

Leonardo Mariga

**DESENVOLVIMENTO DO SISTEMA DE CONTROLE DE
UMA AERONAVE VTOL *TILTROTOR***

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado
ao Curso de Graduação em Engenharia Elé-
trica da Universidade Federal de Santa Cata-
rina como parte dos requisitos para obtenção
do título de Bacharel em Engenharia Elétrica.
Orientador: Prof. Amir Antônio Martins de
Oliveira Júnior, Ph.D

Florianópolis
2018

Ficha de identificação da obra elaborada pelo autor,
através do Programa de Geração Automática da Biblioteca Universitária da UFSC.

Mariiga, Leonardo

Desenvolvimento do sistema de controle de uma
aeronave VTOL tiltrotor / Leonardo Mariiga ;
orientador, Amir Antônio Martins de Oliveira
Júnior, 2018.

101 p.

Trabalho de Conclusão de Curso (graduação) -
Universidade Federal de Santa Catarina, Centro
Tecnológico, Graduação em Engenharia Elétrica,
Florianópolis, 2018.

Inclui referências.

1. Engenharia Elétrica. 2. tiltrotor. 3. VTOL.
4. Visão computacional. 5. VANT. I. Antônio Martins
de Oliveira Júnior, Amir . II. Universidade Federal
de Santa Catarina. Graduação em Engenharia Elétrica.
III. Título.

Leonardo Mariga

**Desenvolvimento do sistema de controle de uma aeronave VTOL
*tiltrotor***

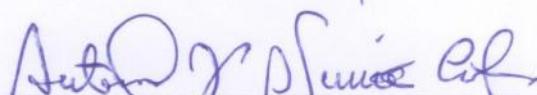
Este Trabalho foi julgado adequado para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Elétrica e aprovado, em sua forma final, pela Banca Examinadora

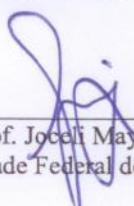
Florianópolis, 03 de dezembro de 2018.


Prof. Jean Vianei Leite, Dr. Eng.
Coordenador do Curso de Graduação em Engenharia Elétrica

Banca Examinadora:


Prof. Amir Antônio Martins de Oliveira Júnior, Ph.D
Orientador
Universidade Federal de Santa Catarina


Prof. Antonio José Alves Simões Costa, Ph.D
Universidade Federal de Santa Catarina


Prof. Joceli Mayer, Ph.D
Universidade Federal de Santa Catarina

A todos que não tiveram acesso à universidade mas sonham em entender como voa um avião.

AGRADECIMENTOS

Aos meus pais Carlos e Sigrun, pelo apoio incondicional durante toda graduação e por serem meus exemplos e inspiração na vida. À minha irmã Caroline, por todas as conversas, desabafos e risadas, que foram fundamentais nesses anos de graduação.

Aos meus grandes amigos de graduação que estiveram comigo nessa jornada de estudos, conversas, discussões e noites de terror: Airton, Eduardo, Daniel, Raphael, Cichelero e Zanco.

Agradeço à Céu Azul Aeronaves por ser minha nova família longe de casa, e por me fazer conhecer tantas pessoas incríveis que me ajudaram a me tornar quem eu sou hoje. Obrigado por abrir meus horizontes sobre o que é um projeto de engenharia, sobre trabalho em equipe, resiliência e vontade de subir no pódio. Obrigado por acreditar nas minhas ideias. Obrigado, aero, por me permitir voar mais longe.

Aos meus colegas e professores do Projeto Rondon, da UFSC e da Unilasalle, por me levarem para conhecer um mundo que ainda não tinha visto.

Aos meus orientadores Prof. Djones e Prof. Amir por apoiarem minhas iniciativas e meus projetos, sempre com muito respeito e calma.

Aos meus colegas de projeto Camis, Henrique e João pela persistência e noites viradas para fazer o Calyptra existir.

A todos que não mencionei, mas me fizeram ser quem eu sou.

Obrigado!

*“É um mundo mágico, Haroldo, amigão
... Vamos explorá-lo!”*

(Calvin & Haroldo - Bill Watterson)

RESUMO

Neste trabalho é apresentado uma implementação de controle para uma aeronave de decolagem e pouso vertical *tiltrotor* com pouso de precisão por processamento de imagem. Primeiramente são modeladas matematicamente as forças e momentos presentes na aeronave. Em seguida é montado o diagrama de blocos para controle de voo vertical e de cruzeiro. Na simulação, são detalhados os métodos de sintonia das malhas de PID, respostas à mudanças de altitude, posição e velocidade. Ademais, é proposto um método de transição entre os dois modos de voo utilizando o fator de efetividade e *Gain scheduling*, sendo comparado a um método de transição direta. A estratégia de transição proposta permitiu diminuição de 60% da variação de altura além de permitir transição estável para qualquer velocidade e ângulo de *tilt*. Um protótipo foi construído para validar as malhas de controle de voo vertical e, parcialmente, a transição para voo em cruzeiro. Por fim, o sistema de pouso de precisão foi criado, permitindo uma diminuição de 46% do erro do local de pouso comparado ao GPS.

Palavras-chave: Tiltrotor, Decolagem e pouso vertical, Pouso de precisão.

ABSTRACT

This work presents a control strategy for a vertical takeoff and landing tiltrotor aircraft, with precision landing system using computer vision technics. First, the mathematical model of the forces and moments is presented. Then, the control blocks of the vertical and cruise flight are assembled, followed by its attitude, position and velocity simulation. A transition method between the flight modes is also simulated using the effectiveness factor and Gain scheduling, comparing this to a direct transition technique. The proposed method showed 60% less altitude variation during transition, and also enabled a stable transition to all *tilt* angles and velocities. A prototype was built to validate the control loop for the vertical flight and, partially, the transition to cruise flight. Finally, the precision landing system was designed and tested, presenting 46% less distance error compared with GPS.

Keywords: Tiltrotor, Vertical takeoff and landing, Precision landing.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – ArUco e seus identificadores.	30
Figura 2 – Missão de voo	31
Figura 3 – Eixos de referência adotados.	32
Figura 4 – Mudanças de atitude.	33
Figura 5 – Diagrama de forças.	35
Figura 6 – Ângulo de <i>tilt</i> (β).	36
Figura 7 – Distância das forças aplicadas.	38
Figura 8 – Bloco controle de atitude.	42
Figura 9 – Bloco controle de altura.	43
Figura 10 – Bloco controle de posição \vec{X} e \vec{Y} . Montagem final para controle autônomo.	44
Figura 11 – Bloco de controle durante VC.	45
Figura 12 – Funcionamento da transição entre VTOL e VC.	46
Figura 13 – Sinal utilizado para otimização na sintonia de PIDs.	49
Figura 14 – Comparação entre otimização ISE e ITAE.	51
Figura 15 – Resposta ao degrau de um comando de atitude.	52
Figura 16 – Deslocamento de posição durante voo autônomo em VTOL.	53
Figura 17 – Seguindo trajetória.	54
Figura 18 – Controle em VC	55
Figura 19 – Estabilização automática conforme aumento de β .	56
Figura 20 – Aumento de velocidade até um β final, com os ganhos do voo autônomo em VTOL, $\dot{\beta} = 9^\circ$.	57
Figura 21 – Controle adaptativo utilizado na transição.	58
Figura 22 – Aumento de velocidade para dado β utilizando GS. $\dot{\beta} = 9^\circ$.	59
Figura 23 – Transição com GS + fator de efetividade.	60
Figura 24 – Comportamento de velocidades e alturas com transição usando diferentes β .	61
Figura 25 – Transição de VTOL para VC.	64
Figura 26 – Transição de VC para VTOL.	65
Figura 27 – Comparação entre estratégia desenvolvida e a TD.	66
Figura 28 – Possíveis formatos de <i>tags</i> .	67
Figura 29 – <i>Tag</i> escolhida para o projeto.	68
Figura 30 – Tempo de processamento por número de tags detectadas utilizando um <i>Raspberry pi</i> .	68
Figura 31 – Algoritmo de detecção de marcadores ArUco.	70
Figura 32 – Localização do centro da <i>tag</i> com base em marcadores individuais.	71
Figura 33 – Detecção da plataforma em escala.	71

Figura 34 – Fluxograma do algoritmo para estimativa de posição.	72
Figura 35 – Protótipos construídos.	73
Figura 36 – Sistema embarcado da aeronave.	74
Figura 37 – Ligação do sistema embarcado.	74
Figura 38 – Teste de empuxo	76
Figura 39 – Teste de voo.	77
Figura 40 – Melhoria no desempenho depois da sintonia.	77
Figura 41 – Resposta para comandos de atitude.	78
Figura 42 – Resposta para comandos de posição.	79
Figura 43 – Decolagem e pouso autônomo. Velocidade de descida com saturação em 0,5 m/s.	80
Figura 44 – Deslocamento até coordenada de referência.	80
Figura 45 – Transição parcial em voo.	81
Figura 46 – Aumento de velocidade conforme mudança de β .	82
Figura 47 – Régua para testes.	83
Figura 48 – Teste de precisão na detecção da tag.	84
Figura 49 – Menor nível de iluminação possível para detecção da tag.	85
Figura 50 – Teste de aquisição de imagem.	85
Figura 51 – Testes com a aeronave e a tag de pouso.	86
Figura 52 – Algoritmo utilizado para descida da aeronave.	86
Figura 53 – Deslocamento da aeronave para o pouso de precisão.	87
Figura 54 – Posição final da aeronave.	87
Figura 55 – Comparação dos sensores da aeronave com o sistema de pouso de precisão.	88
Figura A.1–Implementação da simulação de voo VTOL autônomo. A realimentação foi retirada para facilitar a visualização.	97
Figura A.2–Implementação de voo em VC. A realimentação foi retirada para facilitar a visualização.	98
Figura A.3–Implementação da transição no <i>Simulink</i> . A realimentação foi retirada para facilitar a visualização.	99
Figura A.4–Bloco de controle de atitude para <i>pitch</i> . A mesma estrutura foi adotada para <i>roll</i> e <i>yaw</i> .	100
Figura A.5–Bloco de controle de posição em \vec{X} . A mesma estrutura foi adotada para deslocamento em \vec{Y} .	100
Figura A.6–Bloco de controle de altura.	101
Figura A.7–Bloco de controle de altura pelo profundo.	101
Figura A.8–Bloco de controle de velocidade em VC.	101

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Parâmetros utilizados na simulação.	47
Tabela 2 – Comparaçāo entre critérios de otimização.	50
Tabela 3 – Parâmetros de qualidade de transição.	62
Tabela 4 – Parâmetros de qualidade de transição (estratégia TD).	62
Tabela 5 – Comparaçāo da dinâmica entre os dois métodos.	63
Tabela 6 – Tabela de componentes utilizados no protótipo.	75
Tabela 7 – Dados obtidos no teste de empuxo.	75
Tabela 8 – Resultados da sintonia.	76
Tabela 9 – Resultado do teste de transição parcial.	81
Tabela 10 – Comparaçāo da posição final da aeronave vista por diferentes fontes de dados.	86

LISTA DE ABREVIATURAS

Símbolo	Descrição
PID	Proporcional-integral-derivativo
LQR	<i>Linear-quadratic regulator</i> (Regulador quadrático linear)
CG	Centro de gravidade
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
VTOL	<i>Vertical Take-off and Landing</i> (Decolagem e pouso vertical)
VC	Voo em cruzeiro
GS	<i>Gain scheduling</i>
EKF	<i>Extended Kalman filter</i> (Filtro de Kalman Extendido)
GPS	<i>Global Positioning System</i> (Sistema de posicionamento global)
NED	<i>North-East-Down</i> (Norte-Leste-Baixo)
LIT	Sistema linear e invariante no tempo
PWM	<i>Pulse Width Modulation</i> (Modulação de Largura de Pulso)
ESC	<i>Electronic Speed Control</i> (Controle Eletrônico De Velocidade)
UART	<i>Universal asynchronous receiver-transmitter</i> (Transmissor/Receptor Universal Assíncrono)
I2C	<i>Inter-Integrated Circuit</i> (Circuito Inter-integrado)
SPI	<i>Serial Peripheral Interface</i> (Interface Periférica Serial).

LISTA DE SÍMBOLOS

Símbolo	Descrição
m	Massa da aeronave
g	Aceleração gravitacional
ρ	Densidade do ar
Ω	Velocidade angular do motor
K_c	Constante de empuxo dimensional das hélices
K_d	Constante de arrasto dimensional das hélices
β	Ângulo de <i>tilt</i>
C_L	Coeficiente de sustentação da aeronave
C_{di}	Coeficiente de arrasto induzido
C_d	Coeficiente de arrasto parasita
$S_{x,y,z}$	Área de vista frontal, lateral e inferior
$l_{y,xf,xt}$	Braço dos motores
l_p	Braço do profundo
S_{asa}	Área de asa
S_p	Área do profundo
$I_{xx,yy,zz}$	Momento de inércia em cada eixo

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	25
1.1	SOBRE O PROJETO	25
1.2	OBJETIVOS GERAIS	26
1.3	OBJETIVOS ESPECÍFICOS	26
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	27
2.1	MODELAGEM DE VANTS: QUADRIRROTORES E ASA FIXA	27
2.2	CONTROLE PID	27
2.3	TÉCNICAS DE TRANSIÇÃO	29
2.3.1	Transição direta	29
2.3.2	Transição com <i>Gain Scheduling - GS</i>	29
2.4	POUSO DE PRECISÃO	30
2.4.1	ArUco	30
3	MODELAGEM MATEMÁTICA	31
3.1	EIXOS DE COORDENADAS	31
3.2	CINEMÁTICA	32
3.3	TRANSFORMAÇÃO DE COORDENADAS	33
3.4	DINÂMICA	34
3.4.1	Forças	35
3.4.2	Momentos	37
3.4.3	Estados no modelo Newton-Euler	39
4	CONTROLE	41
4.1	VISÃO GERAL DO SISTEMA	41
4.2	CONTROLE EM VTOL	41
4.2.1	Controladores de atitude	41
4.2.2	Controle autônomo	42
4.2.2.1	Controle de altura (posição Z)	42
4.2.2.2	Controle de posição X e Y	42
4.3	CONTROLE DURANTE VC	43
4.3.1	Estabilidade longitudinal em cruzeiro	44
4.3.2	Controle de velocidade	44
4.4	CONTROLE DE TRANSIÇÃO	45
4.4.1	Fator de efetividade ε	45
4.4.2	Atuador do giro β e controle adaptativo	46
4.4.3	Resumo do controle de transição	46
5	SIMULAÇÃO	47

5.1	PARÂMETROS UTILIZADOS	47
5.2	BLOCOS	48
5.3	SINTONIA DE PIDS	48
5.3.1	Sinal de referência para otimização	49
5.3.2	Definição do critério de otimização	50
5.4	CONTROLE EM VTOL	50
5.5	VOO EM VC	52
5.6	TRANSIÇÃO	56
5.6.1	Controle adaptativo - <i>Gain scheduling</i> (GS)	57
5.6.2	Transição de controles - Fator de efetividade	59
5.6.3	VTOL para VC	60
5.6.4	VC para VTOL	61
5.6.5	Resultados e comparações	62
6	POUSO DE PRECISÃO	67
6.1	DESIGN DA PLATAFORMA DE POUSO (TAG)	67
6.2	POSICIONAMENTO E ORIENTAÇÃO	69
6.2.1	Modelagem da câmera e do espaço 3D	69
6.2.2	Algoritmo para estimativa de posição	69
7	RESULTADOS EXPERIMENTAIS	73
7.1	CARACTERÍSTICAS DA AERONAVE	73
7.1.1	Testes de empuxo	75
7.2	CONTROLE EM VTOL	75
7.2.1	Controle de atitude	77
7.2.2	Controle de posição	77
7.2.3	Testes autônomos	80
7.3	TRANSIÇÃO PARCIAL PARA VC	81
7.4	POUSO DE PRECISÃO	83
7.4.1	Régua de calibração	83
7.4.2	Testes de iluminação	83
7.4.3	Testes em voo	84
7.4.3.1	Qualidade de imagem	84
7.4.3.2	Pouso de precisão	85
7.4.4	Precisão de altura e orientação (<i>yaw</i>)	88
8	CONCLUSÃO	89
	REFERÊNCIAS	91
A	APÊNDICE A	97

1 INTRODUÇÃO

As últimas décadas foram marcadas por grandes avanços em sistemas motopropulsores alimentados por bateria, permitindo o melhoramento de sua eficiência energética. Aliando isso ao constante avanço de microprocessadores e sistemas embarcados popularizou-se a utilização de VANTs para lazer [1], agricultura [2] e missões de segurança, vigilância e resgate [3].

Um dos maiores problemas ao se utilizar VANTs nessas aplicações é seu baixo alcance devido ao limitado tempo de bateria, baixa manobrabilidade e precisão durante decolagem e pouso. Multirrotores, por exemplo, conseguem realizar deslocamentos para qualquer direção, mas não atingem altas velocidades e nem voos de longa duração devido à natureza de seu funcionamento. A configuração de asa fixa, por outro lado, possui um uso muito melhor de energia, mas necessita de uma pista para decolagem e pouso.

Uma solução promissora para o problema supracitado é uma configuração híbrida de aeronave que consegue decolar e poussar na vertical, mas durante seu voo em cruzeiro, inclina seus motores e troca para uma configuração de asa fixa. Sistemas como esses são conhecidos como convertiplanos, aeronaves de decolagem e pouso vertical (*Vertical Takeoff and Landing - VTOL*) de rotores basculantes (*tiltrotor*) e são utilizados em aplicações militares, em aeronaves como Bell Boeing V-22 Osprey e o BA-609 [4].

Além da melhora de eficiência, existe também uma busca cada vez maior de tornar uma missão de voo completamente autônoma e inteligente, evitando necessidade de operadores experientes. Para isso, empresas estão criando estações de pouso para VANTs, de forma que eles possam ser recarregados automaticamente [5]. Em consequência disso, projetos estão utilizando visão computacional para possibilitar pouso de precisão com qualidade melhor que GPS, existindo inclusive, empresas especializadas nessas soluções [6].

1.1 SOBRE O PROJETO

O projeto desenvolvido nesse trabalho chama-se Calyptra e foi criado com apoio do LabCET. Fundamentado com base no projeto Zipline [7], o Calyptra tem como objetivo realizar o transporte de suprimentos médicos para regiões longe dos centros urbanos, nas quais existe dificuldade no acesso para carros. O projeto busca suprir os centros de saúde com bolsas de sangue quando há falta delas, ou em situações emergenciais, evitando desperdício desse material quando há

um grande número de doações nos grandes centros. O projeto ainda encontra-se em fase inicial de desenvolvimento, mas análises preliminares indicam capacidade de transporte até distâncias de 49 km, com 3 kg de massa total.

1.2 OBJETIVOS GERAIS

A aeronave desenvolvida nesse trabalho possui duas fases de voo principais: decolagem e pouso vertical (VTOL) e voo em cruzeiro (VC). Este trabalho tem como objetivo propor uma estratégia de controle completa para o modo VTOL e desenvolver um modelo de transição para o modo VC. Devido à sua complexidade, o modo VC não será analisado detalhadamente, adotando-se apenas a análise simplificada longitudinal de sua estabilidade.

1.3 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

Os objetivos específicos são descritos abaixo:

- Para o modo VTOL, criação de um modelo de controle em alto nível em simulação que permita estabilizar a aeronave e tornar seus movimentos autônomos.
- Para o modo VC, criação de um modelo simplificado de controle, capaz de estabilizar longitudinalmente a aeronave, bem como tornar autônomas as mudanças de velocidade e de altura.
- Criação de um sistema de pouso de precisão usando visão computacional, permitindo erros no pouso de no máximo 10 cm, trabalhando à uma taxa mínima de 5 hz.
- Desenvolvimento de uma estratégia de transição que permita a mudança suave de modos de voo com variações de altura menores que 5 metros e permitindo estabilização para qualquer ângulo de *tilt*. Realização de um estudo da qualidade de transição comparando a outro método.
- Construção de um protótipo experimental para validar o controle em VTOL e parcialmente a transição para VC.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 MODELAGEM DE VANTS: QUADRIRROTORES E ASA FIXA

Durante VTOL, a aeronave desse projeto se comporta como um quadrirroto, composto de quatro motores dispostos à uma distância fixa de seu CG. O comportamento de um quadrirroto depende de muitos fatores não-lineares que atuam no corpo durante o voo. A modelagem da dinâmica de quadrirrotos foi estudada em diversos trabalhos. Entre eles destaca-se uma abordagem simplificada para o modelo [8], considerando apenas componentes de forças e momentos dos motores. Outro trabalho, [9] utiliza uma versão linearizada do movimento da aeronave.

Modelagens mais detalhadas da dinâmica foram estudadas em [10] e [11], ampliando a gama de análises das forças e momentos atuantes nesse tipo de aeronave, bem como sugestões de controle. Todos os trabalhos citados mostram simulações que ajudaram a embasar esse trabalho, destacando-se [12] que utiliza *Matlab* para realizar a progressão dos estados da aeronave. Para modelagem na configuração de asa fixa, utilizou-se como base Anderson[13] com apoio de Thums[14], os quais mostram as principais forças aerodinâmicas que devem ser consideradas nas análises em VC.

Visando a construção de um protótipo experimental, trabalhos como de Bershadsky et al.[15] e Gatti[16] mostram otimização do sistema elétrico de quadrirrotos de alta eficiência, buscando a melhor escolha de conjunto motopropulsor e abordando conceitos básicos de projeto e interligação dos sistemas em VANTS.

