



UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO NORTE
CENTRO DE TECNOLOGIA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA ELÉTRICA E
DE COMPUTAÇÃO



Controle de posição com restrição à orientação de um Veículo Aéreo Não-Tripulado tipo Quadrirrotor

André Tavares da Silva

Orientador: Prof. Dr. Adelardo A Dantas de Medeiros

Documento de Dissertação de Mestrado
apresentado ao Programa de Pós-Graduação
em Engenharia Elétrica e de Computação
da UFRN (área de concentração: Robótica)
como parte dos requisitos para obtenção do
título de Mestre em Ciências.

Natal, RN, Janeiro de 2014

UFRN / Biblioteca Central Zila Mamede
Catalogação da Publicação na Fonte

Silva, André Tavares da.

Controle de posição com restrição à orientação de um veículo aéreo não-tripulado tipo quadricóptero / André Tavares da Silva. – Natal, RN, 2014.

56 f.: il.

Orientador: Prof. Dr. Adelardo A. Dantas de Medeiros.

Dissertação (Mestrado) – Universidade Federal do Rio Grande do Norte. Centro de Tecnologia. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica e de Computação.

1. Controle por referência variável- Dissertação. 2. Quadricóptero - Dissertação. 3. Controle de posição e orientação - Dissertação. 4. VANTs- Dissertação. I. Medeiros, Adelardo A. Dantas de. II. Universidade Federal do Rio Grande do Norte. III. Título.

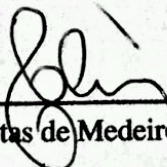
RN/UF/BCZM

CDU 681.51

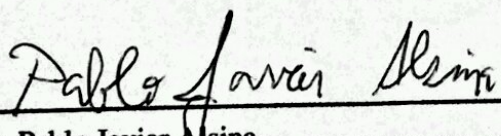
Controle de posição com restrição à orientação de um Veículo Aéreo Não-Tripulado tipo Quadrirrotor

André Tavares da Silva

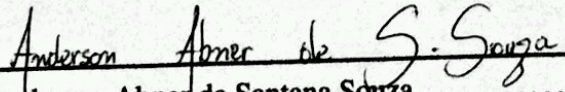
Dissertação de Mestrado aprovada em 24 de janeiro de 2014 pela banca examinadora
composta pelos seguintes membros:



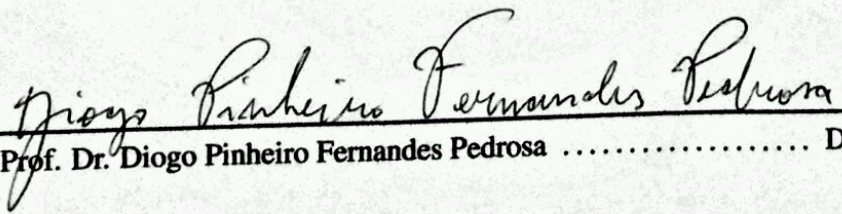
Prof. Dr. Adelardo A Dantas de Medeiros (orientador) DCA/UFRN



Prof. Dr. Pablo Javier Alsina DCA/UFRN



Prof. Dr. Anderson Abner de Santana Souza UERN



Prof. Dr. Diogo Pinheiro Fernandes Pedrosa DCA/UFRN

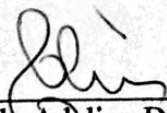


UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO NORTE
CENTRO DE TECNOLOGIA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA
ELÉTRICA E DE COMPUTAÇÃO

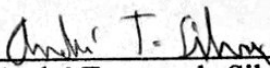


Ata da 419ª sessão de defesa de Dissertação de Mestrado do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica e de Computação da UFRN, realizada em 24 de janeiro de 2014, às 19h00min, no DCA/UFRN.

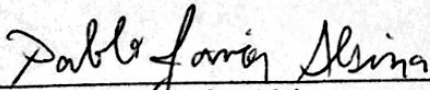
1 Aos 24 (vinte e quatro) dias do mês de janeiro do ano de dois mil e quatorze, foi realizada a 419ª
2 sessão de defesa de Dissertação de Mestrado do Programa de Pós-Graduação em Engenharia
3 Elétrica e de Computação da UFRN, na qual o Mestrando **André Tavares da Silva** apresentou o
4 trabalho que tem como título: “Controle de posição com restrição à orientação de um Veículo
5 Aéreo Não-Tripulado tipo Quadrirotor”. A sessão teve início às 19h00min, tendo a banca
6 examinadora sido constituída pelos seguintes participantes: Adelardo Adelino Dantas de
7 Medeiros (Dr. UFRN, Orientador), Pablo Javier Alsina (Dr. UFRN, Examinador Interno), Diogo
8 Pinheiro Fernandes Pedrosa (Dr. UFRN, Examinador Interno) e Anderson Abner de Santana
9 Souza (Dr. UERN, Examinador Externo). Após a apresentação do trabalho e o exame pela banca,
10 o mestrando foi considerado APROVADO, do que eu, Paulo Yvens Farias Rolim, lavrei
11 a presente ata, que vai assinada pelos examinadores, pelo aluno e por mim.



