Luiz E. M. J. Método analítico para o traçado da polar de arrasto de aeronaves leves subsônicas aplicações para a competição Sae-Aerodesign, In: V SIMPÓSIO INTERNACIONAL DE CIÊNCIA INTEGRADAS DA UNAERP CAMPUS GUARUJÁ, 5, 2008, Guarujá.

[14] TRAUB, Lance W. (2011). Range and Endurance Estimates for Battery-Powered Aircraft. Journal of Aircraft.

[15] GUDMUNDSSON, Snorri. (2014). General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures.

[16] ROSKAM, Jan. (1997). Airplane Design.

[17] LITHELAND, Brandon. Using VSPAERO. OpenVSP, 2015. Disponível em:

<[http://openvsp.org/wiki/doku.php?id=vspaerotutorial&s\[\]=stability&s\[\]=derivatives](http://openvsp.org/wiki/doku.php?id=vspaerotutorial&s[]=stability&s[]=derivatives)>. Acesso em: 20 de mar. de 2020.

[18] SANT'ANA, V. T. Modelagem aerodinâmica utilizando Neuro-Fuzzy para o aeromodelo Cessna 182. 2019. 100 p. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia – MG, 2019.

[19] SADRAEY, Mohammad H. (2013). Aircraft design: a system engineering approach.

[20] ANDERSON, J. D. (2011). Fundamentals of aerodynamics, fifth edition.

[21] DRELA, M. (2014). Flight Vehicle Aerodynamics.