2.2 CONTROLE PID

O controlador proporcional-integral-derivativo é um mecanismo de realimentação muito utilizado em sistemas de controle industrial. Esta controladora calcula o erro entre uma variável medida e seu valor desejado. Com base nesse valor, tenta minimizar o erro ajustando sua saída com base em ganhos P, I e D . O termo proporcional (P) é um *feedback* direto entre o valor desejado e o medido. O ganho integral (I) representa a correção de erros acumulados a longo prazo. Por fim, o ganho derivativo (D) consegue se adaptar a variações de erro, podendo ser entendido como uma previsão de futuros erros [17].

Matematicamente, uma controladora PID pode ser expressa pela

equação 2.1.

$$G(s) = K_p + \frac{K_I}{s} + K_d \cdot s \quad (2.1)$$

Apesar de já existirem técnicas mais complexas para controle desses sistemas como controle *Smart Fuzzy* com base em algoritmos genéticos [18] ou usando LQR [17], a utilização de PIDs em VANTs não é nova e já é muito bem estabelecida, possuindo muitos anos de pesquisa e aplicações em quadrirotóres e aeronaves [19]. Esse tipo de controlador permite a criação de diversas malhas para realizar a estabilização e controle autônomo [20] sendo validado em trabalhos experimentais [11].

O objetivo principal do controle de uma aeronave autônoma é buscar otimizar três parâmetros [17]:

- Estabilidade e robustez a perturbações (neste caso, rajada de vento).
- Transiente adequado (tempo de subida e sobressinal)
- Acurácia em regime permanente (capacidade de seguir uma referência)

Em sistemas reais, onde não é possível aumentar indeterminadamente os ganhos, dadas as limitações de *hardware* e *software*, geralmente é necessário realizar um *trade-off* entre esses objetivos, buscando a melhor resposta para o sistema [21].

Portanto, encontrar o melhor controle possível requer um estudo nas maneiras para realizar a sintonia dos PIDs. No caso do controle de VANTs, os métodos mais utilizados são: Ziegler-Nichols [22], Cohen-Coon [23] ou ainda manualmente, com algoritmos empíricos utilizado por pilotos de aeromodelos [24]. Essas maneiras de sintonia fornecem resultados razoáveis para um controle básico de uma aeronave, mas nem sempre a melhor solução para o problema.

Atualmente, uma opção que vem sendo muito explorada nessa área é a utilização de controle ótimo, por meio dos critérios IAE, ITAE, ISE e ITSE cujas fórmulas são apresentadas a seguir [25].

$$IAE = \int_0^t |e(t)| dt \quad (2.2)$$

$$ISE = \int_0^t e^2(t) dt \quad (2.3)$$

$$ITAE = \int_0^t t |e(t)| dt \quad (2.4)$$

$$ITSE = \int_0^t te^2(t)dt \quad (2.5)$$

Busca-se minimizar o erro $e(t)$ entre o sinal desejado e o medido. Estudos sobre algorítimos que utilizam esses critérios ótimos podem ser vistos no trabalho de Sahib e Ahmed[26].

2.3 TÉCNICAS DE TRANSIÇÃO

2.3.1 Transição direta

O controle em modo VTOL e em modo VC são duas configurações de voo muito distintas. Enquanto uma utiliza apenas os motores para se estabilizar, a outra faz uso das superfícies aerodinâmicas, sendo que a transição entre esses modos requer uma estratégia geral de funcionamento. A transição direta de um modo para o outro é uma das técnicas mais utilizadas nesse estilo de projeto, que consiste na mudança abrupta de um modo para outro. Um estudo completo da dinâmica dessa estratégia é visto em Frank et al.[27].

Uma versão da transição direta é a estratégia implementada na biblioteca *Ardupilot* [28], método utilizado em projetos amadores e extremamente simplificado, onde mantém-se um ângulo de *tilt* fixo até atingir a velocidade de estol. Neste momento acontece a mudança de comandos e completa-se o *tilt* dos motores.

Esses trabalhos demonstram que os métodos de transição direta possuem grande dependência do design da aeronave e do momento da troca de comando. Além disso, essa técnica não permite que o voo aconteça de forma estável para todos os ângulos de *tilt* dos motores, apenas momentaneamente.

2.3.2 Transição com *Gain Scheduling* - GS

Com o objetivo de tornar a transição suave, é possível utilizar uma técnica chamada *Gain Scheduling*. Em sistemas de controle, este método é utilizado para adaptar os controladores PID para diferentes pontos de operação de um sistema não-linear, melhorando seu desempenho [29].

Com base nisso, o trabalho de Hernández-García e Rodríguez-Cortés[30] realiza simulação de uma transição de um bimotor VTOL usando GS.

Destaca-se trabalhos como de Malang[31] que utiliza GS na transição de uma aeronave VTOL *tail-sitter*. Uma pesquisa detalhada de técnicas de tiltrotor foi realizada por Liu et al.[32], onde sintetiza diversos trabalhos e estratégias juntamente com os resultados apresentados por estes.

2.4 POUSO DE PRECISÃO

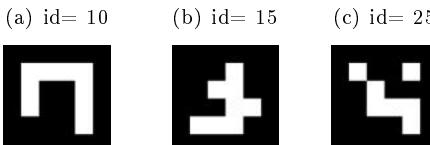
O pouso de uma aeronave é uma das etapas mais críticas de sua missão. Em VANTs o pouso autônomo é guiado por GPS que possui uma precisão de no máximo 1 metro. Para realizar um processo de pouso em uma estação de recarga, por exemplo, é necessário um sistema mais preciso. Trabalhos como Sharp et al.[33] realiza o controle de um VANT com base em uma imagem de quadrados com detecção de cantos. Um marcador mais robusto foi proposto por Nguyen P. H.[34], na qual realiza a estimativa de posição de um VANT por meio de um formato circular recursivo. Apesar de seus resultados demonstrarem uma precisão boa em testes, estes se aproximaram muito da precisão usando detecção pela biblioteca de realidade aumentada ArUco.

2.4.1 ArUco

ArUco é uma ferramenta desenvolvida para a biblioteca de processamento de imagem OpenCV [35] na área de realidade aumentada, e seu objetivo é extrair informações do universo 3D a partir de marcadores padronizados. Esses marcadores consistem em uma matriz de quadrados brancos ou pretos que formam um identificador numérico ligado por sua representação em bits [36]. Alguns marcadores são vistos na figura 1.

Devido sua robustez, rapidez no processamento de imagem e estimativa de posição, os ArUcos são ótimas opções para utilização no pouso de precisão. Nesse contexto destaca-se o trabalho de Carreira [37], que utiliza esses marcadores para esse propósito.

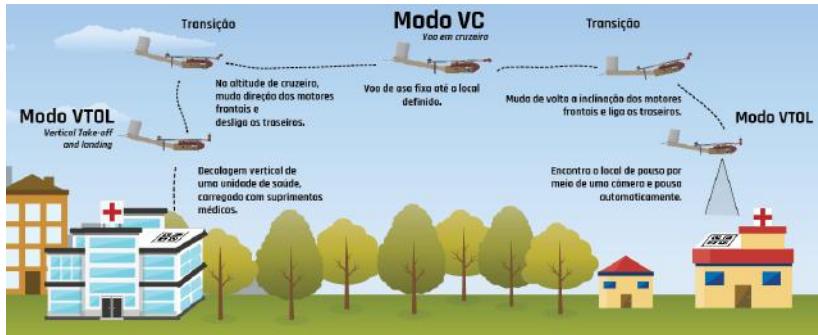
Figura 1 – ArUco e seus identificadores.



Fonte: Autor por meio de [36].

3 MODELAGEM MATEMÁTICA

Figura 2 – Missão de voo



Fonte: Autor.

A aeronave VTOL proposta neste projeto utiliza quatro motores para realizar a decolagem e pouso vertical. Ao alcançar uma altura desejada, os dois motores frontais giram em relação ao eixo lateral e ganham velocidade até conseguir se sustentar pela asa, desligando os outros dois motores traseiros, conforme mostra figura 2.

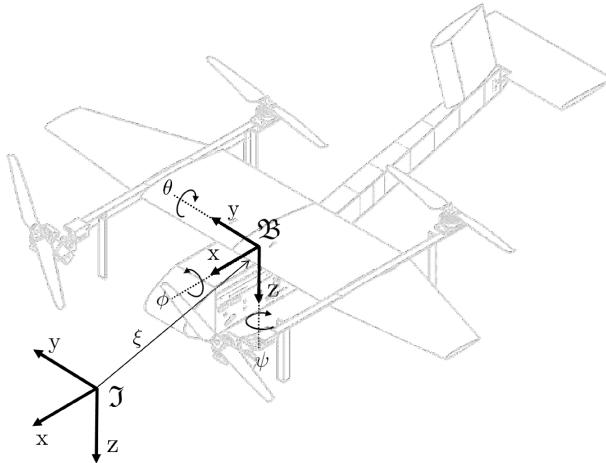
Essencialmente, a modelagem da aeronave durante a decolagem e pouso é similar à um quadrirroto, já estudada em trabalhos como [8], [10] e [11]. Esses trabalhos, no entanto, não consideram aspectos fundamentais de uma aeronave *tiltrotor*, como a existência de outras superfícies aerodinâmicas e a transição para voo em cruzeiro. Portanto, o modelo aqui apresentado foi desenvolvido para considerar esses detalhes e proporcionar uma simulação mais fiel ao projeto real.

3.1 EIXOS DE COORDENADAS

Para realizar a modelagem matemática é preciso definir os eixos de coordenadas que serão utilizado para descrever os movimentos lineares e angulares da aeronave. Nesse modelo, são necessários pelo menos dois referenciais para poder representar a dinâmica do sistema.

O primeiro eixo de coordenadas é chamado de **referencial inercial** $\mathfrak{I} = \{\vec{X}_{\mathfrak{I}}, \vec{Y}_{\mathfrak{I}}, \vec{Z}_{\mathfrak{I}}\}$, que é fixo na terra. O segundo eixo de coordenadas é chamado de **referencial do corpo** $\mathfrak{B} = \{\vec{X}_{\mathfrak{B}}, \vec{Y}_{\mathfrak{B}}, \vec{Z}_{\mathfrak{B}}\}$ que é fixo no CG da aeronave e se desloca e rotaciona rigidamente junto com o corpo. A Figura 3 mostra a relação entre esses eixos.

Figura 3 – Eixos de referência adotados.



Fonte: Autor.

3.2 CINEMÁTICA

O movimento da aeronave pode ser representado por vetores que descrevem sua orientação e posição em relação ao referencial inercial. A posição linear da aeronave e sua velocidade linear são representados respectivamente por:

$$\xi = [x \quad y \quad z]^T \in \mathbb{R}^3 \quad (3.1)$$

$$v = [\dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{z}]^T \in \mathbb{R}^3 \quad (3.2)$$

Já a posição e velocidade angular em relação ao referencial inercial podem ser descritos utilizando os ângulos de Euler, respectivamente:

$$\eta = [\phi \quad \theta \quad \psi]^T \in \mathbb{R}^3 \quad (3.3)$$

$$\dot{\eta} = [\dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi}]^T \in \mathbb{R}^3 \quad (3.4)$$

Define-se também a velocidade linear e angular no referencial do corpo \mathfrak{B} :

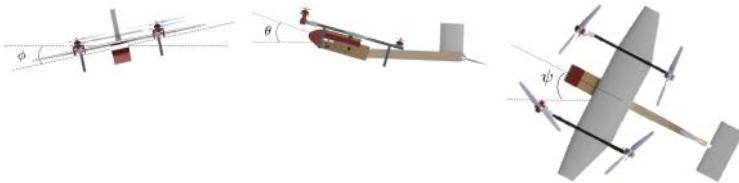
$$v_{\mathfrak{B}} = [u \quad v \quad w]^T \in \mathbb{R}^3 \quad (3.5)$$

$$\omega = [p \quad q \quad r]^T \in \mathbb{R}^3 \quad (3.6)$$

Importante destacar que $\omega \neq \dot{\eta}$, sendo o primeiro a velocidade angular no qual o corpo gira em relação ao seu eixo, e o segundo a derivada temporal dos ângulos de Euler. A mudança de sua atitude (η) no estudo aeronáutico também é chamado respectivamente de *roll*, *pitch* e *yaw*, sendo mostrado na equação 4.

Figura 4 – Mudanças de atitude.

(a) Movimento de *roll*. (b) Movimento de *pitch*. (c) Movimento de *yaw*.



Fonte: Autor.

3.3 TRANSFORMAÇÃO DE COORDENADAS

Para poder trabalhar com ambas coordenadas, é preciso entender como calcular a rotação de um sistema de referência para outro. Isso é feito por meio de uma matriz de rotação, que consiste de uma sequência de rotações independentes e pré-definidas em torno de seus eixos [11]. Para este trabalho optou-se pela utilização do padrão de rotação ZYX, que consiste na sequência *yaw-pitch-roll*, mostrado na figura 3.7.

$$R_{zyx}(\theta, \phi, \psi) = \begin{bmatrix} c(\theta)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) \\ c(\theta)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)c(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) \\ -s(\theta) & s(\phi)c(\theta) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix}, \quad (3.7)$$

Onde $c(x) = \cos(x)$ e $s(x) = \sin(x)$. Portanto, um ponto $P \in \mathbb{R}^3$ descrito no referencial do corpo, pode ser representado no referencial inercial por meio da matriz $R_{zyx}(\theta, \phi, \psi) \in \mathbb{R}^{3x3}$ com:

$$P_{\mathfrak{I}} = R_{zyx}(\theta, \phi, \psi) \cdot P_{\mathfrak{B}} \quad (3.8)$$

Vale notar que a rotação contrária $\mathfrak{I} \rightarrow \mathfrak{B}$ é dada por $R_{zyx}^{-1}(\theta, \phi, \psi)$. Como $R_{zyx}(\theta, \phi, \psi)$ é ortogonal, a transformação do referencial inercial

para o corpo é:

$$P_{\mathfrak{B}} = R_{zyx}^T(\theta, \phi, \psi) \cdot P_{\mathfrak{I}} \quad (3.9)$$

Sob esse ponto de vista, a transformação das velocidades angulares de $\omega_{\mathfrak{I}} = [\dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi}]^T \in \mathbb{R}^3$ em $\omega_{\mathfrak{B}} \in \mathbb{R}^3$ pode ser descrita pela equação 3.10 [12].

$$\omega_{\mathfrak{B}} = T(\theta, \phi, \psi) \cdot \omega_{\mathfrak{I}} \quad (3.10)$$

Onde:

$$T(\theta, \phi, \psi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \cos \theta \cdot \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cdot \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

Finalmente, a transformação da velocidade linear e angular da aeronave do referencial inercial para o corpo pode ser resumida nas equações 3.12 e 3.13.

$$v_{\mathfrak{B}} = R_{zyx}^T \cdot v \quad (3.12)$$

$$\omega = T \cdot \dot{\eta} \quad (3.13)$$

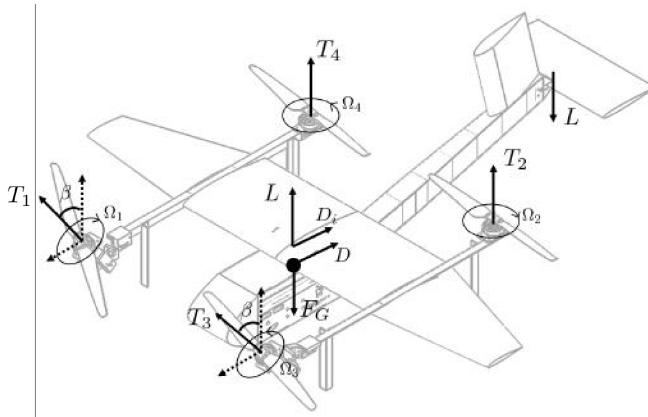
3.4 DINÂMICA

Para modelar a dinâmica do sistema as seguintes premissas foram assumidas:

- A aeronave é um corpo rígido
- O centro de gravidade da aeronave está na origem do referencial do corpo.
- Hélices são rígidas.
- Desconsidera-se efeito solo.

Os somatórios de forças e momentos descritos nessa seção serão todos referenciados no eixo de coordenadas \mathfrak{B} , sendo possível a utilização das estratégias da seção 3.3 para mudança de referencial.

Figura 5 – Diagrama de forças.



Fonte: Autor.

3.4.1 Forças

Força gravitacional

A força gravitacional pode ser descrita utilizando o referencial inercial, já que independente da posição ou atitude da aeronave, ela sempre está apontando para o centro da terra. Portanto:

$$\mathbf{F}_{GJ} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

Utilizando a transposta da matriz de rotação definida em 3.7 é possível encontrar a força gravitacional no referencial do corpo:

$$\mathbf{F}_G = R_{zyx}^T \cdot \mathbf{F}_{GJ} \quad (3.15)$$

Empuxo

O empuxo T_i de um motor é causado pela taxa de giro Ω_i da hélice acoplada nele, e pode ser descrito pela equação abaixo [38].

$$T_i = K_T \rho \Omega_i^2 D_h^4 \quad (3.16)$$

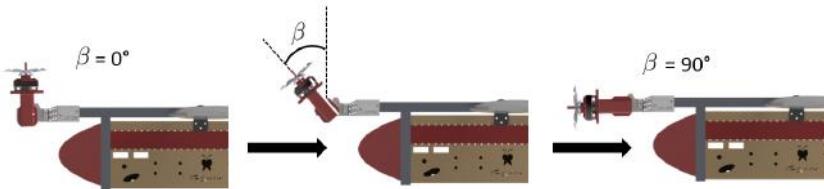
Considerando que o diâmetro D_h da hélice, a constante de empuxo K_T e a densidade do ar ρ não mudam durante um voo, é possível

resumir esses parâmetros em uma só constante dimensional, formando a equação 3.17.

$$T_i = K_c \Omega_i^2 \quad (3.17)$$

No modelo de *tiltrotor* utilizado, os dois motores frontais inclinam para realizar a transição para voo em cruzeiro. Tendo isso em vista, é possível definir o ângulo de inclinação do motor como β , conforme mostrado na figura 6.

Figura 6 – Ângulo de *tilt* (β).



Fonte: Autor.

Por conseguinte, o empuxo na aeronave pode ser calculado como:

$$T_B = K_c \begin{bmatrix} (\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \cdot \sin \beta \\ 0 \\ -(\Omega_2^2 + \Omega_4^2) - (\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \cdot \cos \beta \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

Sustentação

Além do conjunto motopropulsor, atuam também na aeronave as forças aerodinâmicas de sustentação da asa e do profundo. A equação 3.19 descreve a força de sustentação da aeronave [13]. Para simplificação, será usada a velocidade em relação ao corpo.

$$L = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -C_L \frac{\rho}{2} S_{asa} u^2 \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

Vale notar que, para simplificação, o coeficiente de sustentação C_L utilizado nesse trabalho resume a força da aeronave toda (profundor e asa juntos). O C_L é função de seu ângulo α , que representa a inclinação do perfil da asa em relação ao fluxo de ar e pode ser aproximado por uma função linear.

Arrasto induzido

A equação 3.20 descreve o efeito do arrasto induzido.

$$Di = \begin{bmatrix} -C_{di} \frac{\rho}{2} S_{asa} u^2 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

Analogamente, o coeficiente de arrasto induzido C_{di} pode ser obtido por simulações. Importante lembrar que, neste modelo, tanto o arrasto induzido quanto a sustentação só ocorrem quando há velocidade no sentido $\vec{X}_+^{\mathfrak{B}}$, caso contrário desconsideram-se ambas componentes.

Arrasto parasita

Outras estruturas presentes na aeronave, como fuselagem, *tail-boom* e trem de pouso, também causam resistência ao movimento, à esta força dá-se o nome de arrasto parasita D [13]. O arrasto parasita pode ocorrer em todos os eixos de \mathfrak{B} podendo ser descrito como $D_{\mathfrak{B}} \in \mathbb{R}^3$ conforme a equação 3.21.

$$D = -sgn(v_{\mathfrak{B}}) \circ C_d \frac{\rho}{2} S_a v_{\mathfrak{B}}^{\circ 2} \quad (3.21)$$

Onde S_a representa uma matriz diagonal com a área frontal S_x , área lateral S_y e inferior S_z da aeronave.

$$S_a = \begin{bmatrix} S_x & 0 & 0 \\ 0 & S_y & 0 \\ 0 & 0 & S_z \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

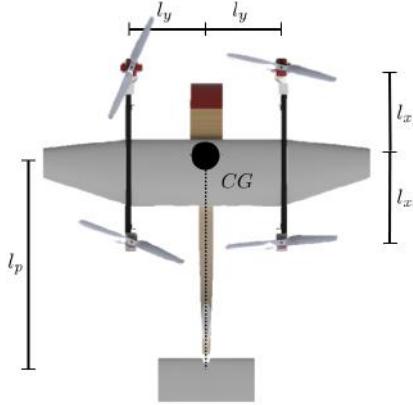
Abindo a equação 3.21 obtém-se:

$$D_{\mathfrak{B}} = C_d \frac{\rho}{2} \begin{bmatrix} S_x & 0 & 0 \\ 0 & S_y & 0 \\ 0 & 0 & S_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -sgn(u).u^2 \\ -sgn(v).v^2 \\ -sgn(w).w^2 \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

3.4.2 Momentos

O cálculo dos momentos presentes na aeronave dependem das forças e do local em que elas estão sendo aplicadas. Para isso, utiliza-se o esquemático apresentado na figura 7, que mostra o posicionamento dos motores em relação ao CG.

Figura 7 – Distância das forças aplicadas.



Fonte: Autor.