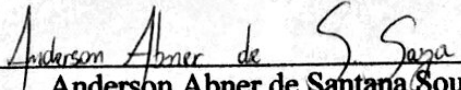
Adelardo Adelino Dantas de Medeiros
(Dr. UFRN, Orientador)



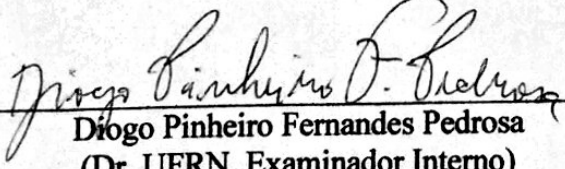
André Tavares da Silva
(Mestrando)



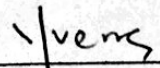
Pablo Javier Alsina
(Dr. UFRN, Examinador Interno)



Anderson Abner de Santana Souza
(Dr. UFRSA, Examinador Externo)



Diogo Pinheiro Fernandes Pedrosa
(Dr. UFRN, Examinador Interno)



Paulo Yvens Farias Rolim
(Secretário – PPgEEC)

*Aos meus pais, Wilmar e Ana, pela
paciência durante a realização deste
trabalho.*

Agradecimentos

Ao meu orientador professor Adelardo sou grato pela orientação.

Ao professor Pablo sou grato pelas críticas, sugestões e apoio e pela disposição.

Aos colegas de laboratório, pelas críticas, sugestões e apoio.

À minha família pelo apoio durante esta jornada.

À CAPES, pelo apoio financeiro.

Resumo

Quadrirrotores são veículos aéreos compostos por quatro hélices montadas sobre quatro motores em uma disposição em cruz ou x, sendo que, nessa estrutura, os motores sobre o mesmo braço giram no mesmo sentido e os do outro braço em sentido oposto. Ao girar, cada hélice gera empuxo vertical para cima. O controle é feito variando-se a velocidade de rotação de cada motor. Dentre as vantagens desse tipo de veículo pode-se citar a simplicidade mecânica de construção, o alto grau de manobrabilidade que possui e a capacidade de pousos e decolagens verticais.

A modelagem e o controle de quadrirrotores tem sido um desafio devido a problemas como não-linearidades e acoplamento entre variáveis. Várias estratégias já foram desenvolvidas para o controle desse tipo de veículo, desde as de controle clássico até as mais modernas.

Há aplicações de supervisão aérea em que uma câmera é fixada no veículo de forma a apontar para a frente, onde é desejado que o quadrirrotor procure se movimentar a uma altitude fixa em direção ao alvo também apontando para a frente, o que impõe uma restrição artificial de movimento, pois não é desejado que se movimente lateralmente, mas para frente ou para trás e que gire ao redor dos seus eixos. Tal restrição é semelhante àquela existente de maneira natural em robôs movidos a rodas com acionamento diferencial, que também não podem se movimentar lateralmente, mas devido ao atrito das rodas. Portanto, uma estratégia de controle de posição semelhante à usada nesse tipo de robôs poderia ser adaptada para robôs aéreos do tipo quadrirrotor.

Este trabalho apresenta e discute algumas estratégias de controle de posição e orientação de quadrirrotores encontradas na literatura e propõe uma estratégia baseada no controle dinâmico de robôs móveis com acionamento diferencial, o chamado controle por referência variável. A validade da estratégia proposta é comprovada através de simulações computacionais.

Palavras-chave: Quadrirrotor, controle por referência variável, Controle de posição e orientação, VANTs.

Abstract

Quadrotors aircraft are composed by four propellers mounted on four engines on a cross or x disposition, and, in this structure, the engines on the same arm spin in the same direction and the other arm in the opposite direction. By rotating each helix generates vertical upward thrust. The control is done by varying the rotational speed of each motor. Among the advantages of this type of vehicle can cite the mechanical simplicity of construction, the high degree of maneuverability and the ability to have vertical takeoffs and landings.