Momentos durante VTOL

Nessa configuração, o momento no eixo \vec{X} e \vec{Y} é causado pelas forças descritas na equação 3.17. Diferente do momento de *pitch* e *roll*, o momento de *yaw* é causado pelo torque de giro dos motores em consequência do arrasto aerodinâmico das hélices (K_d) [17]. Portanto, a equação 3.24 mostra o equacionamento desses momentos.

$$\begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_c l_y (-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \\ K_c (l_{xf} (\Omega_1^2 + \Omega_3^2) - l_{xt} (\Omega_2^2 + \Omega_4^2)) \\ K_d (-\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

Juntos, o empuxo no eixo \vec{Z} e os torques causados pelos rotores podem ser descritos na equação 3.25.

$$\begin{bmatrix} T_Z \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -K_d & -K_d & -K_d & -K_d \\ -K_c l_y & K_c l_y & K_c l_y & -K_c l_y \\ K_c l_{xf} & -K_c l_{xt} & K_c l_{xf} & -K_c l_{xt} \\ K_d & K_d & -K_d & -K_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

Durante a transição para voo em cruzeiro, a componente de força no eixo \vec{Z} varia com o giro do mecanismo de *tiltrotor* dos dois motores frontais. Levando em conta esses parâmetros, a equação 3.25 pode ser

reescrita como:

$$\begin{bmatrix} T_{\mathfrak{B}} \\ \tau_{\phi} \\ \tau_{\theta} \\ \tau_{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -K_d & -K_d & -K_d & -K_d \\ -K_{cl}y & K_{cl}y & K_{cl}y & -K_{cl}y \\ K_{cl}xf & -K_{cl}xt & K_{cl}xf & -K_{cl}xt \\ K_d & K_d & -K_d & -K_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \cos \beta \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \cos \beta \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

Momento do profundo

Para avaliar a transição de VTOL para voo em cruzeiro, adiciona-se o momento do profundo na análise de estabilização longitudinal, visto pela equação 3.27.

$$\tau_p = \begin{bmatrix} 0 \\ l_p C_{Lp} \frac{\rho}{2} S_p u^2 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

Onde C_{Lp} é função do ângulo de ataque α_p do profundo, e seus parâmetros podem ser obtidos através de métodos numéricos com base no formato do seu perfil.

3.4.3 Estados no modelo Newton-Euler

Agora que as equações de forças e torques externos já foram definidas, é necessário escolher um modelo formal para síntese dos movimentos da aeronave. Neste trabalho, utiliza-se o modelo de Newton-Euler de corpos rígidos [11]:

$$\begin{bmatrix} mI_{3x3} & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{v}_{\mathfrak{B}} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega \times m.v_{\mathfrak{B}} \\ \omega \times I.\omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{\mathfrak{B}} \\ \tau_{\mathfrak{B}} \end{bmatrix} \quad (3.28)$$

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

Onde $F_{\mathfrak{B}}$ e $\tau_{\mathfrak{B}}$ é o somatório de forças e torques externos no corpo, I_{3x3} é a matriz identidade e I representa a matriz com os momentos de inércia em cada eixo do corpo em sua diagonal principal. Isolando a aceleração linear e angular do corpo ($\dot{v}_{\mathfrak{B}}$ e $\dot{\omega}$) é possível escrever:

$$\begin{bmatrix} \dot{v}_{\mathfrak{B}} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} mI_{3x3} & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix}^{-1} \left(\begin{bmatrix} F_{\mathfrak{B}} \\ \tau_{\mathfrak{B}} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \omega \times m.v_{\mathfrak{B}} \\ \omega \times I.\omega \end{bmatrix} \right) \quad (3.30)$$

Onde:

$$F_{\mathfrak{B}} = F_G + T_{\mathfrak{B}} + L + Di + D \in \mathbb{R}^3 \quad (3.31)$$

$$\tau_{\mathfrak{B}} = \tau_\phi + \tau_\theta + \tau_\psi + \tau_p \in \mathbb{R}^3 \quad (3.32)$$

Finalmente, é possível encontrar a dinâmica da aeronave no espaço de estados. Passando a força gravitacional para o referencial \mathfrak{B} e desenvolvendo os produtos cruzados é possível definir os 12 estados do sistema como:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \\ \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v.r - w.q - g \sin \theta + \frac{T_{\vec{x}} + Di_{\vec{x}} + D_{\vec{x}}}{m} \\ w.p - u.r + g \sin \phi \cos \theta + \frac{D_{\vec{y}}}{m} \\ q.u - p.v + g \cos \phi \cos \theta + \frac{T_{\vec{z}} + D_{\vec{z}} + L_{\vec{z}}}{m} \\ \frac{\tau_\phi - r.q.(I_{zz} - I_{yy})}{I_{xx}} \\ \frac{\tau_\theta + \tau_{p_{\vec{y}}} - p.r.(I_{xx} - I_{zz})}{I_{yy}} \\ \frac{\tau_\psi - p.q.(I_{yy} - I_{xx})}{I_{zz}} \\ R_{zyx} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \\ T^{-1} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \end{bmatrix} \quad (3.33)$$

4 CONTROLE

Este capítulo mostra o desenvolvimento da arquitetura do sistema de controle responsável pela mudança de atitude, estabilização, e seguimento de rota autônoma. Será definido os blocos que serão utilizados no sistema, bem como as entradas, saídas e sinais intermediários.

4.1 VISÃO GERAL DO SISTEMA

A equação 3.33 mostrou os 12 estados que indicam a progressão das variáveis uma em relação à outra. Neste projeto há o interesse em estabilizar a atitude da aeronave e tornar o movimento dela autônomo em relação a pontos estabelecidos pelo referencial inercial \mathcal{I} . Para isso, é necessário acrescentar na saída do sistema a posição (ξ) e atitude (η) instantânea da aeronave em relação a esse referencial. Para isso, basta realizar a integral no tempo dos valores da velocidade linear (v) e angular ($\dot{\eta}$). Esses parâmetros serão usados como saída do sistema de controle.

É importante perceber que as únicas formas de atuação no controle de posição e atitude da aeronave é com a mudança de rotação de cada um dos motores (Ω), ângulo de *tilt* (β) e ângulo de ataque do profundor (α_p); sendo definidas, portanto, como entradas para o bloco 'Dinâmica da Aeronave'.

4.2 CONTROLE EM VTOL

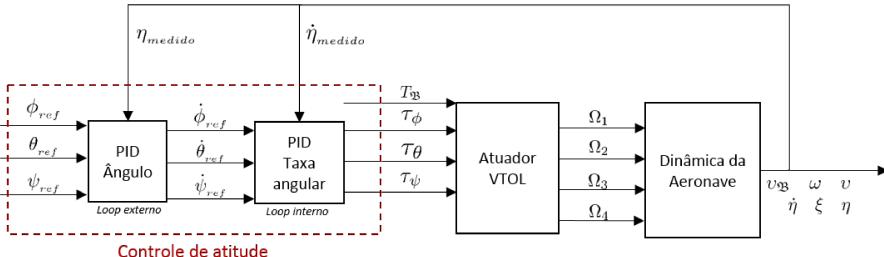
Durante VTOL, o controle de atitude da aeronave está relacionado com os momentos realizados por cada motor, definidos pela equação 3.24. Sob o ponto de vista de controle, é muito mais fácil trabalhar com o momento atuante no corpo do que controlar cada motor individualmente. Nesse sentido, a equação 3.25 torna-se muito útil, já que conseguem relacionar a velocidade angular dos motores com o empuxo e os momentos necessários para estabilizar a aeronave. Isto posto, é possível definir um bloco para representar essa conversão de variáveis, sendo chamado de 'Atuador'.

4.2.1 Controladores de atitude

O controle de atitude está relacionado com o controle do momento em cada eixo. Para isso, a estratégia adotada é a utilização de dois loops de PIDs. O loop externo calcula o erro de cada ângulo instantâneo (η) e gera em sua saída uma velocidade angular de referência, no qual

alimenta o loop interno de PIDs para gerar um valor de torque para correção de ângulo. O esquemático do controle pode ser visto na figura 8.

Figura 8 – Bloco controle de atitude.



Fonte: Autor.

Como cada momento está relacionado com apenas um eixo de rotação, é possível criar um conjunto de PIDs para cada ângulo independente. Dessa forma, tem-se o controle de cada eixo desacoplado um do outro.

4.2.2 Controle autônomo

4.2.2.1 Controle de altura (posição Z)

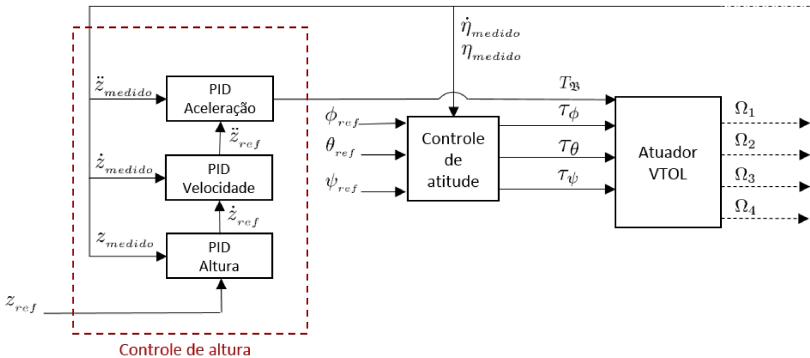
Durante VTOL a altura da aeronave é controlada pelo somatório da força de empuxo dos motores definido pela equação 3.18. Portanto, buscando deixar a aeronave em uma altura específica, basta aumentar ou diminuir a rotação de todos os motores, variando a força no eixo $\vec{Z}_\mathcal{B}$.

Tendo isso em mente, o controle de altura pode ser feito utilizando três camadas de PIDs, relacionadas com os erros de altura (z), velocidade linear (\dot{z}) e aceleração linear (\ddot{z}), e a sua saída é um sinal de empuxo ($T_\mathcal{B}$) total dos motores, conforme a figura 9.

4.2.2.2 Controle de posição X e Y

A estratégia apresentada para controle de altura também pode ser aplicada para deslocamento \vec{X} e \vec{Y} , mas sem necessidade de loop para aceleração linear [18] [39]. Além disso, é importante a distinção entre a movimentação nos referenciais \mathfrak{I} e \mathcal{B} . Enquanto o primeiro trabalha com eixos NED, relacionados à latitude, longitude e altitude; o

Figura 9 – Bloco controle de altura.



Fonte: Autor.

segundo utiliza a orientação para frente-direita-baixo relativo ao corpo da aeronave.

Em consequência disso, desejando movimentar-se para uma coordenada alvo no referencial \mathfrak{I} , é necessário levar em conta o ângulo no qual a aeronave aponta para frente (ψ) e transformar essas coordenadas para o referencial \mathfrak{B} utilizando a matriz de rotação definida pela equação 3.7. Dessa forma, a aeronave pode se deslocar para seu alvo sem modificação de sua direção frontal, tornando essas variáveis independentes uma da outra.

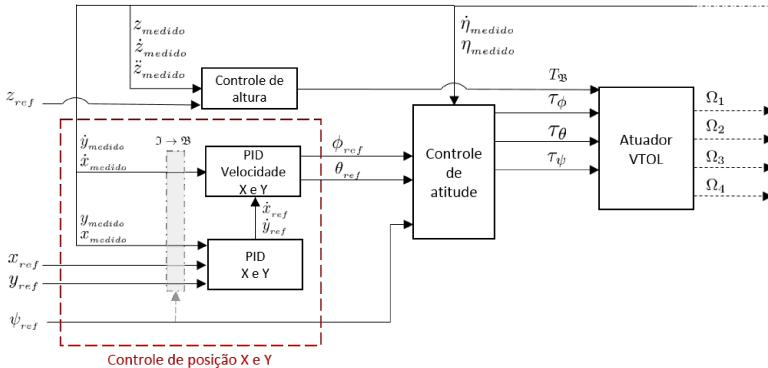
Tendo as coordenadas desejadas em \vec{X} e \vec{Y} no referencial \mathfrak{B} , basta uma mudança em sua atitude para o deslocamento ocorrer nesses eixos. Um ângulo θ^+ faz com que aconteça o deslocamento em \vec{X}^- enquanto um ângulo ϕ^+ induz um deslocamento \vec{Y}^+ .

Com base nas informações acima, o controle de posição pode ser projetado com dois loops. O externo utiliza a posição da aeronave para gerar uma velocidade linear de referência. O loop interno é acoplado logo em seguida ajustando o valor da velocidade linear requerida para um ângulo de *pitch* e *roll* conforme mostra figura 10.

4.3 CONTROLE DURANTE VC

Durante voo em cruzeiro, a estabilização acontece em decorrência da atuação das superfícies de controle da aeronave (Leme, Aileron e Profundor). Como na transição o eixo de estabilização crítico é o lon-

Figura 10 – Bloco controle de posição \vec{X} e \vec{Y} . Montagem final para controle autônomo.



Fonte: Autor.

gitudinal, esta análise não considerará os outros eixos. Neste modo o Atuador leva em conta apenas os motores frontais e o ângulo do profundo.

4.3.1 Estabilidade longitudinal em cruzeiro

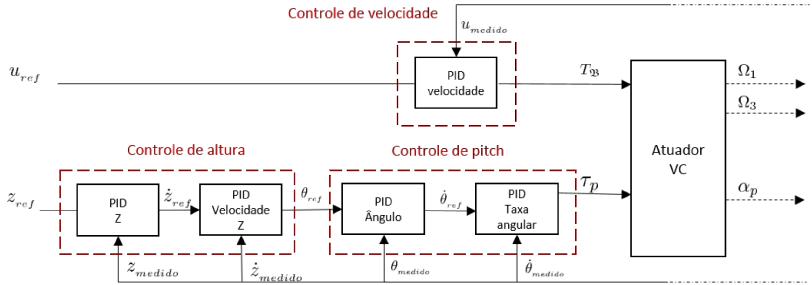
Durante VC, a atuação do profundo é responsável por sua estabilização longitudinal. Da mesma forma como mostrado na seção 4.2.1, o controle consiste de dois loops, um para o ângulo de *pitch* (θ) e outro para sua derivada ($\dot{\theta}$) gerando na saída um sinal de momento. O controle de altura também é consequência da atuação do profundo, e portanto, um loop externo é criado para realizar esse controle, utilizando z e \dot{z} igual mostrado na figura 11.

4.3.2 Controle de velocidade

Durante VC a sustentação da asa é responsável por fazer com que a aeronave não caia. Nisso, a equação 3.19 mostra sua dependência com a velocidade na qual a aeronave se encontra em relação ao vento. Para que a aeronave consiga ganhar velocidade, é necessário aplicar uma força no eixo $X_{\mathfrak{B}}^+$, o que pode ser feito com os motores frontais. Portanto, um PID relacionando à sua velocidade com o aumento do

empuxo dos motores pode ser aplicado nesses casos, conforme mostra a figura 11.

Figura 11 – Bloco de controle durante VC.



Fonte: Autor.

4.4 CONTROLE DE TRANSIÇÃO

Para realizar a transição com sucesso é necessário controle da altura e velocidade da aeronave. Por isso, apenas essas duas variáveis são utilizadas pra transição, tanto em VTOL quanto em VC.

4.4.1 Fator de efetividade ε

Uma pergunta importante pode ser feita nesse momento: Como fazer a troca do controle VTOL para o VC (e vice-versa) para obter uma transição suave entre as duas fases de voo.

A resposta para essa pergunta é o **fator de efetividade (ε)**, que funciona como um peso para a saída de cada atuador. Esse fator é utilizado em projetos similares [31] [32] e pode ser definido pela equação 4.1.

$$\varepsilon = \frac{\beta}{90} \quad (4.1)$$

O fator de efetividade é a solução para troca suave de comando da aeronave durante a transição. Quando está em VTOL, $\beta = 0^\circ$, significando que toda sua atuação acontecerá em função dos momentos causados pelos motores. Já quando está voando em VC, $\beta = 90^\circ$, a aeronave utiliza suas superfícies de comando e o empuxo dos motores frontais para se estabilizar. Por conseguinte, os pesos multiplicados nas

saídas dos atuadores são $1 - \varepsilon$ para VTOL e ε para VC. A figura 12 mostra o diagrama de blocos da transição utilizando esse fator.

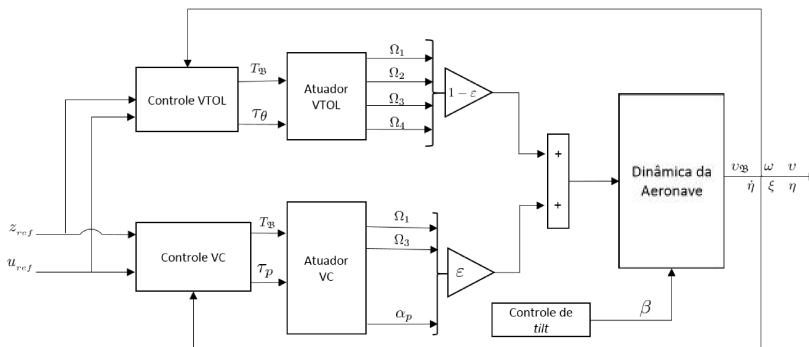
4.4.2 Atuador do giro β e controle adaptativo

Para transição entre os modos de voo é necessário um algoritmo para realizar o giro de *tilt* dos motores. Este bloco será responsável por aumentar e diminuir o ângulo β à uma taxa angular específica. Ademais, a mudança de β acarretará na mudança do valor dos ganhos utilizando o método *Gain Scheduling* que será visto no capítulo 5.

4.4.3 Resumo do controle de transição

Tendo em vista os conceitos definidos, o diagrama de transição pode ser montado conforme a figura 12.

Figura 12 – Funcionamento da transição entre VTOL e VC.



Fonte: Autor.

5 SIMULAÇÃO

Neste capítulo será apresentado a simulação criada para prever o comportamento da aeronave, juntamente com o desenvolvimento do sistema de controle. Para isso, é utilizado o software *Simulink* e *Matlab*. Todos os códigos da simulação estão disponíveis no repositório do Github desse projeto [40].

5.1 PARÂMETROS UTILIZADOS

Os parâmetros utilizados na simulação tiveram como base o projeto experimental da aeronave. Os valores foram obtidos a partir da modelagens em CAD, dados de *datasheet*, software de simulação para coeficientes aerodinâmicos, testes em bancada. Alguns desses teste serão detalhados no capítulo 7. A lista de parâmetros pode ser vista na tabela 1.

Tabela 1 – Parâmetros utilizados na simulação.

Variável	Valor	Unidade
m	3	kg
g	9,8	m/s^2
ρ	1,2	kg/m^3
K_c	$5,26 \cdot 10^{-5}$	$\frac{N.s^2}{rad^2}$
K_d	$2,25 \cdot 10^{-5}$	$\frac{N.m.s^2}{rad^2}$
$C_L(\alpha)$	$0,0744 \cdot (\alpha + 6) + 0,148$	-
C_{di}	0,0743	-
C_d	1,5	-
S_a	$\begin{bmatrix} 0,0114 & 0 & 0 \\ 0 & 0,0953 & 0 \\ 0 & 0 & 0,330 \end{bmatrix}$	m^2
l_y	0,27	m
l_{xf}	0,24	m
l_{xt}	0,3	m
l_p	0,71	m
$C_{Lp}(\alpha_p)$	$0,0232 \cdot \alpha_p - 0,0433$	-
S_{asa}	0,243	m^2
S_p	0,051	m^2
I	$\begin{bmatrix} 0,0754 & 0 & 0 \\ 0 & 0,0953 & 0 \\ 0 & 0 & 0,2043 \end{bmatrix}$	kg/m^2

5.2 BLOCOS

Para realizar o voo autônomo em VTOL foi implementado o sistema de controle mostrado pela figura 10. Nela, os blocos da dinâmica do sistema e do atuador foram feitos com base em um código do *Matlab* disponível em [40]. Os blocos de controle utilizam sistema discreto, com tempo de amostragem de $t = 0.01s$. O anexo A.1 mostra a implementação no *Simulink* para o voo VTOL autônomo, e os blocos de controle nos anexos A.4, A.5 e A.6. Importante notar que foi feita a adição de saturações nesses blocos para evitar que os sinais subam indeterminadamente.

Já para a simulação do voo em VC, utilizou-se como base o esquema de blocos mostrado na figura 11. A implementação é vista no anexo A.2. Os blocos de controle encontram-se no anexo A.7 e A.8.

5.3 SINTONIA DE PIDS

A sintonia dos PIDs foi feita baseado nos critérios ITAE, ISE, ITSE e IAE vistos no capítulo 2. Essa sintonia busca encontrar os ganhos dos PIDs para que o valor medido seja o mais próximo do valor de referência, podendo ser descrito em um problema de minimização 5.1, sendo a função objetivo α um dos critérios acima.

$$\min_{K_p, K_i, K_d} \alpha(e(t)) \quad (5.1)$$

Sabendo que essa sintonia tem como objetivo melhorar desempenho autônomo da missão, algumas malhas de controle foram juntadas para otimização. Os cinco otimizadores executados independentemente foram:

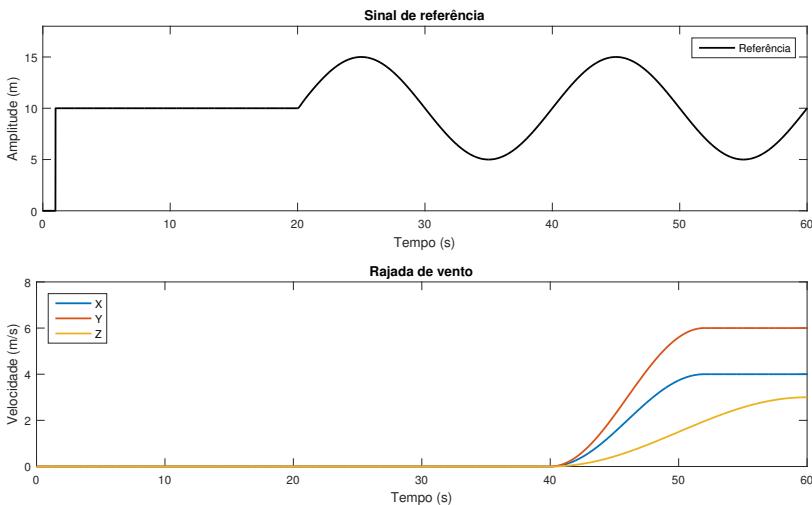
Durante VTOL:

- Deslocamento \vec{X} + orientação em *pitch* ($PID_{x,\dot{x},\theta,\dot{\theta}}$);
- Deslocamento \vec{Y} + orientação em *roll* ($PID_{y,\dot{y},\phi,\dot{\phi}}$);
- Orientação em *yaw* ($PID_{\psi,\dot{\psi}}$);
- Deslocamento em \vec{Z} ($PID_{z,\dot{z},\ddot{z}}$);

Durante VC:

- Velocidade + Deslocamento em \vec{Z} + orientação em *pitch* ($PID_{u,z,\dot{z},\theta,\dot{\theta}}$);

Figura 13 – Sinal utilizado para otimização na sintonia de PIDs.



Fonte: Autor.

5.3.1 Sinal de referência para otimização

O capítulo 2 mostrou alguns objetivos do controle em uma missão de voo. O sinal de referência para otimização foi criado pensando em cada um desses objetivos, buscando o melhor *trade-off* entre eles. O sinal de referência foi montado da seguinte forma:

- (i) No primeiro segundo é aplicado um degrau, exigindo do sistema uma resposta rápida a esse comando, com o menor sobressinal possível.
- (ii) Aos 20 segundos, inicia-se uma trajetória senoidal, simulando por exemplo, comandos autônomos de deslocamento de um lado para o outro. O menor erro a esse sinal indica bom seguimento de trajetória.
- (iii) Aos 40 segundos, aplica-se uma rajada de vento. A melhor adaptação a essa perturbação garante estabilidade e controlabilidade durante o voo.

A figura 13 mostra o sinal utilizado na otimização, bem como as perturbações aplicadas. A rajada de vento foi modelada segundo [41] e foi considerado como uma velocidade aparente para as superfícies aerodinâmicas. A otimização foi executada 100 vezes com valores iniciais aleatórios. As condições de contorno foram retiradas como base os limitantes de hardware e software do sistema experimental (ver código em [40]).

5.3.2 Definição do critério de otimização

Para se definir o critério de otimização avaliou-se duas funções objetivos: ITAE e ISE. Otimizou-se a malha de deslocamento em \vec{X} e *pitch*, observando as respostas das figuras 14a e 14b. O máximo sobressinal e o tempo de estabilização pode ser visto na tabela 2.

A otimização usando o critério ITAE mostrou um desempenho melhor, tanto no baixo tempo de estabilização quanto no menor sobressinal. Ademais, a otimização com o ISE gerou oscilações na trajetória em \vec{X} , o que deve ser evitado. Portanto, o critério ITAE foi escolhido para realizar as otimizações para as outras malhas de controle.

Tabela 2 – Comparaçāo entre critérios de otimização.

	ISE		ITAE	
	M_p	$t_{5\%}$	M_p	$t_{5\%}$
θ	9,2%	1,21 s	0,65%	0,65 s
\vec{X}	16,5%	4,83 s	9,9%	3,33 s

5.4 CONTROLE EM VTOL

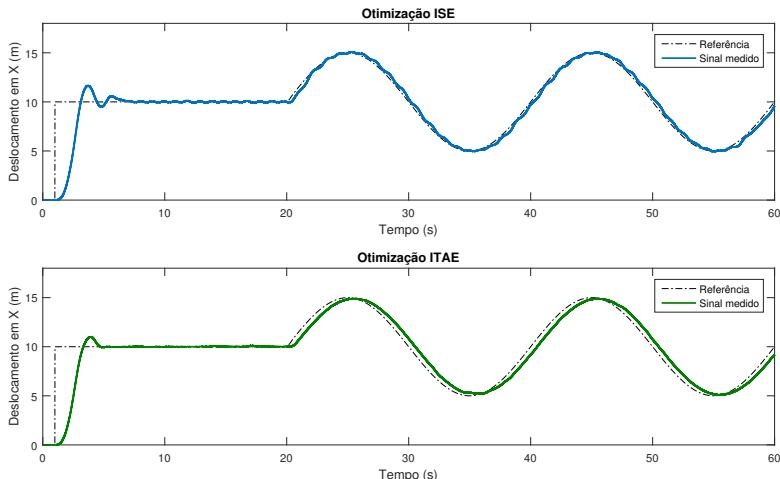
Para que a aeronave se estabilize é necessário que tenha uma resposta rápida para atitudes de referência. Para isso, a resposta ao degrau para um ângulo de referência é visto na figura 15. Verificou-se que todas respostas tiveram $t_{5\%} < 1,5\text{s}$ com sobressinal menor que 1%, sendo essas configurações suficientes para a missão desejada.

Para o voo autônomo, estabeleceu-se algumas coordenadas de referência de modo que a aeronave se desloque para esses pontos específicos. As respostas à esses comandos podem ser vistas na figura 16. Ademais, é possível realizar a perseguição de uma trajetória durante o voo para verificar a qualidade de seguimento do sinal, sendo alguns testes de trajetórias exibidos na figura 17.

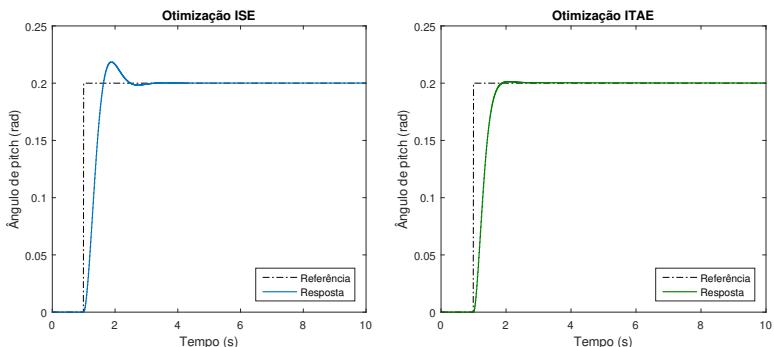
Os resultados mostraram que o deslocamento aconteceu sem problemas para os pontos de referência e com mínimos erros às trajetórias

Figura 14 – Comparação entre otimização ISE e ITAE.

(a) Resposta ao sinal de otimização.



(b) Resposta ao degrau à um comando de *pitch*.

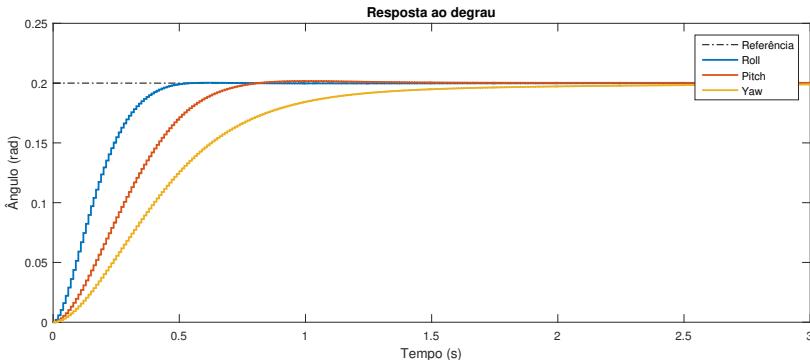


Fonte: Autor.

de referência. As pequenas oscilações e perturbações existentes no deslocamento acontecem devido ao acoplamento dos movimentos dos eixos e das não-linearidades do sistema, mas devido suas baixas amplitudes não prejudicam o voo.¹

¹ Para facilitar a visualização, os gráficos serão mostrados com o eixo Z apontando para cima, diferente do padrão adotado pelos referenciais.

Figura 15 – Resposta ao degrau de um comando de atitude.



Fonte: Autor.

5.5 VOO EM VC

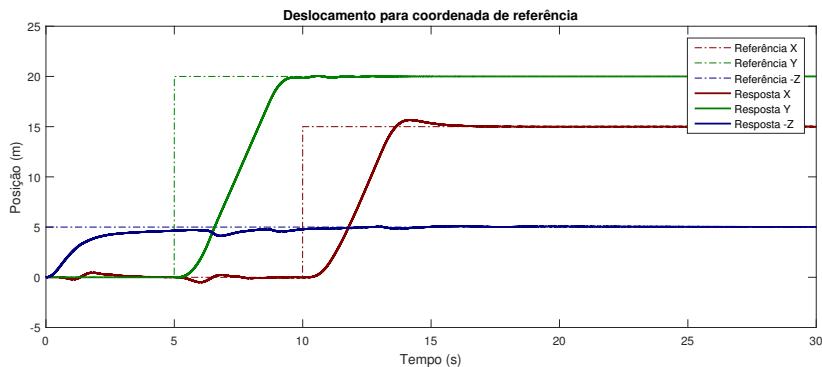
Durante VC pretende-se controlar a velocidade e a altura da aeronave. Essas variáveis podem ser controladas independentemente com a atuação do profundor, variação do empuxo dos motores frontais, e da mudança de ângulo de ataque. Como todos os parâmetros estão relacionados entre si, a otimização da sintonia dos PIDs foi feita com todos os ganhos juntos.

A velocidade de voo padrão da aeronave é de 15,8 m/s, sendo essa a velocidade de maior alcance de projeto, por isso, será usada como velocidade de referência nas simulações. A figura 18a mostra a aeronave realizando a mudança de velocidade durante o voo e seu ângulo de ataque sendo ajustado em consequência disso. A estabilização ocorreu em aproximadamente 5 segundos e a mudança de altura em consequência da variação velocidade foi sempre menor que 2 metros. Tendo em vista uma altura de voo em cruzeiro, essa variação não representa perigo para missão de voo.

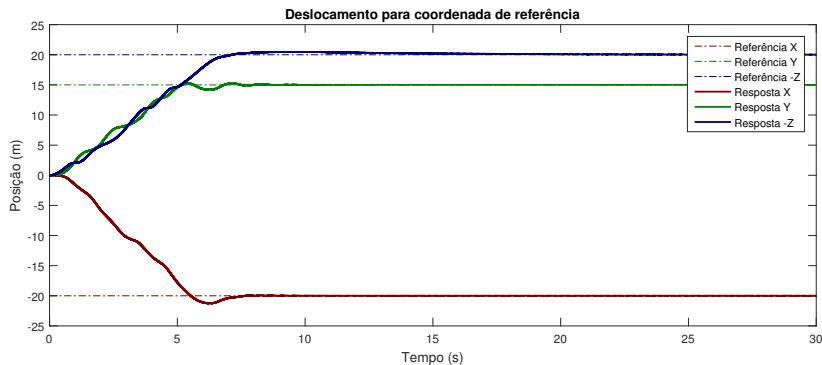
O teste para avaliar o controle de altura em VC pode ser visto na figura 18b. Verifica-se que o controle consegue realizar a mudança de altura sem nenhum sobressinal. A diminuição/aumento de velocidade causada pela variação de altura consegue ser ajustada em menos de 7 segundos para variações de 10 metros e o erro de velocidade não passa de 1 m/s. Ambos esses testes indicam que a aeronave está apta a se locomover e se estabilizar em VC sem problemas.

Figura 16 – Deslocamento de posição durante voo autônomo em VTOL.

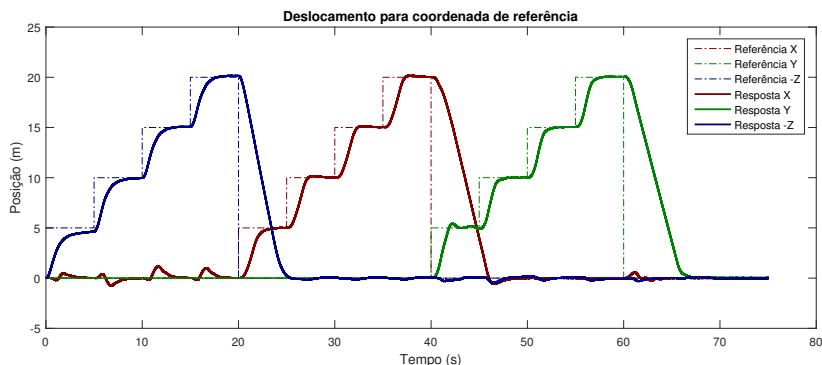
(a) Deslocamento para (15, 20, 5).



(b) Deslocamento para (-20, 15, 20).



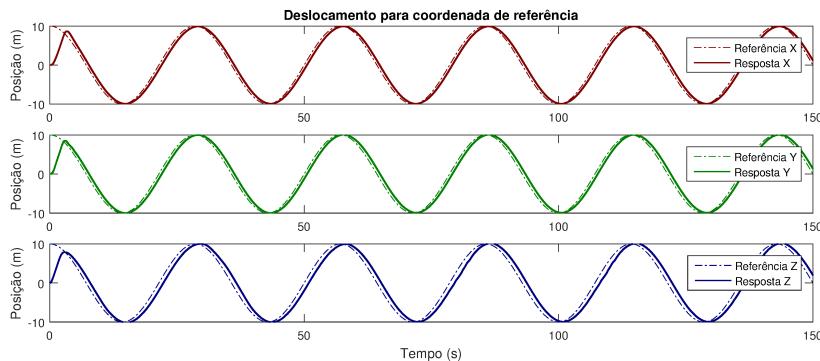
(c) Deslocamento para vários pontos.



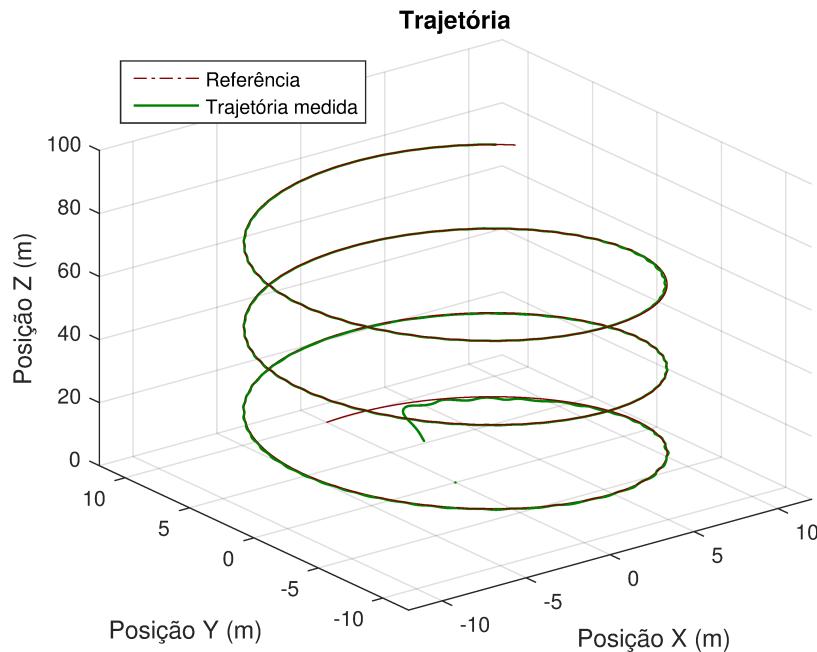
Fonte: Autor.

Figura 17 – Seguindo trajetória.

(a) Seguindo trajetória senoidal.



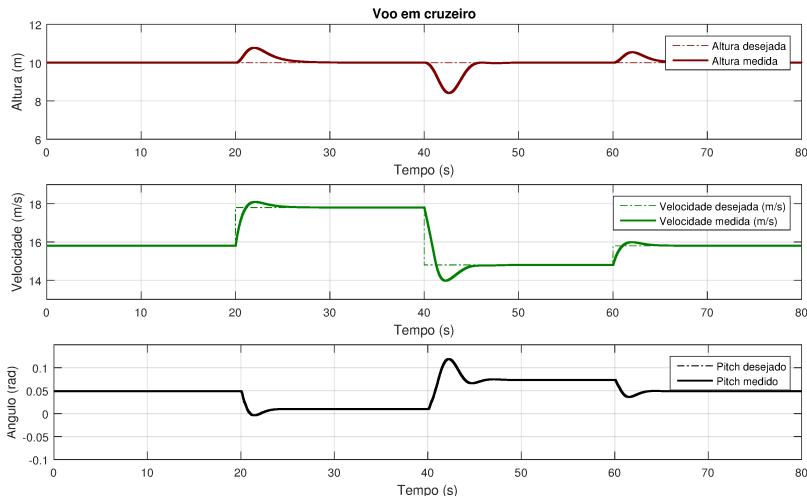
(b) Trajetória circular.



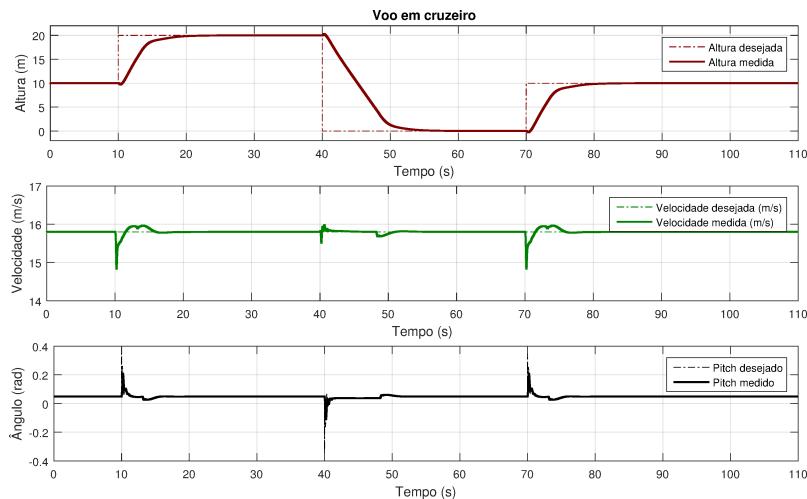
Fonte: Autor.

Figura 18 – Controle em VC

(a) Resposta à mudanças de velocidade.



(b) Resposta à mudanças de níveis de altura em voo.



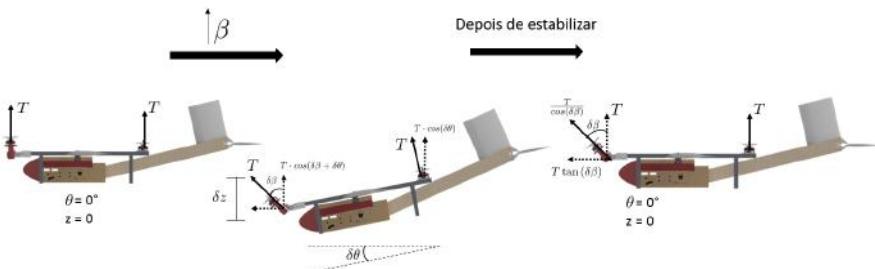
Fonte: Autor.

5.6 TRANSIÇÃO

Tendo o controle das duas fases de voo pronto é preciso implementar a transição entre elas. Para isso, uma estratégia de controle deve ser adotada visando tornar essa transição mais suave possível.

O primeiro passo para realizar uma transição é aumentar a velocidade horizontal para que a asa consiga gerar sustentação. Uma das formas mais intuitivas para se pensar na transição é mostrada na figura 19. Rotaciona-se os motores exigindo do controle que mantenha sua altura e seu *pitch*. O aumento do ângulo de *tilt* β nos motores frontais acarreta uma diminuição da força no eixo \vec{Z} e um torque negativo no corpo em \vec{Y} , causando diminuição de seu ângulo de *pitch* juntamente com uma breve perda de altura. Ao sentir essa pequena variação de altura e atitude, a aeronave aumenta o empuxo dos motores frontais até que a componente de força em \vec{Z} dos motores seja equilibrada e o ângulo de *pitch* esteja de volta a zero. Isso é feito sem nenhuma modificação na estratégia de controle explicada no capítulo 4, já que o sistema não sabe que os motores estão girando e entende isso como uma força externa que deve ser compensada.

Figura 19 – Estabilização automática conforme aumento de β .

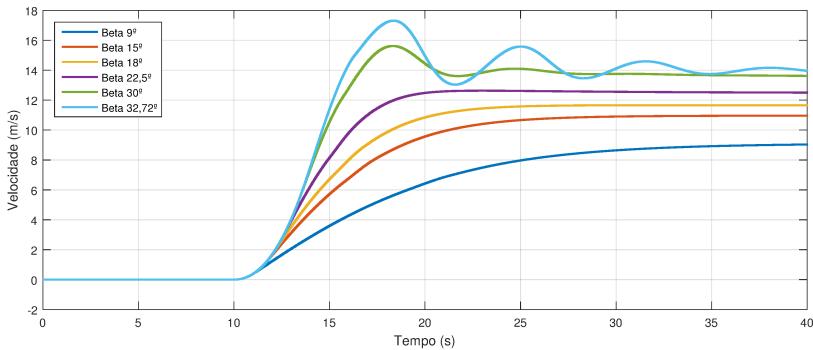


Fonte: Autor.

A consequência desse processo é um aumento de velocidade de uma aeronave estável sem perda de altura. É preciso investigar, no entanto, se a aeronave consegue atingir a velocidade de cruzeiro e se estabilizar durante esse processo. A figura 20 mostra a velocidade máxima atingida ao aumentar β em uma taxa $\dot{\beta}$ a partir dos 10s até atingir um β final, mantendo controle de sua altura.

Percebe-se que a aeronave consegue se estabilizar até aproximadamente $\beta = 30^\circ$, não possibilitando atingir a velocidade de cruzeiro em regime permanente. Para ângulos maiores, os ganhos calculados nas

Figura 20 – Aumento de velocidade até um β final, com os ganhos do voo autônomo em VTOL, $\dot{\beta} = 9^\circ$.