The modeling and control of quadricopteros have been a challenge due to problems such as nonlinearity and coupling between variables. Several strategies have been developed to control this type of vehicle, from the classical control to modern.

There are air surveillance applications where a camera is fixed on the vehicle to point forward, where it is desired that the quadrotor moves at a fixed altitude toward the target also pointing forward, which imposes an artificial constraint motion, because it is not desired that it moves laterally, but only forwards or backwards and around its axes. This restriction is similar to the naturally existing on robots powered by wheels with differential drive, which also can not move laterally, due to the friction of the wheels. Therefore, a position control strategy similar to that used in this type of robot could be adapted for aerial robots like quadrotor.

This dissertation presents and discusses some strategies for the control of position and orientation of quadrotors found in the literature and proposes a strategy based on dynamic control of mobile robots with differential drive, called the variable reference control. The validity of the proposed strategy is demonstrated through computer simulations.

Keywords: Quadrotor, variable reference control, position and orientation control, UAV's.

Sumário

Sumário	8
Lista de Figuras	11
Lista de Tabelas	13
1 Introdução	1
1.1 Objetivos	2
1.2 Contribuições	2
1.3 Organização da dissertação	2
Lista de Símbolos e Abreviaturas	1
2 Estado da Arte	3
2.1 Fundamentação teórica	3
2.2 Estratégias de Controle de atitude, altitude e posição	10
3 Estratégia proposta	13
3.1 Estratégia	13
3.2 Projeto dos controladores	19
4 Simulador	23
4.1 Estrutura geral	24
5 Experimentos	35
5.1 Experimentos realizados	35
6 Conclusões	51
Referências bibliográficas	52

Lista de Figuras

2.1	Sistema de coordenadas do quadrrrotor. Sistema de coordenadas do veículo, $\{Q\}$, sistema de coordenadas fixo de Mundo $\{Z\}$, velocidade angular dos propulsores w_i com os respectivos empuxos F_i	4
2.2	Descrição do movimento do quadrrrotor. As setas mais largas indicam maior velocidade de rotação. (a) movimento de subida, (b) rotação anti-horária, (c) movimento ao longo do eixo X e (d) movimento ao longo do eixo Y	5
2.3	Relação entre sinal de entrada PWM e empuxo gerado. Figura obtida do trabalho de	8
2.4	Diagrama de blocos da estratégia de controle em cascata, mostrando a malha interna marcada em azul e a externa, objeto deste trabalho, em vermelho	10
3.1	Diagrama de blocos da estratégia de controle proposta	14
3.2	A bola vermelha representa a frente do quadrrrotor. Δl_r representa a distância ao destino do robô (x_r, y_r) , enquanto que Δl é a distância à projeção do destino do robô sobre a reta de direção do robô.	15
4.1	Diagrama de blocos do simulador implementado em Simulink.	23
4.2	Foto do protótipo construído no Laboratório de Robótica do Departamento de Engenharia de Computação e Automação da Universidade Federal do Rio Grande do Norte	25
4.3	Distribuição do ruído de medição angular	26
4.4	Distribuição do ruído de medição de altitude	27
4.5	Distribuição do ruído de medição de posição	27
4.6	Sinais PWM aplicados para movimento vertical apenas	28
4.7	Ângulos de atitude em resultado de aplicação de sinais PWM iguais	29
4.8	Posição horizontal (x,y) em resultado de aplicação de sinais PWM iguais	29
4.9	Altitude em resultado de aplicação de sinais PWM iguais	30
4.10	Sinais PWM aplicados para movimento vertical associado a movimento de guinada no sentido horário	31
4.11	Ângulos de atitude em resultado de aplicação de sinais PWM diferentes. Destaque para o gráfico de guinada	32
4.12	Posição horizontal (x,y) em resultado de aplicação de sinais PWM diferentes	33
4.13	Altitude em resultado de aplicação de sinais PWM diferentes	33
5.1	Gráfico da altitude em função do tempo	35