Fonte: Autor.

seções para voo autônomo não são adequados o suficiente para estabilizar a aeronave. Para realizar a transição completa deve-se melhorar a estratégia de controle.

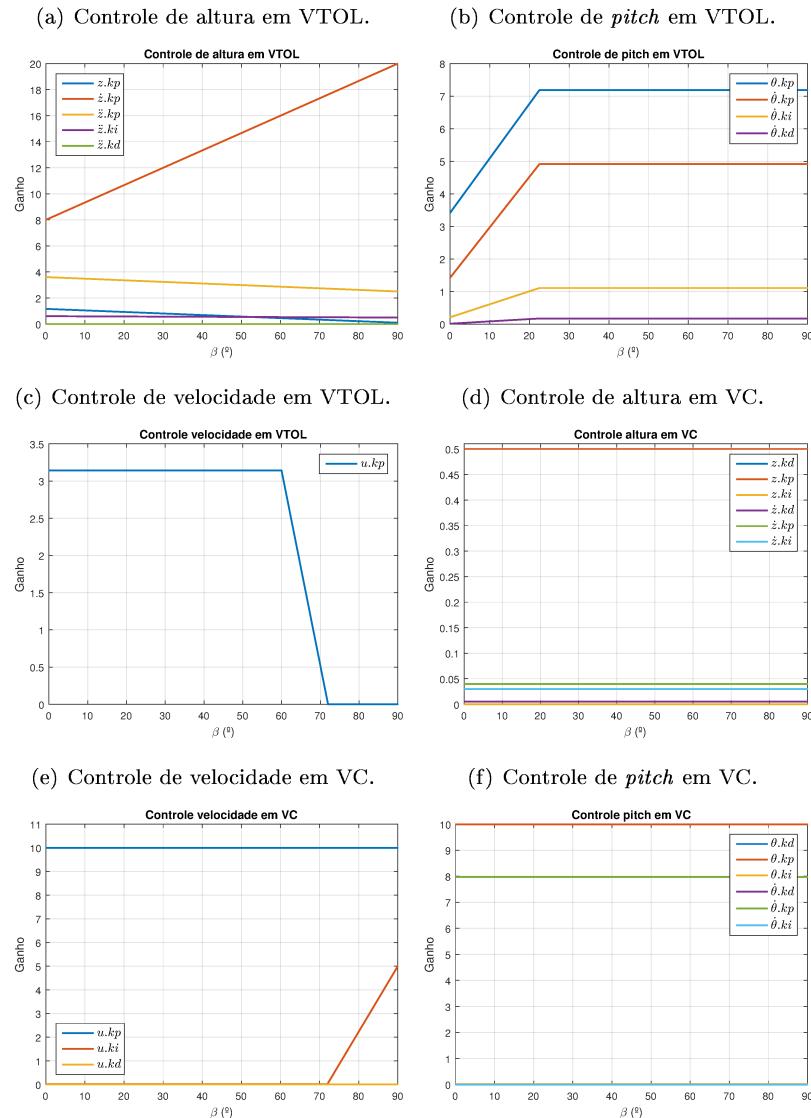
5.6.1 Controle adaptativo - *Gain scheduling* (GS)

A figura 20 mostra que a dinâmica do sistema muda bastante dependendo do ângulo β na qual os motores se encontram. Para isso, a estratégia adotada para estabilizar a aeronave nesses ângulos é a mudança dos ganhos na sua controladora e isso pode ser feito por meio de uma técnica de controle adaptativo chamada *Gain scheduling*, já explicada no capítulo 2.

Para encontrar os ganhos ótimos durante a transição, o critério ITAE foi usado novamente. Como entrada foi utilizado o erro de altura somado ao erro de ângulo de *pitch* buscando ganhos que melhore simultaneamente cada uma dessas variáveis. O otimizador foi executado para diferentes ângulos de β obtendo-se o melhor controle para cada uma dessa faixa de valores. A variação dos ganhos em relação à β pode ser vista na figura 21.

Realizando o mesmo teste anterior, mas dessa vez utilizando GS, é possível ver pela figura 22 que o método de GS mais que dobrou a estabilidade do sistema para variação em β , permitindo ângulos próximos de 66° . Para ângulos maiores que este, a aeronave não consegue

Figura 21 – Controle adaptativo utilizado na transição.

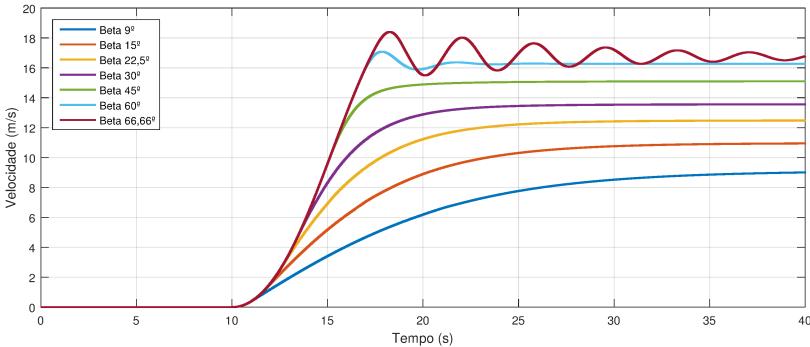


Fonte: Autor.

se estabilizar pois o ângulo de *tilt* é tamanho que não consegue mais compensar o *pitch* apenas com o momento gerado pelos motores. A

partir desse ângulo é preciso utilizar o profundo como auxílio para estabilização.

Figura 22 – Aumento de velocidade para dado β utilizando GS.
 $\dot{\beta} = 9^\circ$.



Fonte: Autor.

5.6.2 Transição de controles - Fator de efetividade

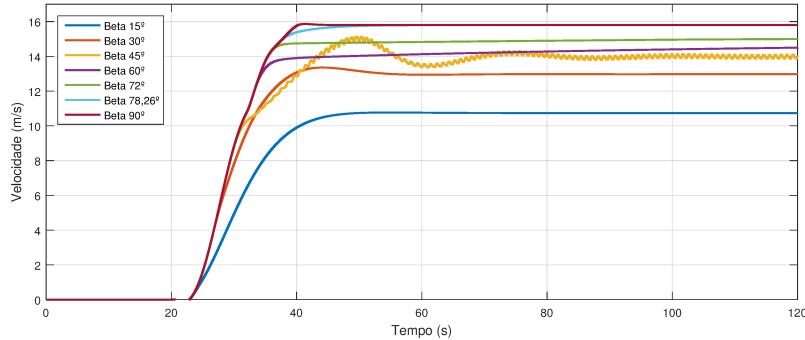
Não basta apenas o aumento de velocidade para realizar a transição, também é preciso mudar a referência dos comandos causados pelos motores em VTOL para os comandos das superfícies aerodinâmicas em VC, de forma com que a atuação do profundo seja efetivada e a transição se complete. Para isso implementa-se o modelo mostrado na figura 12, na qual utiliza-se o fator de efetividade (ε) como pesos entre os comandos em VTOL e VC. A implementação desse controle na simulação é mostrado no anexo A.3.

Agora com o fator de efetividade implementado, o profundo inicia sua atuação ao longo da transição, tornando-se responsável pela estabilização do *pitch* quando $\beta = 90^\circ$. A mesma análise foi realizada levando em conta essa configuração e a velocidade atingida é mostrada na figura 23a. Para ângulos maiores que 75° a transição de velocidade já se completa, provado pelo aumento de velocidade do controle de VC para estabilização em 15,8 m/s.

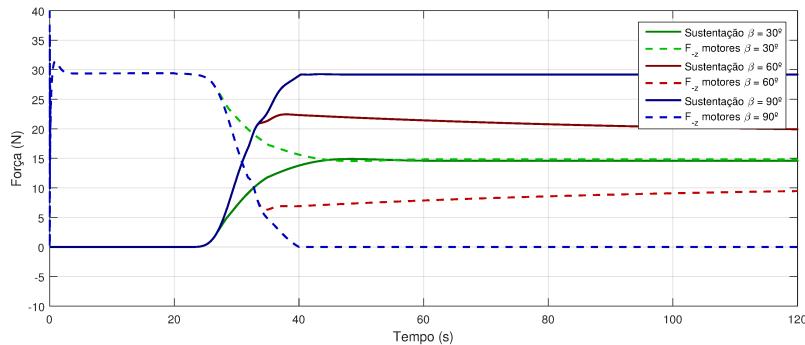
Pela simulação verifica-se que para todos os ângulos de β foi possível se estabilizar em voo, sendo a força vertical dos motores compensada pela sustentação da asa (figura 23b). O caso com mais oscilações acon-

Figura 23 – Transição com GS + fator de efetividade.

(a) Aumento de velocidade para dado β utilizando GS e o fator de efetividade. $\beta = 9^\circ$.



(b) Relação entre as forças verticais para diferentes β .



Fonte: Autor.

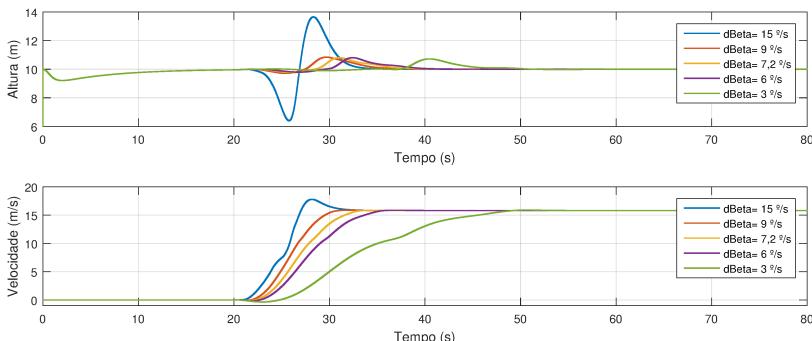
tece para $\beta = 45^\circ$, ou seja, na metade da transição, e ainda assim consegue realizar a estabilização.

5.6.3 VTOL para VC

Antes de se definir a transição de VTOL para VC, é preciso encontrar a taxa de giro de β ($\dot{\beta}$). Em um sistema real onde o giro de *tilt* dos motores é realizado com servomotores, não é possível realizar uma troca instantânea de β , por isso deve-se escolher um valor de $\dot{\beta}$ que satisfaça as condições de estabilidade.

A figura 24 mostra que a melhor faixa para variação de β é entre $9^\circ/s$ e $6^\circ/s$. Em rotações mais rápidas que essa, o aumento de velocidade não é rápido suficiente para permitir atuação da sustentação da asa, e a componente vertical do empuxo não tem mais força suficiente para sustentar o peso, ocorrendo uma inevitável queda de altura.

Figura 24 – Comportamento de velocidades e alturas com transição usando diferentes $\dot{\beta}$.



Fonte: Autor.

Finalmente, a transição completa de VTOL para VC pode ser simulada e sua dinâmica é mostrada na figura 25a. As componentes de rotação dos motores vindas dos controladores de VTOL e de VC realizam a troca de comandos em consequência do fator de efetividade, podendo ser vistas na figura 25b.

A tabela 3 mostra os parâmetros obtidos com a configuração adotada.

5.6.4 VC para VTOL

Para transição de VC para VTOL, um procedimento similar é adotado, mas agora com diminuição de β . A dinâmica de transição de VC para VTOL é mostrada na figura 26.

Para essa transição é fundamental o papel do controle adaptativo GS, em especial, o controlador de velocidade em VTOL (figura 21c). Esse controle faz com que para β pequenos sua velocidade seja ajustada por um freio rápido realizado por uma mudança em seu ângulo de *pitch*, que chega próximo de 23° .

Os parâmetros dessa transição podem ser vistos na tabela 3.

Tabela 3 – Parâmetros de qualidade de transição.

Parâmetro	VTOL ⇒ VC	VC ⇒ VTOL
Máx. erro de altura	1 m	0,9 m
Estabilização de altura ($t_{2\%}$)	< 5s	< 6s
Máx. sobressinal de velocidade	0 m/s	0 m/s
Estabilização de velocidade ($t_{2\%}$)	< 1 s	< 1 s
Estabilização de <i>pitch</i> ($t_{2\%}$)	< 1 s	< 4 s

5.6.5 Resultados e comparações

Para poder comparar a eficiência do método de transição proposto será utilizado um método de Transição Direta (TD) como referência. As diferenças fundamentais dessa técnica é que ela não utiliza GS, sendo que seus ganhos foram otimizados unicamente para realizar a transição. Outra diferença é que não existe o fator de efetividade, já que a transição para VC acontece ao atingir a velocidade de estol (ou de cruzeiro, para esse projeto) e a atuação do profundo acontece abruptamente.

Simulou-se a estratégia TD no modelo, a dinâmica obtida pode ser vista na figura 27 e os resultados da qualidade de controle são mostrados na tabela 4.

Tabela 4 – Parâmetros de qualidade de transição (estratégia TD).

Parâmetro	VTOL ⇒ VC	VC ⇒ VTOL
Máx. erro de altura	2,1 m	2,2 m
Estabilização de altura ($t_{2\%}$)	21s	30s
Máx. sobressinal de velocidade	1,2 m/s	0,5 m/s
Estabilização de velocidade ($t_{2\%}$)	21 s	< 1s
Estabilização de <i>pitch</i> ($t_{2\%}$)	< 4 s	< 2s

Essa estratégia de transição funciona bem com aeromodelos já que estes possuem bastante sobra de potência e conseguem atingir a velocidade de estol para β_s em torno de 45° . No entanto isso não é verdade para a aeronave deste trabalho, pois ela só consegue atingir a velocidade desejada próximo de 75° .

Pelos dados apresentados percebe-se que trabalhar com ganhos fixos é um grande entrave para este projeto. As diversas oscilações presentes na resposta durante a transição se dão por duas causas principais: Ganhos inadequados para aquela faixa de β ; e atuação brusca do profundo ao mudar o modo de voo, o que provocou as oscilações em VC. Isso é evitado com o fator de efetividade.

Uma comparação sobre o desempenho da aeronave durante transição é mostrada na tabela 5. Nela é possível observar que as distâncias percorridas durante as transições de VTOL para VC são muito similares entre as duas estratégias, e na transição de VC para VTOL, o método TD possui uma desaceleração maior na aeronave diminuindo a distância percorrida para freiar.

Apesar dessa vantagem, o controle adaptativo desenvolvido permitiu diminuir variações de altura, bem como oscilações durante a transição. Ademais, o método proposto permite realizar a transição para faixas muito maiores de velocidades pois realiza uma troca suave dos comandos entre as duas fases de voo. Já o método TD espera atingir a velocidade de estol pra depois realizar a transição para VC, o que para velocidades de estol maiores que 16,2 m/s nunca acontecerá sem antes a aeronave se desestabilizar longitudinalmente. Essa limitação de velocidade pode, eventualmente, impedir que a transição seja realizada durante ventos traseiros, além de limitar a carga máxima permitida caso se deseje adicionar peso à aeronave.

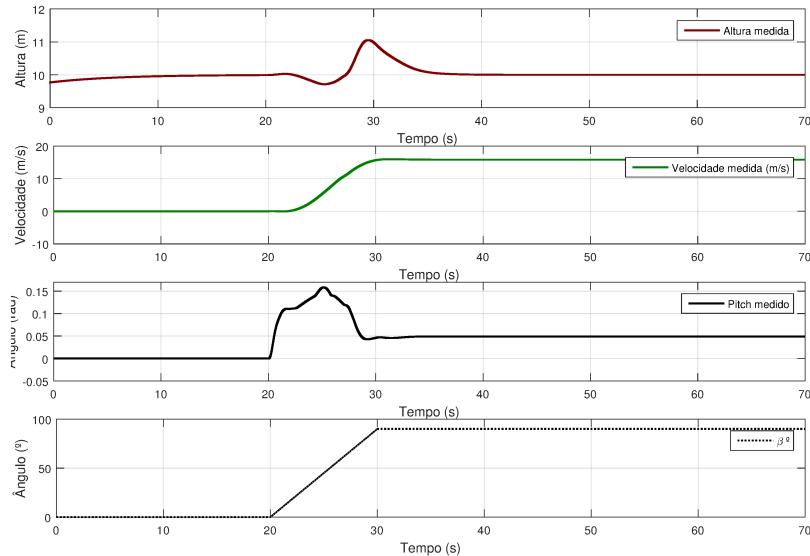
Conclui-se, portanto, que o controle de transição desenvolvido fornece uma diminuição de agilidade em troca de movimentos mais precisos, com faixas maiores de operação permitindo uma missão segura de voo, com um potencial igual ou melhor que as estratégias de transição direta.

Tabela 5 – Comparaçāo da dinâmica entre os dois métodos.

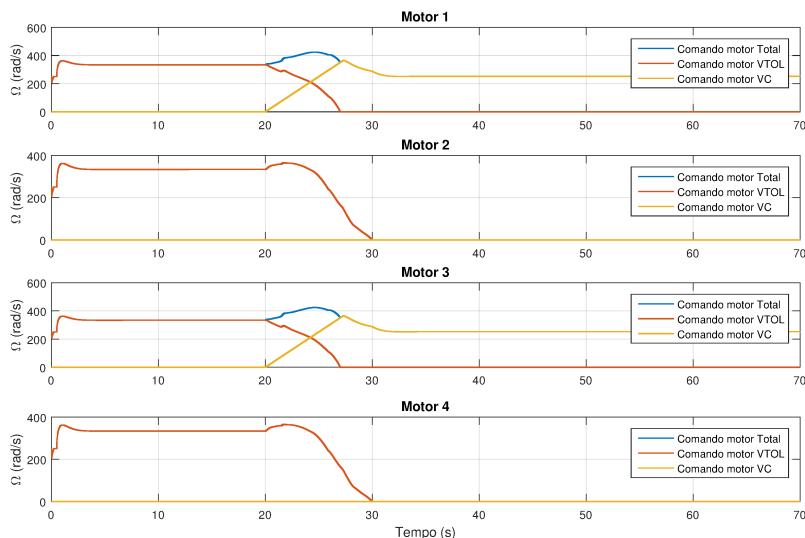
Medida	TD	Método proposto
Máxima variação de altura	2,20 m	1,20 m
Aceleração média de VTOL >VC	$1,72 \text{ m/s}^2$	$1,63 \text{ m/s}^2$
Distância percorrida de VTOL >VC	81 m	78,50 m
Desaceleração média de VC >VTOL	$1,63 \text{ m/s}^2$	$1,36 \text{ m/s}^2$
Distância percorrida de VC >VTOL	80 m	114,2 m
Velocidade máxima suportada	$\approx 16,2 \text{ m/s}$	$\approx 19 \text{ m/s}$

Figura 25 – Transição de VTOL para VC.

(a) Transição de VTOL para VC. ($\dot{\beta} = 9^\circ/s$)

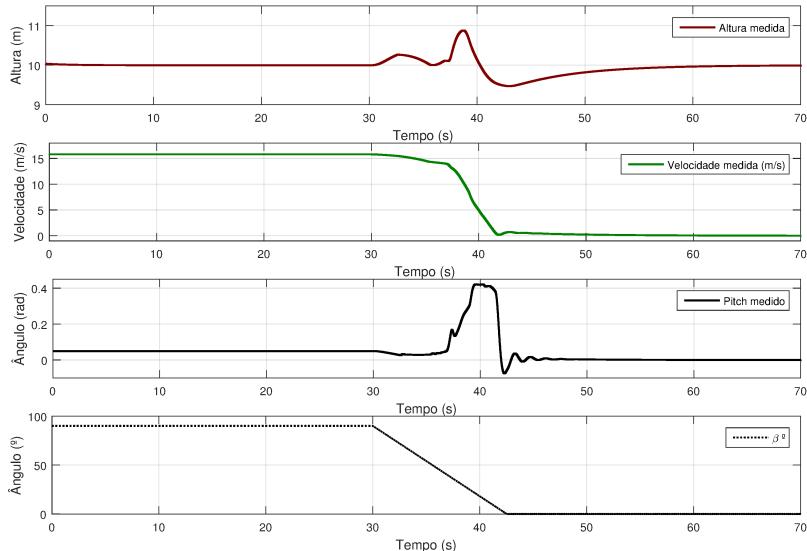


(b) Troca de comando dos motores causados pelo fator de efetividade durante a transição.

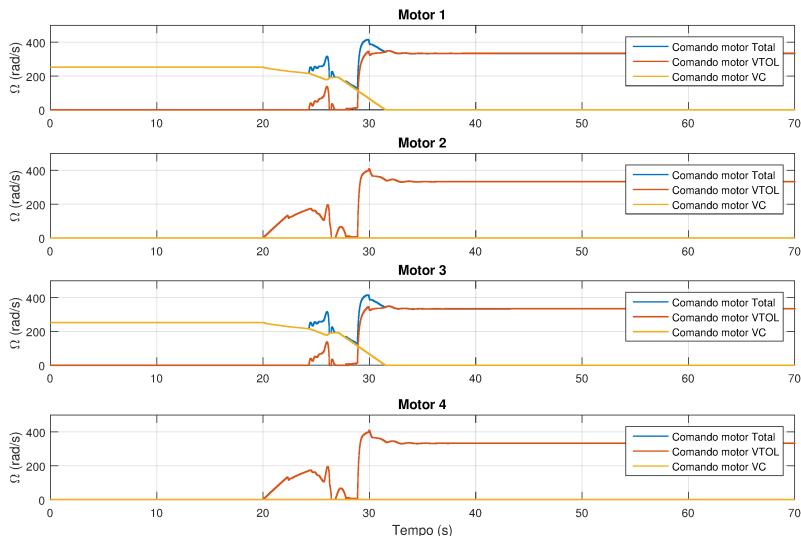


Fonte: Autor.

Figura 26 – Transição de VC para VTOL.

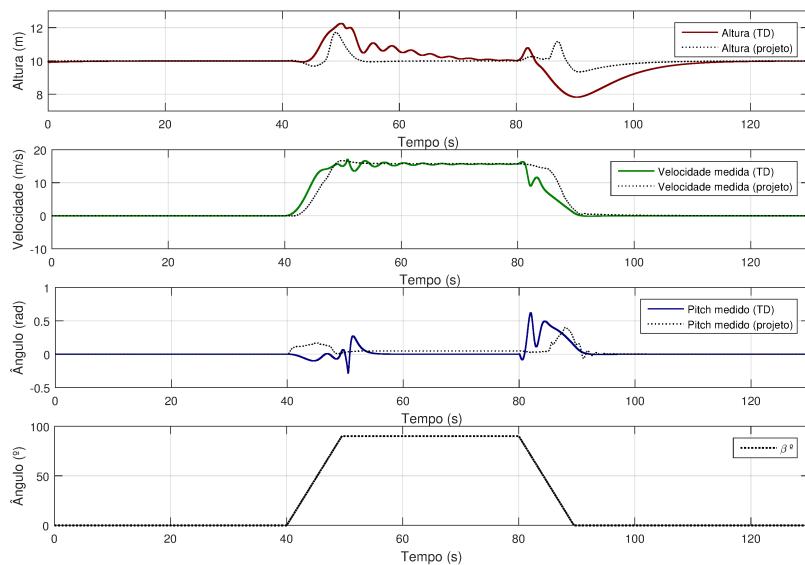
(a) Transição de VC para VTOL. ($\dot{\beta} = 7,2^\circ/s$)

(b) Troca de comando dos motores causados pelo fator de efetividade durante a transição.



Fonte: Autor.

Figura 27 – Comparação entre estratégia desenvolvida e a TD.



Fonte: Autor.

6 POUSO DE PRECISÃO

Esse capítulo mostra a criação de uma plataforma de pouso para auxiliar a descida da aeronave, fornecendo informações mais precisas de localização e altura do que aquelas fornecidas pelo GPS. Essas informações serão enviadas para a controladora de voo da aeronave para que ela se oriente e realize o pouso de acordo com a sua localização atual.

6.1 DESIGN DA PLATAFORMA DE POUSO (*TAG*)

Entre as necessidades principais desse projeto é a detecção da plataforma de pouso com custo computacional baixo. Para isso, o design da plataforma de pouso é fundamental para facilitar os cálculos e tornar o processamento mais rápido. O símbolo visual criado para ser usado na detecção da câmera será dado o nome de *tag*.

Os dois grandes requisitos do design da *tag* são:

- (i) Deve conter um indicador de orientação para a aeronave, fornecendo estimativa de *yaw* durante o pouso;
- (ii) Deve ser detectável em diversos níveis de altura, sem perder a referência do centro quando se aproximar do pouso.

Inicialmente estudou-se abordagem de algumas *tags* mostradas na figura 28 utilizando técnicas de transformada *Hough* circulares, detector de bordas *Canny* e melhorando a imagem com filtros adaptativos. Apesar de sua rápida detecção, as *tags* da figura 28a foram descartadas por não possuírem indicador de orientação para pouso. As da figura 28b não fornecem informação suficiente de altura já que, durante o pouso, a imagem será a mesma para diferentes alturas. Por último, as *tags* da figura 28c foram lentas demais para detectar, com problemas de distorção de perspectiva, rotações e escala.

Figura 28 – Possíveis formatos de *tags*.

- | | | |
|--------------------------|--|---------------------------|
| (a) Plataformas simples. | (b) Plataformas com indicador de ângulo. | (c) Plataforma recursiva. |
|--------------------------|--|---------------------------|

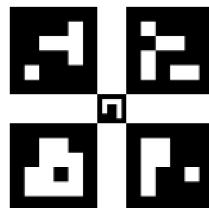


Fonte: Autor.

Os melhores resultados preliminares de detecção foram encontrados utilizando os marcadores da biblioteca ArUco. A assimetria dos marcadores ArUco resolvem o problema da estimativa de *yaw*, e, visando melhorar a estratégia de detecção em diferentes alturas é possível adicionar mais marcadores na *tag*. A figura 29 mostra a *tag* escolhida para o projeto. Nela, os 4 marcadores externos são utilizados para detecção em grandes alturas e o marcador central para os momentos finais de pouso.

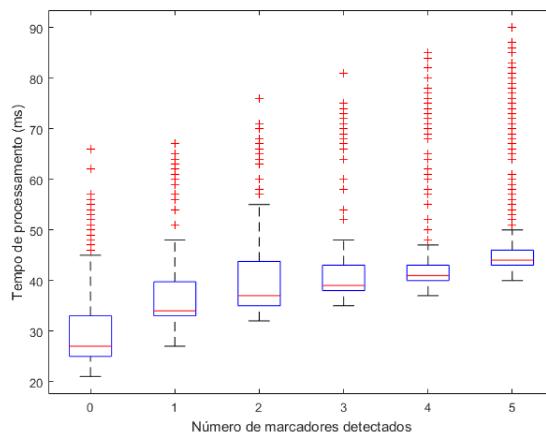
A adição de *tags* também aumenta o tempo de processamento, mas um teste mostrado na figura 30 indica que é possível detectar 5 marcadores a uma taxa de 22,7 Hz, valor muito superior ao requisito de projeto (5 Hz).

Figura 29 – *Tag* escolhida para o projeto.



Fonte: Autor.

Figura 30 – Tempo de processamento por número de tags detectadas utilizando um *Raspberry pi*.



Fonte: Autor.

6.2 POSICIONAMENTO E ORIENTAÇÃO

6.2.1 Modelagem da câmera e do espaço 3D

Para encontrar a localização da *tag* pela câmera em um espaço 3D, é necessário uma ferramenta que transforme as coordenadas de *pixel* obtidas pela imagem em pontos em um ambiente 3D. Para isso, é necessário uma modelagem matemática da câmera.

Neste trabalho foi utilizado o modelo *PinHole* da câmera. Esta modelagem assume que toda luz de uma coordenada do espaço 3D (x, y e z) passa por um ponto infinitesimal até ser projetada no sensor da câmera, representada pelos pontos (u, v) da imagem. Essa modelagem não leva em conta o foco do objeto e distorções radiais e tangenciais [35]. A equação 6.1 mostra a transformação desses pontos segundo o modelo *Pinhole*.

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} fx & 1 & Ox \\ 0 & fy & Oy \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot [R_{tag} | T_{tag}] \cdot \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ 1 \end{bmatrix} \quad (6.1)$$

Onde $R_{tag} \in \mathbb{R}^{3x3}$ e $T_{tag} \in \mathbb{R}^3$ são respectivamente a matriz de rotação e translação da movimentação da câmera na cena. Na matriz de parâmetros intrínsecos da câmera, fx e fy são as distâncias focais e Ox , Oy os centros ópticos. A obtenção desses últimos parâmetros nesse projeto foi feita através do procedimento de calibração mostrado em [42].

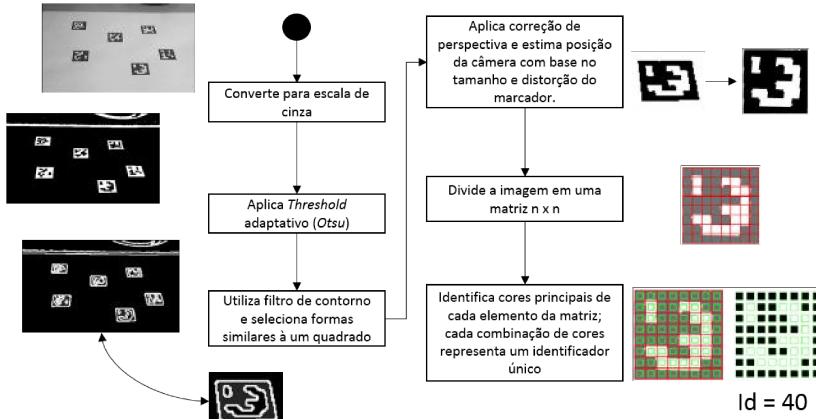
6.2.2 Algoritmo para estimativa de posição

O algoritmo foi escrito em *python* tem como objetivo realizar a conversão de uma imagem da *tag*, fixa no solo, em valores de posição e atitude na aeronave. O código e os parâmetros utilizados podem ser vistos em [40].

A imagem inicialmente é capturada e sua resolução diminuída para (640 x 480). Realiza-se a detecção dos ArUcos por meio das operações de pré-processamento, segmentação, extração de atributos e reconhecimento, mostrados na figura 31. Com isso, obtém-se cinco matrizes de rotação e translação distintas, uma para cada marcador, fornecendo informações de distância e orientação de cada um deles em relação à câmera.

O cálculo da origem do centro da plataforma (\mathfrak{T}) com base nos marcadores individuais (referencial \mathfrak{M}) é feito utilizando matrizes de

Figura 31 – Algoritmo de detecção de marcadores ArUco.



Fonte: [36]

rotação e translação. A figura 32 mostra um exemplo disso. Nela, sabe-se que o marcador de identificador nº 15 encontra-se deslocado à uma distância pré-definida do centro da *tag*, portanto a origem do \mathfrak{T} vista por \mathfrak{B} , a partir da origem de \mathfrak{M} é calculada conforme a equação 6.2.

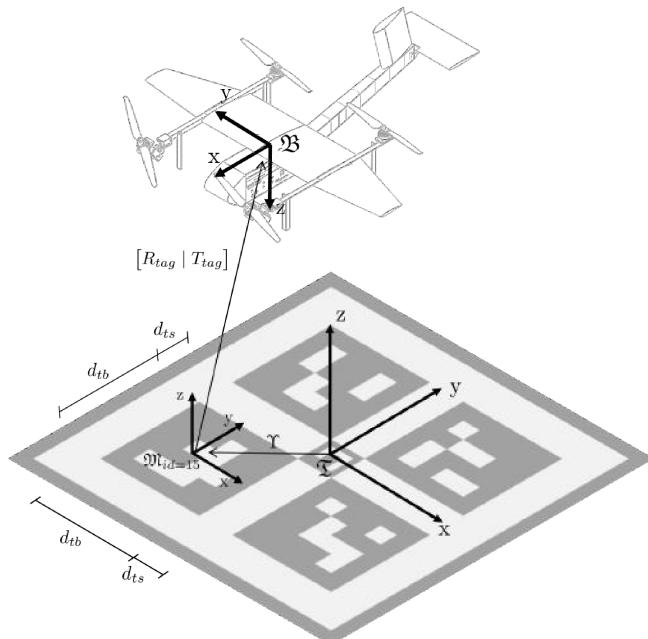
$$P_{\mathfrak{T}}^{\mathfrak{B}} = (R_{tag}^{\mathfrak{M}} \cdot \Upsilon + T_{tag}^{\mathfrak{M}}) \quad (6.2)$$

$$\Upsilon = \begin{bmatrix} \frac{d_{tb}}{2} + \frac{d_{ts}}{2} \\ \frac{d_{tb}}{2} + \frac{d_{ts}}{2} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6.3)$$

Onde Υ representa a posição do centro da *tag* no referencial \mathfrak{M} .

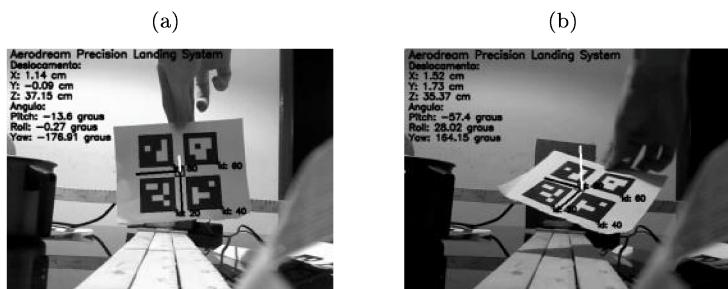
Como cada marcador tem sua própria estimativa do centro da plataforma, sua detecção funciona de forma redundante. Caso a câmera detecte apenas 1 marcador, este é utilizado para estimar seu centro; caso detecte os 5 marcadores, seu centro vai ser estimado pela média dos centros detectados, aumentando sua precisão. A figura 33 mostra o resultado do código criado. O algoritmo pode ser resumido na Figura 34.

Figura 32 – Localização do centro da *tag* com base em marcadores individuais.



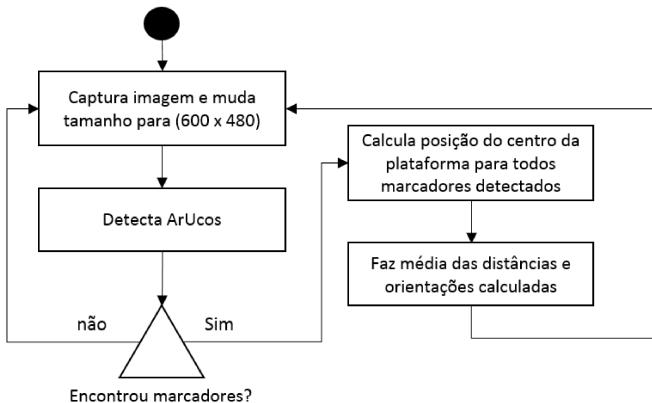
Fonte: Autor.

Figura 33 – Detecção da plataforma em escala.



Fonte: Autor.

Figura 34 – Fluxograma do algoritmo para estimativa de posição.



Fonte: Autor.

7 RESULTADOS EXPERIMENTAIS

Este capítulo apresenta os dados experimentais referentes ao protótipo desenvolvido para esse trabalho. Será apresentado o sistema embarcado utilizado na aeronave, bem como testes para obtenção de constantes e coeficientes para validação do modelo apresentado. Busca-se, por fim, analisar a resposta do sistema para diferentes entradas e sua eficiência cumprindo a missão de voo desejada.

7.1 CARACTERÍSTICAS DA AERONAVE

O desenvolvimento desse projeto contou com a construção de dois protótipos. No primeiro (figura 35a) realizou-se testes preliminares de controle de estabilização e voo autônomo. Depois, adicionou-se asa e fuselagem para criação do novo protótipo (figura 35b), o qual foi usado para obter os dados desse trabalho.

Figura 35 – Protótipos construídos.

(a) Protótipo 1.



(b) Protótipo 2.



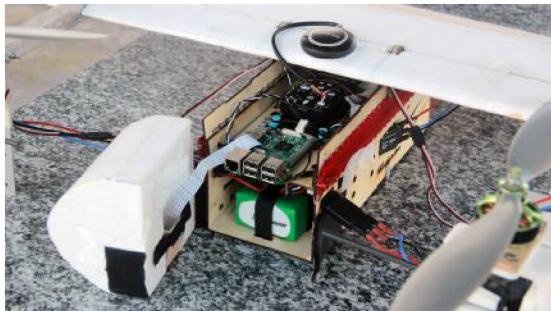
Fonte: Autor.

O sistema motopropulsor é composto por 4 motores brushless ligados por meio de ESCs em uma placa de distribuição de energia alimentada pela bateria. A entrada dos ESCs são sinais PWM que são gerados pela controladora de voo. Para os motores frontais adiciona-se ainda dois servo-motores que realizarão o giro de *tilt*. Tanto o servomotor quanto o restante do sistema embarcado é alimentado pela bateria através de um regulador de tensão 5V.

O sistema embarcado é mostrado na figura 36 e na tabela 6. utilizou-se a controladora de voo *Pixhawk*. Nela existe duas unidades de medição de inércia, contendo giroscópios, acelerômetros e um magnetômetro; além de possuir um barômetro para medição de altura. Paralelamente, foi adicionado um módulo com GPS e um magnetômetro redundante na parte externa do VANT, melhorando a triangulação do GPS e se

afastando de distúrbios magnéticos provados por componentes na fuselagem e dos motores.

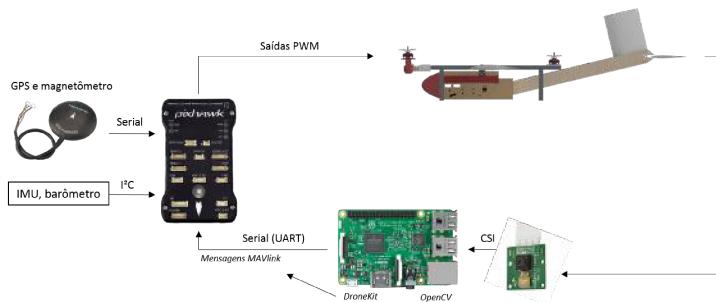
Figura 36 – Sistema embarcado da aeronave.



Fonte: Autor.

A *Pixhawk* também contém interfaces que permitem sua comunicação com outros dispositivos via UART, I2C, e SPI. Isso possibilitou a adição de um *Raspberry Pi* na aeronave, que foi utilizado para enviar comandos para a controladora, realizando voos autônomos, sem a necessidade de um rádio-transmissor. O *Raspberry Pi* também possibilitou a adição da câmera para o sistema de pouso de precisão. o esquemático do sistema embarcado pode ser visto na Figura 37.

Figura 37 – Ligação do sistema embarcado.



Fonte: Autor.

Para software, foi utilizado a biblioteca *Ardupilot*, na qual foi implementada a arquitetura de controle mostrada nos capítulos anteriores.

Tabela 6 – Tabela de componentes utilizados no protótipo.

Sistema embarcado	Sistema elétrico e motopropulsor
Controladora de voo Pixhawk	Bateria Multistar 10Ah 10c 4s
Raspberry Pi 3 modelo B	Motor Brushless Multistar 3508 580 kv
GPS + Magnetômetro MN8	Eletronic Speed Controller Hobbywing 40A
Câmera para Raspberry Pi 5 MP	Servo-Motor Futaba S3010
Transmissor de telemetria 3DR 433 Mhz	Receptor HobbyKing TR 6A V2
Buzzer + chave de segurança	Hélice APC 14 x 4.7

O *Ardupilot* tem uma série de ferramentas que facilitam o desenvolvimento do controle destacando EKFs para estimativa dos estados por fusão de sensores, e filtros para redução de ruído [43]. No *Raspberry*, foi utilizado tanto a biblioteca *OpenCV* [35] para processamento de imagem, e a *DroneKit* para criação de mensagens MAVLink que são mandadas para controladora de voo [44].

7.1.1 Testes de empuxo

Para obter o coeficiente de empuxo K_c é necessário encontrar a relação entre a velocidade angular do motor e o empuxo correspondente. Para isso, foi feito um teste de bancada, na qual apoiou-se o motor junto com pesos em uma balança, e com auxílio de um *Arduino* e um tacômetro, mediu-se os parâmetros de PWM, empuxo e velocidade de rotação das hélices (figura 38a).

A figura 38a mostra os resultados obtidos. A queda de tensão durante as velocidades de rotações mais altas foi de 1,2 V. Os dados retirados do teste são mostrados na tabela 7.

Tabela 7 – Dados obtidos no teste de empuxo.

Resultados do teste de empuxo	
Taxa de giro máxima	513,49 rad/s
Empuxo máximo	13,43 N
K_c	$5,26 \cdot 10^{-5} \frac{N \cdot s^2}{rad^2}$

Fonte: Autor.

7.2 CONTROLE EM VTOL

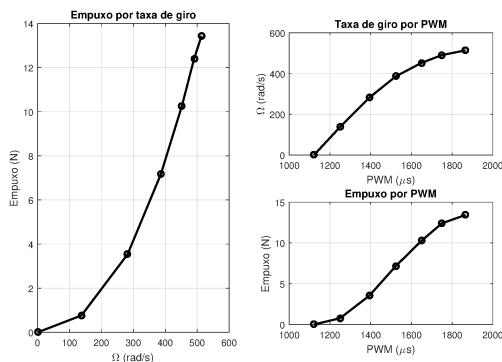
A estratégia de controle desenvolvida no capítulo anterior foi aplicada na biblioteca *Ardupilot*. Optou-se por utilizar a implementação padrão da biblioteca [43], necessitando-se adaptações em relação à simulação. Foram feitos diversos testes preliminares de voo, realizando-se pequenas modificações na aintonia dos PIDs até obter uma resposta

Figura 38 – Teste de empuxo

(a) Teste de empuxo.



(b) Resultado do teste de empuxo.



Fonte: Autor.

parecida com a simulação, isso foi feito por meio de tentativa-e-erro, observando a resposta dado à comandos enviados via rádio. A comparação da resposta antes e depois da sintonia pode ser vista na figura 40 e os resultados na tabela 8, mostrando uma diminuição de 52% de erro ITAE depois da sintonia.

Tabela 8 – Resultados da sintonia.

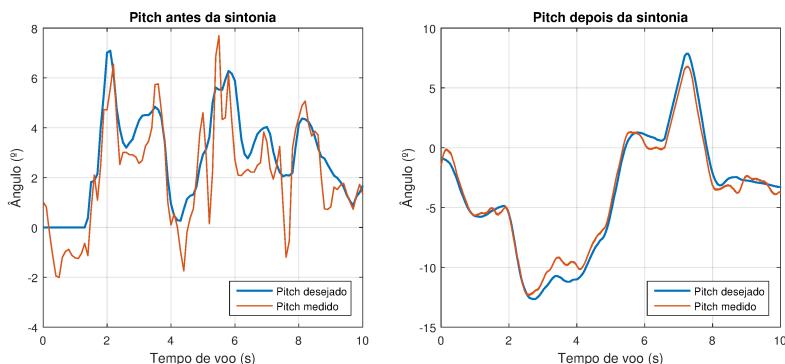
	Antes da sintonia	Depois da sintonia
Erro ITAE	10,25	4,91
Sobressinal	$\approx 25\%$	$\approx 12\%$

Figura 39 – Teste de voo.



Fonte: Autor.

Figura 40 – Melhoria no desempenho depois da sintonia.



Fonte: Autor.