5.2	Gráfico do ângulo de guinada em função do tempo	36
5.3	Controle de Posição horizontal para ganho nulo do controlador de velocidade lateral. Erro quadrático médio medido de 4.46 no eixo X e 4.65 no eixo Y. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.	37
5.4	Controle de Posição horizontal para ganhos de projeto nominais do controlador de velocidade lateral. Erro quadrático médio medido de 2.65 no eixo X e 2.38 no eixo Y. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.	37
5.5	Pulso retangular que simula rajada de vento lateral	38
5.6	Variação da posição ao longo do eixo X em trajetória retilínea em presença de vento lateral	38
5.7	Variação da posição ao longo do eixo Y em trajetória retilínea em presença de vento lateral	39
5.8	Variação da posição espacial no plano XY em presença de vento lateral. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.	39
5.9	Variação da Velocidade lateral medida em presença de vento lateral	39
5.10	Ângulo de rolagem medido em presença de vento lateral	40
5.11	Variação da posição ao longo do eixo X em trajetória retilínea em presença de vento lateral	40
5.12	Variação da posição ao longo do eixo Y em trajetória retilínea em presença de vento lateral	41
5.13	Variação da posição espacial no plano XY em presença de vento lateral. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.	41
5.14	Variação da Velocidade lateral medida em presença de vento lateral	41
5.15	Ângulo de rolagem medido em presença de vento lateral	42
5.16	Altitude para limitação de ângulos de rolagem e arfagem de 6° e 3° respectivamente. Erro médio quadrático medido de 1.87 m.	43
5.17	Posição Horizontal para limitação de ângulos de rolagem e arfagem de 6° e 3° respectivamente. Erros médios quadráticos medidos de 2.84 m para X e 2.44 m para Y. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.	43
5.18	Altitude para limitação de ângulos de rolagem e arfagem de 18°. Erro médio quadrático medido de 1.60 m.	44
5.19	Posição Horizontal para limitação de ângulos de rolagem e arfagem de 18°. Erros médios quadráticos medidos de 1.81 m para X e 1.85 m para Y. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.	44
5.20	Altitude para limitação de ângulos de rolagem e arfagem de 36°. Erro médio quadrático medido de 1.87 m.	45

5.21	Posição Horizontal para limitação de ângulos de rolagem e arfagem de 36°. Erros médios quadráticos medidos de 1.81 m para X e 1.81 m para Y. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.	45
5.22	Altitude para limitação de ângulos de rolagem e arfagem de 45°. Erro médio quadrático medido de 2.11 m.	46
5.23	Posição Horizontal para limitação de ângulos de rolagem e arfagem de 45°. Erros médios quadráticos medidos de 1.74 m para X e 1.92 m para Y. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.	46
5.24	Variação da posição ao longo do eixo X em trajetória no formato rampa contínua.	47
5.25	Variação da posição ao longo do eixo Y em trajetória no formato rampa contínua	48
5.26	Variação da posição espacial em trajetória no formato rampa contínua. Erros médios quadráticos medidos de 0.12 m para X e 0.11 m para Y. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.	48
5.27	Variação da altitude em trajetória no formato rampa contínua	49
5.28	Variação da posição ao longo do eixo X em trajetória no formato rampa discreta ou escada	49
5.29	Variação da posição ao longo do eixo Y em trajetória no formato rampa discreta ou escada	49
5.30	Variação da posição espacial em trajetória no formato rampa discreta ou escada. Erros médios quadráticos medidos de 0.80 m para X e 0.81 m para Y. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.	50
5.31	Variação da altitude em trajetória no formato rampa discreta ou degrau . .	50

Lista de Tabelas

4.1	Parâmetros utilizados no simulador	25
4.2	Parâmetros e tipos de controlador	28

Capítulo 1

Introdução

Os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) têm sido largamente utilizados em diversas aplicações atualmente, tanto militares como civis, tais como em tarefas de inspeção que oferecem risco à vida humana, como em instalações petroquímicas [Laura et al. 2011], inspeção de ambientes em que há incêndio, linhas de transmissão de energia, dentre outras. Dentre esses veículos, o quadricóptero é um tipo de VANT que tem se tornado a plataforma padrão para pesquisa em robôs aéreos [Diao et al. 2011] [Colorado et al. 2010] [Coza & Macnab 2006] [Madani & Benallegue 2007]. Isso se deve a sua construção mecânica robusta, a sua estrutura simples, a capacidade para decolagem e pouso verticais (o que exige menor área para decolagem e pouso que outros veículos aéreos) e ao alto grau de mobilidade. Outra vantagem é a capacidade de fazer voos pairados, desviando-se de obstáculos enquanto realiza a tarefa de inspeção.