7.2.1 Controle de atitude

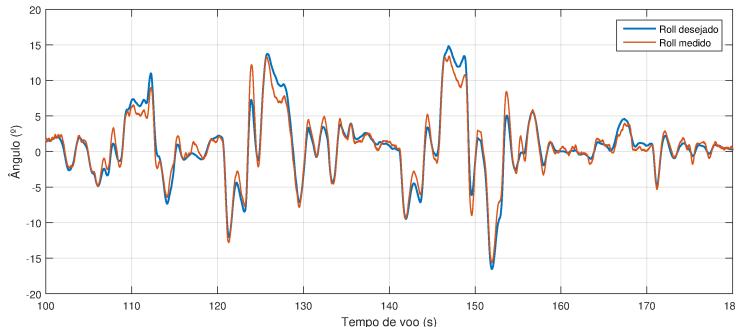
A figura 41 mostra a resposta dos comandos de *roll*, *pitch* e *yaw* obtidas no controle final desenvolvido. Apesar de possuir pequeno sobressinal, o sistema se mostrou eficiente para controlar a aeronave durante voo.

7.2.2 Controle de posição

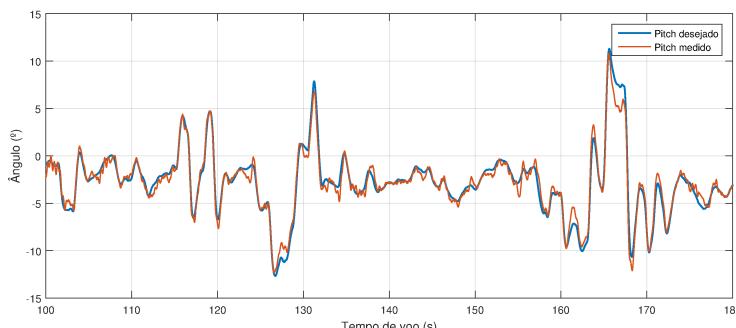
A figura 42 mostra a resposta dos comandos de posição X, Y e Z. Observa-se que a posição foi controlada sem nenhum sobressinal.

Figura 41 – Resposta para comandos de atitude.

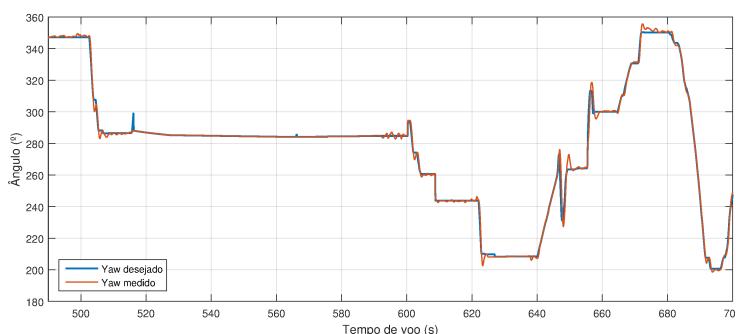
(a) Resposta para comando de *roll*.



(b) Resposta para comando de *Pitch*.



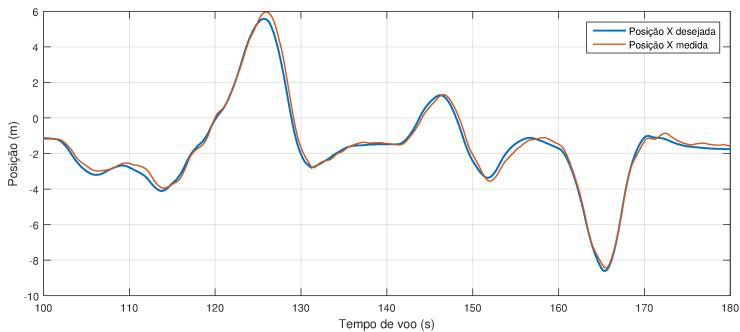
(c) Resposta para comando de *Yaw*.



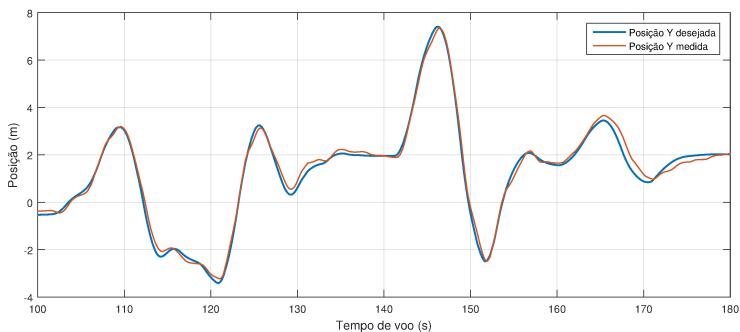
Fonte: Autor.

Figura 42 – Resposta para comandos de posição.

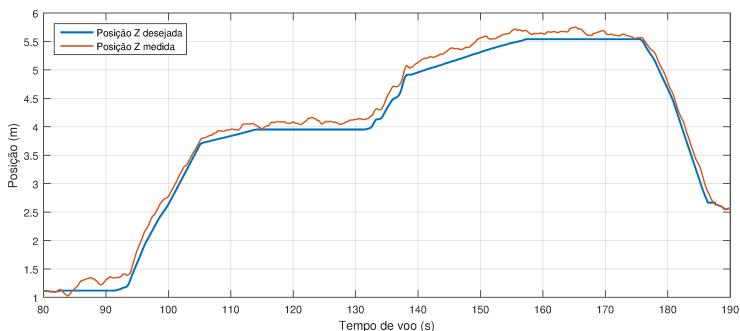
(a) Comando de deslocamento em X.



(b) Comando de deslocamento em Y.



(c) Comando de deslocamento em Z.

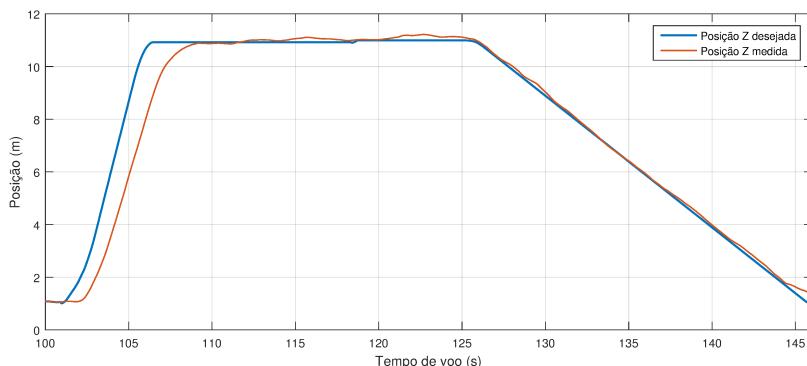


Fonte: Autor.

7.2.3 Testes autônomos

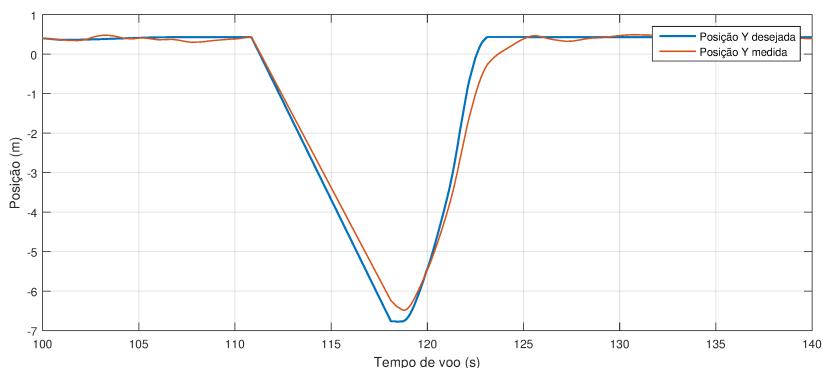
Utilizando a biblioteca *Dronekit* foi possível criar códigos em *Python* no *Raspberry pi* com missões autônomas programadas. Os códigos criados podem ser vistos em [40]. As figuras 43 e 44 mostram um teste de decolagem e pouso automático e um teste de deslocamento respectivamente.

Figura 43 – Decolagem e pouso autônomo. Velocidade de descida com saturação em 0,5 m/s.



Fonte: Autor.

Figura 44 – Deslocamento até coordenada de referência.



Fonte: Autor.

7.3 TRANSIÇÃO PARCIAL PARA VC

Com o objetivo de validar o modelo criado, os servomotores foram instalados na aeronave e realizou-se testes de voos visando obter o perfil de aumento de velocidade conforme aumento de β (figura 45). Como até o momento a aeronave não possui leme, profundor e aileron, a transição completa não é possível, porém, o teste de transição parcial é fundamental para testar o mecanismo de *tilt* em voo, validar o modelo criado e detectar possíveis erros e dificuldades para uma transição completa.

Figura 45 – Transição parcial em voo.

(a) Voo em VTOL. ($\beta = 0^\circ$)



(b) Transição parcial. ($\beta = 30^\circ$)



Fonte: Autor.

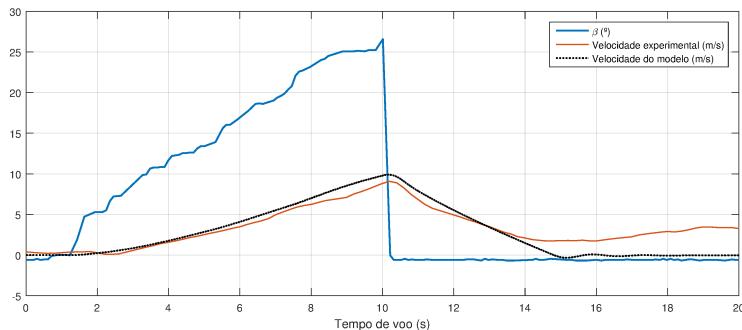
Tabela 9 – Resultado do teste de transição parcial.

	Teste 1		Teste 2		Teste 3	
	Modelo	Medição	Modelo	Medição	Modelo	Medição
β_{final}	25°	25°	24,04°	24,04°	30,73°	30,73°
V_{final} (m/s)	9,89	9,07	9,41	8,74	11,87	10,57
Desloc. (m)	36,00	38,90	35,23	33,57	44,92	43,65

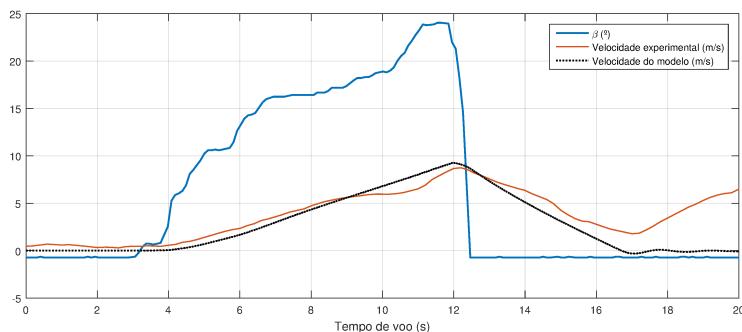
Para comparar o sistema real com o modelo, foi extraído os dados de telemetria do voo e aplicado o sinal do servomotor diretamente na entrada da simulação. Os gráficos dos testes são mostrados na figura 46. A tabela 9 mostra que o modelo adotado possui um erro médio de 0,93 m/s. Este erro acontece em decorrência dos ventos do voo, que não foram colocados na simulação, ou à simplificações do modelo. O deslocamento durante a transição teve erros próximo de 2 m.

Figura 46 – Aumento de velocidade conforme mudança de β .

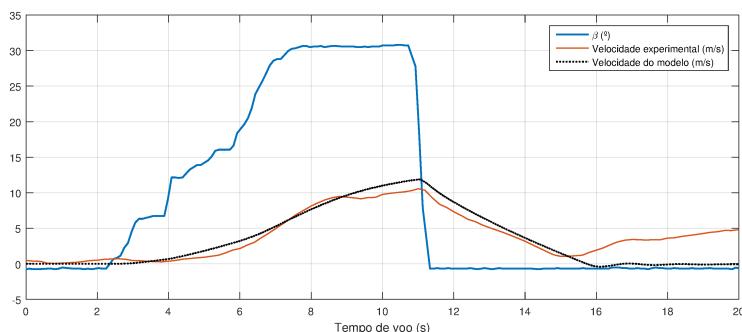
(a) Teste de transição 1.



(b) Teste de transição 2.



(c) Teste de transição 3.



Fonte: Autor.

7.4 POUSO DE PRECISÃO

7.4.1 Régua de calibração

Para verificar a precisão do sistema, construiu-se uma régua de duas direções (figura 47) sendo utilizada durante o desenvolvimento do projeto para testes e calibração. A câmera é posicionada em uma das extremidades da régua, e na outra é colocada a *tag*, sendo possível comparar os valores obtidos pelo algoritmo com os distâncias reais.

Figura 47 – Régua para testes.



Fonte: Autor.

Com a régua foi possível testar a precisão do sistema quando deslocado no eixo \vec{X} e \vec{Z} , com base no deslocamento longitudinal e lateral da *tag*. Para o teste no eixo \vec{X} , fixou-se $Z = 60\text{cm}$ e no teste de deslocamento no eixo \vec{Z} , fixou-se $X = 0\text{ cm}$. Os resultados são apresentados nos gráficos da figura 48.

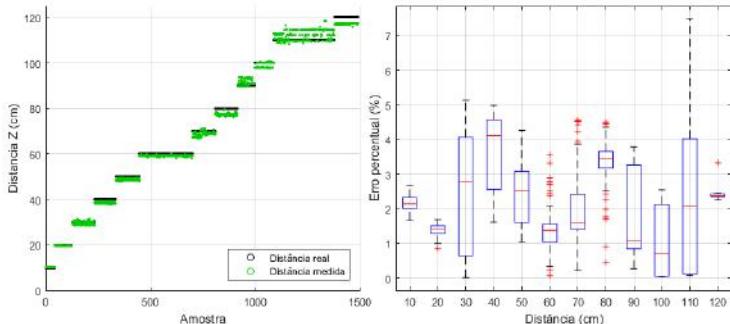
Pelos gráficos conclui-se que o erro do algoritmo de processamento de imagem é predominantemente menor que 3% da distância de detecção, ou seja, quanto mais perto da plataforma, maior vai ser a precisão em centímetros.

7.4.2 Testes de iluminação

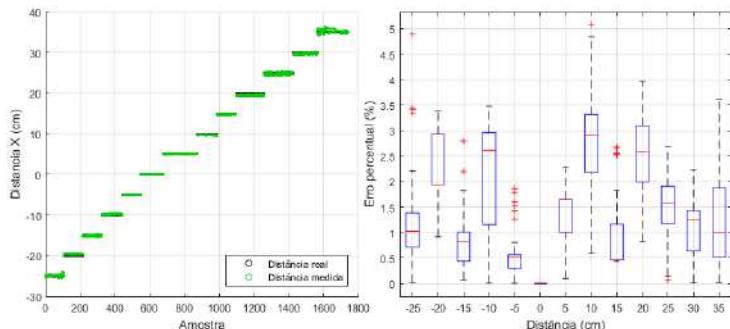
A Figura 49 mostra o nível mínimo de iluminação do local para detecção da *tag*. Utilizando um sensor de *smartphone*, o nível mínimo de iluminação foi medido em 25 lux.

Figura 48 – Teste de precisão na detecção da *tag*.

(a) Teste de precisão no eixo \vec{Z} .



(b) Teste de precisão no eixo \vec{Y} .



Fonte: Autor.

7.4.3 Testes em voo

7.4.3.1 Qualidade de imagem

Uma câmera e um *Raspberry* foram embarcados em um drone menor para teste de qualidade de detecção de imagem durante um voo, buscando diagnosticar vibrações indesejadas no vídeo, bem como os limites experimentais de distâncias. A altura máxima de detecção foi de 19 metros e a mínima 12 cm. Além disso, não houve confusão do algoritmo de processamento de imagem com objetos quadrados próximos. Imagens do voo podem ser vistas na Figura 50.

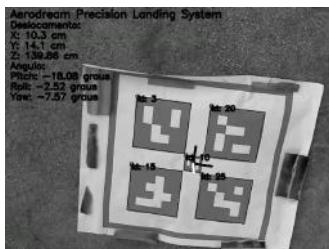
Figura 49 – Menor nível de iluminação possível para detecção da *tag*.



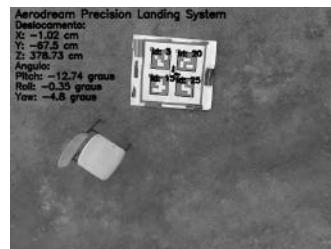
Fonte: Autor.

Figura 50 – Teste de aquisição de imagem.

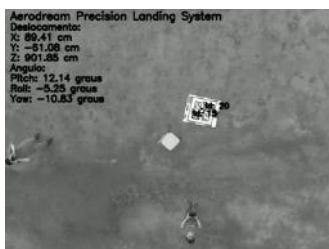
(a) 1,4 metros



(b) 3,8 metros.



(c) 9 metros.



(d) 19 metros.



Fonte: Autor.

7.4.3.2 Pouso de precisão

Para realizar o pouso de precisão utilizou-se o código em *python* [40] com a biblioteca *dronekit*. Integrou-se o código de movimentação

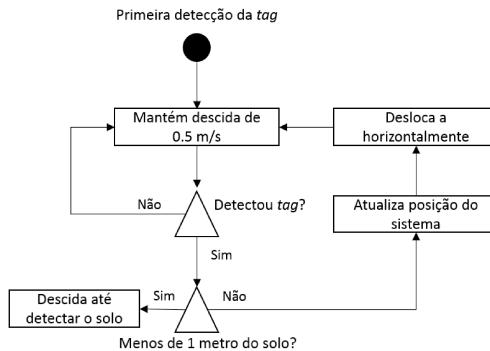
Figura 51 – Testes com a aeronave e a tag de pouso.



Fonte: Autor.

autônoma com o de detecção da tag por processamento de imagem, e utilizou-se o procedimento padrão da biblioteca *ardupilot* para pouso de precisão [45], esse procedimento pode ser visto na figura 52.

Figura 52 – Algoritmo utilizado para descida da aeronave.



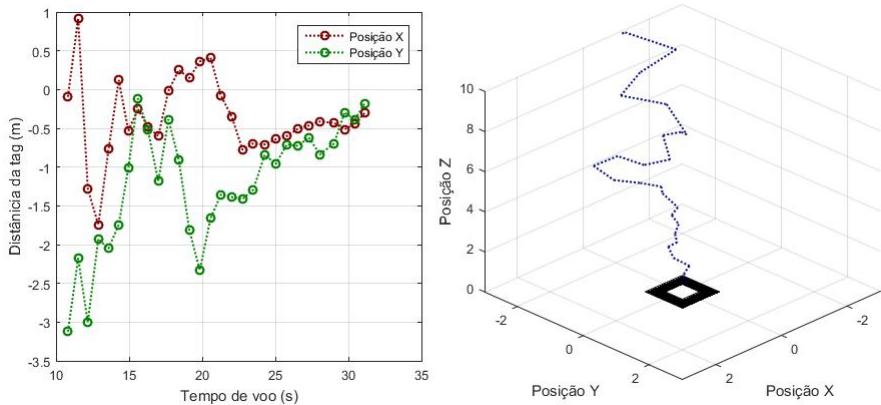
Fonte: Autor.

Os resultado do pouso pode ser visto no gráfico 53. Observa-se que apesar de bastante influência do vento no dia do teste, o sistema consegue fazer a aeronave convergir para a *tag* com sucesso (figura 54).

Tabela 10 – Comparaçāo da posição final da aeronave vista por diferentes fontes de dados.

	Real	Visto pela câmera	Visto pelo GPS
Último erro de posição (cm)	33,52	34,98	106,88

Figura 53 – Deslocamento da aeronave para o pouso de precisão.



Fonte: Autor.

Figura 54 – Posição final da aeronave.



Fonte: Autor.

A tabela 10 mostra o erro em relação ao centro da plataforma de pouso. É possível ver que o sistema de pouso de precisão marcou na sua última aquisição uma distância muito próxima ao erro real. Isso significa que, a aeronave conseguiu corrigir sua posição durante o processo de pouso, e, após chegar menos de 1 m de altura do solo (ver algoritmo da figura 52) pousou sem continuar sua correção, conforme o esperado. Quando o pouso de precisão é comparado aos dados do GPS, percebe-se que este marcou um deslocamento de mais de um metro do ponto de referência demonstrando uma grande imprecisão desse dispositivo.

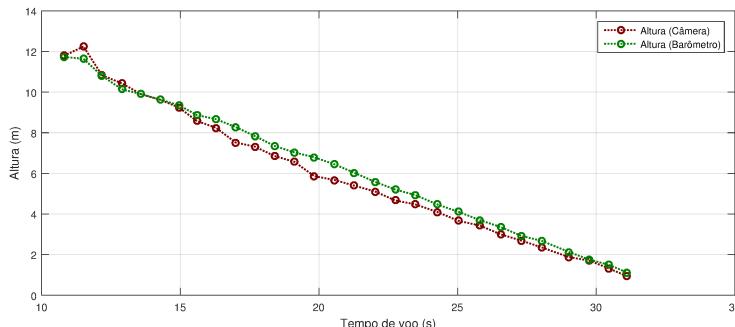
Contudo, baseado nos gráficos apresentados é possível concluir que o sistema de pouso de precisão indicou uma melhora de pelo menos 46% na precisão do pouso comparado à um possível pouso guiado por GPS.

7.4.4 Precisão de altura e orientação (*yaw*)

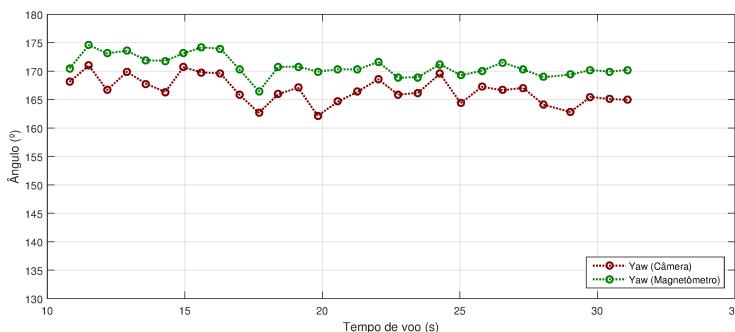
Além dos testes com o GPS, é possível comparar os valores de altura e orientação com o sistema de pouso de precisão. A figura 55a mostra esses valores com base nos sensores disponíveis na aeronave. Observa-se uma diferença média de altura de 36 cm com o barômetro e 4,80° de diferença com a orientação do magnetômetro.

Figura 55 – Comparação dos sensores da aeronave com o sistema de pouso de precisão.

(a) Comparação da altura pelo barômetro e pelo sistema de pouso de precisão.



(b) Comparação da orientação do magnetômetro com o pouso de precisão.



Fonte: Autor.

8 CONCLUSÃO

Neste trabalho foi apresentado e desenvolvido uma estratégia de controle para uma aeronave VTOL *tiltrotor* com pouso de precisão por processamento de imagem. Foi possível modelar a dinâmica do sistema e implementar em simulação as malhas de controle em VTOL, VC e da transição entre elas. Foi construído um protótipo experimental que validou o controle em VTOL e parcialmente modelo de transição.

Entre as contribuições mais importantes desse trabalho destaca-se a implementação da transição com o fator de efetividade e GS, que possibilitou estabilidade para qualquer faixa de β e para qualquer velocidade na qual a aeronave possa atingir.

A *tag* de pouso criada utilizando ArUco permitiu uma diminuição de 46% do erro do local de pouso quando comparado ao GPS. Apesar da alta precisão na estimativa da *tag*, o erro do pouso foi de 34 cm. Isso mostra que o algoritmo de processamento de imagem funciona bem, mas a estratégia de movimentação do pouso adotada necessita ser melhorada para atingir a meta de erro máximo de 10 cm.

Como trabalhos futuros busca-se rever a modelagem de perturbações à rajadas de vento, já que houveram testes inesperados com ventos entre 8 e 12 m/s durante VTOL, em que a aeronave já perdia os comandos de *yaw* e tornava difícil sua pilotagem. Espera-se também realizar a validação da transição completa entre os modos de voo e implementação de uma missão totalmente autônoma.

Por fim, este projeto foi extremamente desafiador e repleto de dificuldades, possibilitando muito aprendizado. Os resultados obtidos tiveram saldos muito positivos e agora o projeto encontra-se muito perto de possibilitar uma missão completa e segura de voo para cumprir seu objetivo.

REFERÊNCIAS

- 1 SAWADA, T. **Drones para lazer ganham consumidores.** 2016. Disponível em: <<https://link.estadao.com.br/noticias/inovacao, drones-para-lazer-ganham-consumidores,10000028684>>. Acesso em: 19 nov. 2018.
- 2 CAPELAS, B. **Hórus Aeronaves tem fábrica de drones no meio de Florianópolis.** 2018. Disponível em: <<https://link.estadao.com.br/noticias/inovacao, horus-aeronaves-tem-fabrica-de-drones-no-meio-de-florianopolis, 70002413952>>. Acesso em: 19 nov. 2018.
- 3 GAMA, M. L. e J. **Governo vai usar drones, vants e satélite para vigiar fronteira.** 2017. Disponível em: <<https://oglobo.globo.com/brasil/governo-vai-usar-drones-vants-satelite-para-vigiar-fronteira-20789113>>. Acesso em: 19 nov. 2018.
- 4 ANACPÉDIA. **Convertiplano.** 2017. Disponível em: <http://www2.anac.gov.br/anacpedia/por_esp/tr3763.htm>. Acesso em: 19 nov. 2018.
- 5 KOLODNY, L. **Drone startup Aptonomy introduces the self-flying security guard.** 2016. Disponível em: <<https://techcrunch.com/2016/08/22/drone-startup-aptonomy-has-created-robotic-flying-security-guards/>>. Acesso em: 19 nov. 2018.
- 6 FLYTBASE. **World's Smartest Precision Landing Solution.** 2017. Disponível em: <<https://flytbase.com/precision-landing/>>. Acesso em: 19 nov. 2018.
- 7 ACKERMAN, E. **Zipline's Bigger, Faster Drones Will Deliver Blood in the United States This Year.** 2018. Disponível em: <<https://spectrum.ieee.org/the-human-os/robotics/drones/ziplines-bigger-faster-drones-will-be-delivering-blood>>. Acesso em: 19 nov. 2018.
- 8 FUM WEI, Z. **Implementation of Simulink controller design on Iris+ quadrotor.** Calhoun, 2015. Disponível em: <<https://calhoun.nps.edu/handle/10945/47258>>.
- 9 PRAVEEN, V.; PILLAI, A. S. Modeling and simulation of quadcopter using pid controller. In: . [S.l.: s.n.], 2016. p. 7151–7158.

- 10 SABATINO, F. **Quadrotor control: modeling, nonlinear control design, and simulation.** Dissertação (Mestrado) — KTH Royal Institute of Technology, Junho 2015.
- 11 BOUABDALLAH, S. Design and control of quadrotors with application to autonomous flying. EPFL, Lausanne, p. 155, 2007.
- 12 GIBIANSKY, A. Quadcopter dynamics, simulation, and control. p. 1–18, 11 2012. Disponível em: <<http://andrew.gibiansky.com/blog/physics/quadcopter-dynamics/>>. Acesso em: 2018-10-30.
- 13 ANDERSON, J. **Aircraft performance and design.** WCB/McGraw-Hill, 1999. (McGraw-Hill international editions: Aerospace science/technology series). ISBN 9780070019713. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=PwtO7aiwbBwC>>.
- 14 THUMS, G. D. Metodologia de sintonia pid multi-malha para veículos aéreos não tripulados. **XIX Congresso Brasileiro de Automática**, p. 358–365, Setembro 2012.
- 15 BERSHADSKY, D.; HAVILAND, S.; JOHNSON, E. **Electric Multirotor UAV Propulsion System Sizing for Performance Prediction and Design Optimization.** Dissertação (Mestrado) — American Institute of Aeronautics and Astronautics, 01 2016.
- 16 GATTI, M. **Design and Prototyping High Endurance Multi-Rotor.** Tese (Doutorado) — alma, Maggio 2015. Disponível em: <<http://amsdottorato.unibo.it/7124/>>.
- 17 E., G. **Quadcopter Flight Mechanics Model and Control Algorithms.** 1-69 p. Dissertação (Mestrado) — Czech Technical University, Maio 2017.
- 18 AL-SAEDI, F.; SABAR, R. A. Design and implementation of autopilot system for quadcopter. **IJCSET**, v. 5, p. 190–199, 06 2015.
- 19 YANG, J.; CAI, Z.; LIN, Q.; WANG, Y. Self-tuning pid control design for quadrotor uav based on adaptive pole placement control. In: **2013 Chinese Automation Congress.** Changsha, China: [s.n.], 2013. p. 233–237.
- 20 WIN HLA MYO TUN, H. T. Modelling and pid control system for fixed-wing unmanned aerial vehicle. **43rd Research World International Conference**, v. 1, p. 1–6, Abril 2018.

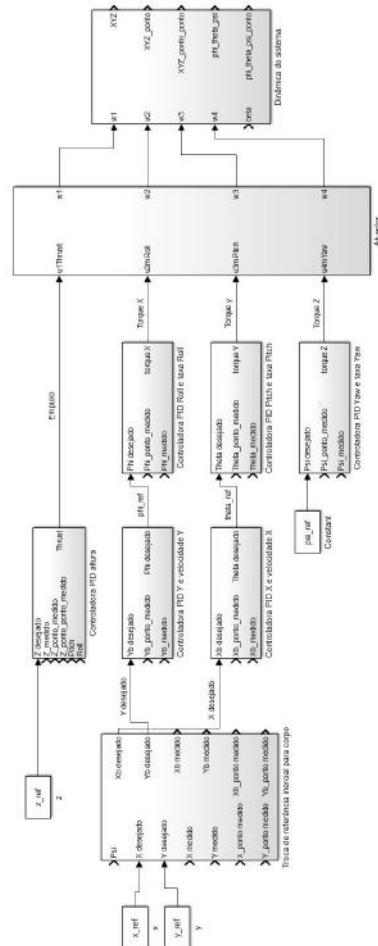
- 21 DORF, R. C.; BISHOP, R. H. **Modern Control Systems**. 9th. ed. Upper Saddle River, NJ, USA: Prentice-Hall, Inc., 2000. ISBN 0130306606.
- 22 D., S. M. **Simulation and Control of a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle**. 1-69 p. Dissertação (Mestrado) — University of Kentucky, Maio 2011.
- 23 E., G. **Quadcopter Flight Mechanics Model and Control Algorithms**. Dissertação (Mestrado) — Czech Technical University, Praga, República Tcheca, Maio 2016.
- 24 ARDUPILOT. **Basic Tuning**. <<http://ardupilot.org/copter/docs/basic-tuning.html>>. Acesso em: 30 de outubro de 2018.
- 25 KROHLING, R. A.; REY, J. P. Design of optimal disturbance rejection pid controllers using genetic algorithms. **IEEE Transactions on Evolutionary Computation**, v. 5, n. 1, p. 78–82, Feb 2001. ISSN 1089-778X.
- 26 SAHIB, M. A.; AHMED, B. S. A new multiobjective performance criterion used in pid tuning optimization algorithms. **Journal of Advanced Research**, v. 7, n. 1, p. 125 – 134, 2016. ISSN 2090-1232. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S209012321500034X>>.
- 27 FRANK, A. A.; MCGREW, J. S.; VALENTI, M. J.; LEVINE, D. H.; HOW, J. P. Hover , transition , and level flight control design for a single-propeller indoor airplane. In: . [S.l.: s.n.], 2007.
- 28 ARDUPILOT. **Tilt Rotor Planes**. 2016. Disponível em: <<http://ardupilot.org/plane/docs/guide-tilt-rotor.html>>. Acesso em: 11 nov. 2018.
- 29 LEITH, W. E. L. D. J. Survey of gain scheduling analysis and design. **International Journal of Control**, Taylor and Francis, v. 73, n. 11, p. 1001–1025, 2000. Disponível em: <<https://doi.org/10.1080/002071700411304>>.
- 30 HERNÁNDEZ-GARCÍA, R. G.; RODRÍGUEZ-CORTÉS, H. Transition flight control of a cyclic tiltrotor uav based on the gain-scheduling strategy. In: **2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)**. [S.l.: s.n.], 2015. p. 951–956.

- 31 MALANG, Y. **Design and Control of a Vertical Takeoff and Landing Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle**. Dissertação (Mestrado) — University of Toronto, Toronto, Canadá, Junho 2016.
- 32 LIU, Z.; HE, Y.; YANG, L.; HAN, J. Control techniques of tilt rotor unmanned aerial vehicle systems: A review. **Chinese Journal of Aeronautics**, v. 30, n. 1, p. 135 – 148, 2017. ISSN 1000-9361. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1000936116302199>>.
- 33 SHARP, C. S.; SHAKERNIA, O.; SASTRY, S. S. A vision system for landing an unmanned aerial vehicle. In: **Proceedings 2001 ICRA. IEEE International Conference on Robotics and Automation (Cat. No.01CH37164)**. [S.l.: s.n.], 2001. v. 2, p. 1720–1727 vol.2. ISSN 1050-4729.
- 34 NGUYEN P. H., e. a. Remote marker-based tracking for uav landing using visible-light camera sensor. **Sensors**, v. 17, n. 9, 2017. Disponível em: <<https://doi.org/10.3390/s17091987>>.
- 35 TEAM, O. **OpenCV**. 2018. Disponível em: <<https://opencv.org/>>. Acesso em: 19 nov. 2018.
- 36 OPENCV. **Detection of ArUco Markers**. 2015. Disponível em: <https://docs.opencv.org/3.1.0/d5/dae/tutorial_aruco_detection.html>. Acesso em: 17 nov. de 2018.
- 37 CARREIRA, T. G. Quadcopter automatic landing on a docking station. In: . Lisboa: [s.n.], 2013.
- 38 TRIANTAFYLLOU, M. S.; HOVER, F. S. Propellers and propulsion. In: MIT OPEN COURSE. 2018. Disponível em: <<https://ocw.mit.edu/courses/mechanical-engineering/2-154-maneuvering-and-control-of-surface-and-underwater-vehicles-13-49-fall-2004/lecture-notes/lec12.pdf>>. Acesso em: 19 nov. de 2018.
- 39 W., S. **ArduCopter**. Disponível em: <<https://www.wilselby.com/research/arducopter/>>. Acesso em: 20 de set. de 2018.
- 40 MARIGA, L. **Calyptre**. 2018. Disponível em: <<https://github.com/leomariga/Calyptre>>. Acesso em: 19 nov. de 2018.
- 41 MATHWORKS. **Discrete Wind Gust Model**. 2006. Disponível em: <<https://www.mathworks.com/help/aeroblks/discretewindgustmodel>>. Acesso em: 09 nov. 2018.

- 42 TEAM, O. **Camera calibration With OpenCV**. 2014. Disponível em: <https://docs.opencv.org/2.4/doc/tutorials/calib3d/camera_calibration/camera_calibration.html>. Acesso em: 19 nov. 2018.
- 43 ARDUCOPTER. **Copter Documentation**. 2018. Disponível em: <<http://ardupilot.org/copter/>>. Acesso em: 19 nov. de 2018.
- 44 ROBOTICS, D. **DRONEKIT**. 2018. Disponível em: <<http://dronekit.io>>. Acesso em: 19 nov. de 2018.
- 45 ARDUCOPTER. **Precision Landing and Loiter with IR LOCK**. 2018. Disponível em: <<http://ardupilot.org/copter/docs/precision-landing-with-irlock.html>>. Acesso em: 19 nov. de 2018.

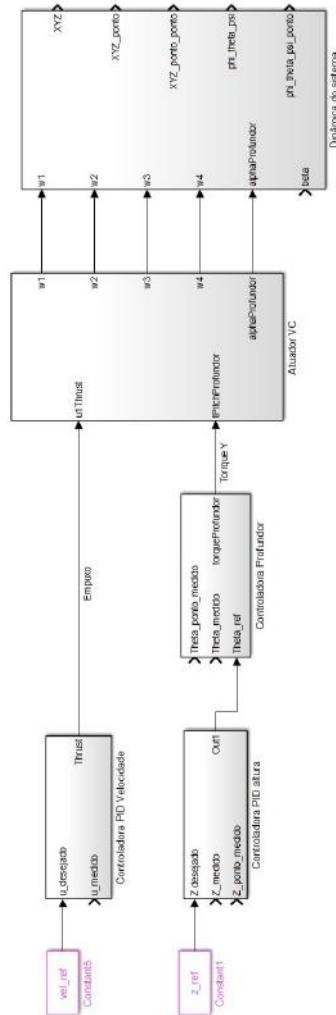
A APÊNDICE A

Figura A.1 – Implementação da simulação de voo VTOL autônomo.
A realimentação foi retirada para facilitar a visualização.



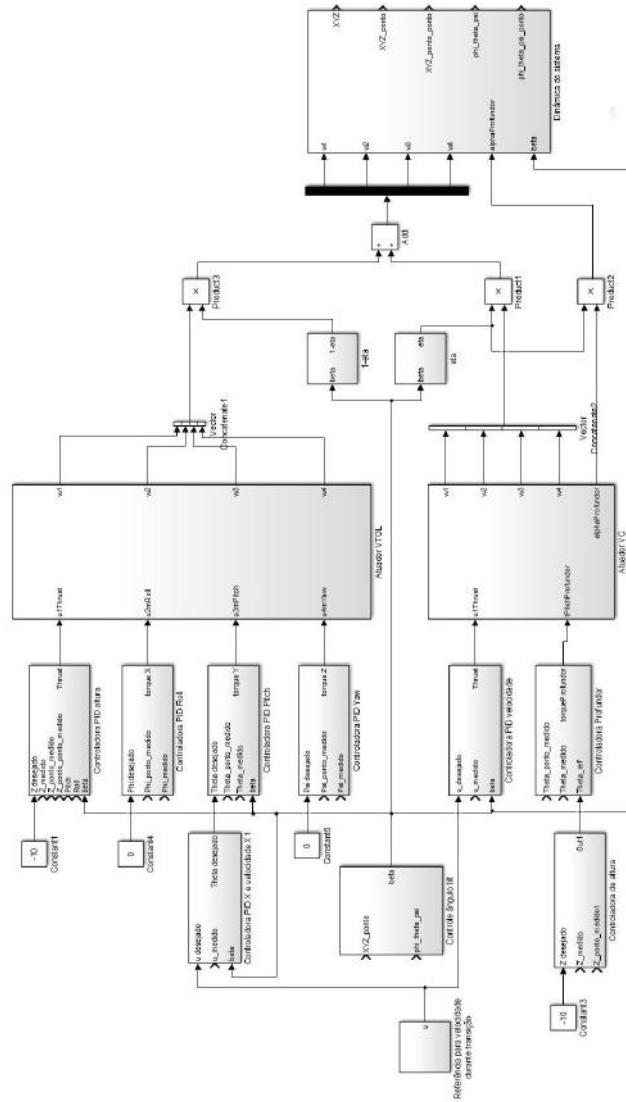
Fonte: Autor + *Simulink*.

Figura A.2 – Implementação de voo em VC. A realimentação foi retirada para facilitar a visualização.



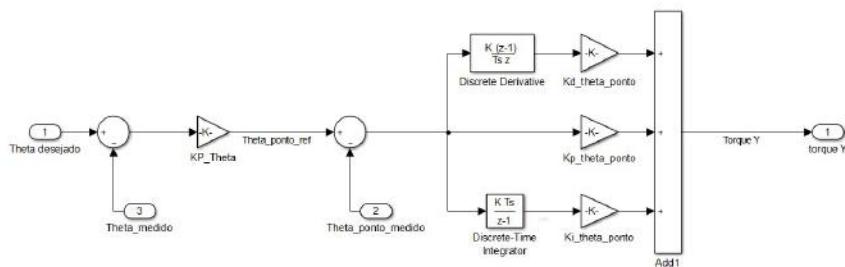
Fonte: Autor + *Simulink*.

Figura A.3 – Implementação da transição no *Simulink*. A realimentação foi retirada para facilitar a visualização.



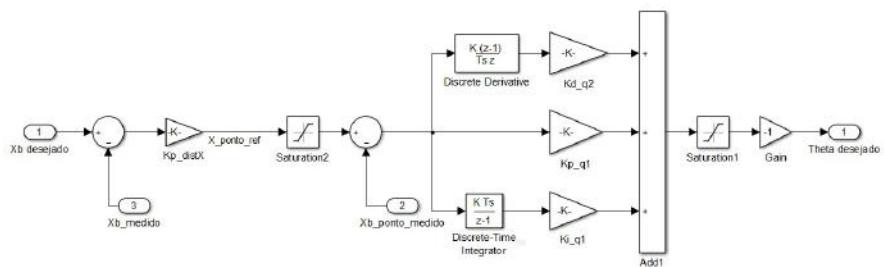
Fonte: Autor + *Simulink*.

Figura A.4 – Bloco de controle de atitude para *pitch*. A mesma estrutura foi adotada para *roll* e *yaw*.



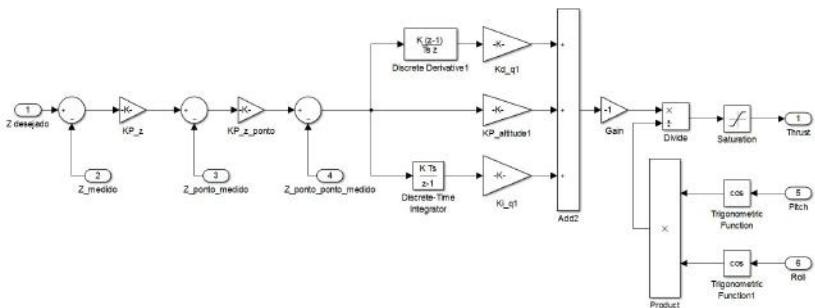
Fonte: Autor + *Simulink*.

Figura A.5 – Bloco de controle de posição em \vec{X} . A mesma estrutura foi adotada para deslocamento em \vec{Y} .



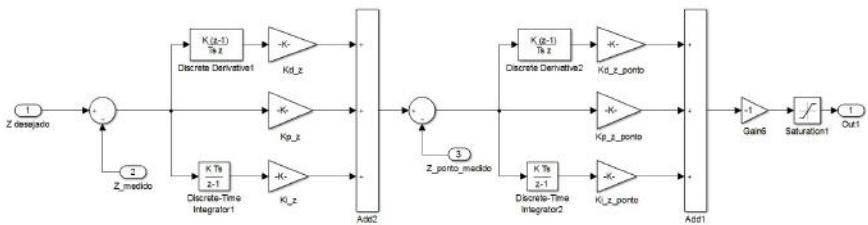
Fonte: Autor + *Simulink*.

Figura A.6 – Bloco de controle de altura.



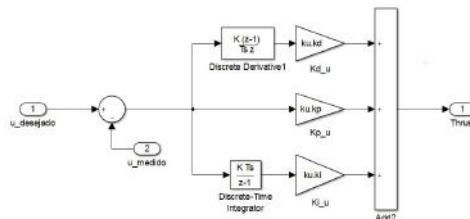
Fonte: Autor + *Simulink*.

Figura A.7 – Bloco de controle de altura pelo profundo.



Fonte: Autor + *Simulink*.

Figura A.8 – Bloco de controle de velocidade em VC.



Fonte: Autor + *Simulink*.