O quadricóptero é um sistema de difícil controle, pois é naturalmente instável, acoplado e subatuado. Numerosos trabalhos já foram publicados sobre seu controle, como, por exemplo, os de modelagem dinâmica baseada em leis físicas [Amir & Abbass 2008], linearização do modelo físico e aplicação de técnicas de controle clássicas [Lee et al. 2011], aplicação de técnicas de identificação de sistemas para construção do modelo dinâmico e projeto de um controlador baseado nele [Wu et al. 2010], controle por backstepping [Ahmed et al. 2010], dentre outros.

Em todas essas estratégias o quadricóptero é considerado como holonômico, ou seja, pode se mover em todas as direções. Entretanto, há certas aplicações, como em controle servo-visual usando uma câmera fixa na aeronave, onde é exigido que o robô se mova, no plano horizontal, na mesma direção para a qual sua câmera está apontando, ou seja, ele não pode mover-se lateralmente. Nesse tipo de aplicação, a câmera pode funcionar como um sensor para gerar referências para a navegação, visto que as imagens capturadas guardam relação da câmera (e conseqüentemente do veículo) com o ambiente, permitindo se obter uma aproximação da posição e orientação, como mostraram estudos já realizados [Cesetti et al. 2009]. Essa limitação de movimento ou restrição de orientação gera uma restrição não-holonômica artificial similar à presente naturalmente em alguns tipos de robôs móveis a rodas que também não podem se mover lateralmente, o que inspirou a adaptação de uma estratégia de controle de posição e orientação usada nesses robôs [Vieira 2005] para robôs aéreos do tipo quadricóptero.

A metodologia utilizada para o desenvolvimento deste trabalho foi a seguinte: Identifi-

cação do problema e da aplicação desejada para o protótipo de quadricóptero desenvolvido; pesquisa em artigos científicos sobre as estratégias de controle de posição já usadas e testadas; adaptação de algumas dessas contribuições ao problema em questão, formando, assim, a estratégia proposta neste trabalho; formulação matemática da estratégia proposta; construção de um simulador que representasse as dinâmicas e características aproximadas do sistema real do protótipo; Finalmente foram realizados testes em simulação para validar a estratégia proposta.

1.1 Objetivos

O objetivo deste trabalho é propor uma estratégia de controle de posição e orientação com restrição de um veículo aéreo tipo quadricóptero baseada no controle de robôs móveis a rodas e validá-la através de simulações computacionais.

1.2 Contribuições

Este trabalho trará como contribuição a adaptação para quadricópteros de uma estratégia de controle usada antes em robôs móveis a rodas, com a finalidade de suprir as condições necessárias para uma aplicação de supervisão aérea com servo-visão.

1.3 Organização da dissertação

O capítulo 2 faz um breve resumo dos avanços realizados na área de controle de quadricópteros. Além disso, apresenta o modelo dinâmico simplificado utilizado neste trabalho. O capítulo 3 descreve o sistema de controle de posição e orientação proposto. O capítulo 4 apresenta o simulador construído para testar a estratégia proposta de controle. O capítulo 5 apresenta os experimentos realizados para validar a estratégia proposta, assim como a discussão dos resultados obtidos, e, por fim, o capítulo 6 apresenta as conclusões e sugere trabalhos futuros.

Capítulo 2

Estado da Arte

2.1 Fundamentação teórica

O helicóptero quadrirrotor possui quatro propulsores (hélices) montados sobre motores, dois dos quais giram no sentido horário e os outros no sentido anti-horário. O controle é feito variando-se a velocidade relativa entre eles.

A Figura 2.1 mostra um diagrama esquemático de um quadrirrotor com o sistema de coordenadas fixo nele $\{Q\}$, chamado de coordenadas de robô ou móveis, composto pelos eixos de referência X_Q, Y_Q e Z_Q , sendo o eixo X_Q positivo a frente do robô, o eixo X_Q negativo a traseira, o eixo Y_Q positivo o lado direito e o eixo Y_Q negativo o esquerdo. São mostradas também as forças de empuxo F_i geradas pelo giro de cada rotor com velocidade w_i . Observa-se que o ângulo de rolagem, Φ , é o ângulo que o quadrirrotor faz com o eixo X_Q de referência de robô; o ângulo de arfagem, Θ , é o ângulo que o quadrirrotor faz com o eixo Y_Q e o ângulo de guinada, Ψ , é o ângulo que o mesmo faz com o eixo Z_Q de referência de robô. Ao conjunto desses ângulos denomina-se atitude, ou seja, atitude são os valores dos ângulos Φ , Θ e Ψ assumidos pelo veículo em determinado instante. A figura também mostra o sistema de coordenadas de mundo, ou sistema inercial, fixo na Terra $\{Z\}$, composto pelos eixos X, Y e Z, que define as coordenadas de posição do robô (x, y, z) , que corresponde às coordenadas do centróide (centro geométrico) do veículo com relação à origem do sistema de referência de mundo. Neste trabalho denomina-se de orientação ao valor do ângulo de guinada Ψ , que é o ângulo em torno do eixo Z.

A Figura 2.2 mostra de forma mais clara o princípio de funcionamento de um quadrirrotor ao apresentar a vista superior (vista planar) do esquemático do quadrirrotor e apresentar alguns dos seus movimentos.

Ao se variar a velocidade dos quatro propulsores de forma conjunta gera-se um empuxo vertical resultante que pode gerar movimento vertical para cima, se esse empuxo for maior que a força peso do veículo, ou para baixo em caso contrário, como pode ser visto na Figura 2.2 (a). Os dois pares de propulsores 1-3 e 2-4 giram em sentido oposto. Ao se aumentar a velocidade relativa de rotação de um par de propulsores com relação ao outro, a rotação de guinada do veículo (ao redor do eixo Z_Q) é obtida. A Figura 2.2 (b) mostra um exemplo de rotação de guinada no sentido anti-horário. Ao se variar a velocidade de apenas um dos propulsores do par 2-4, mas mantendo-se a velocidade relativa resultante de rotação entre os pares nula, produz-se movimento de rotação ao redor do eixo Y_Q , chamado de movimento de arfagem, acoplado com movimento lateral ao longo do eixo X_Q ,

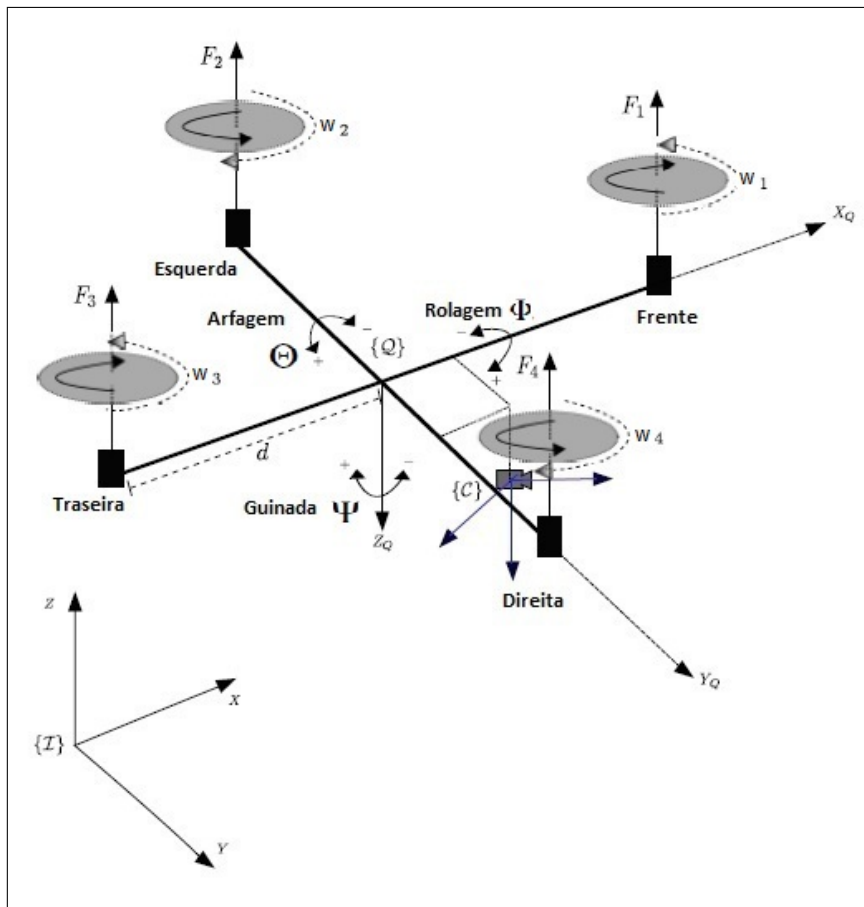


Figura 2.1: Sistema de coordenadas do quadricóptero. Sistema de coordenadas do veículo, $\{Q\}$, sistema de coordenadas fixo de Mundo $\{Z\}$, velocidade angular dos propulsores w_i com os respectivos empuxos F_i .

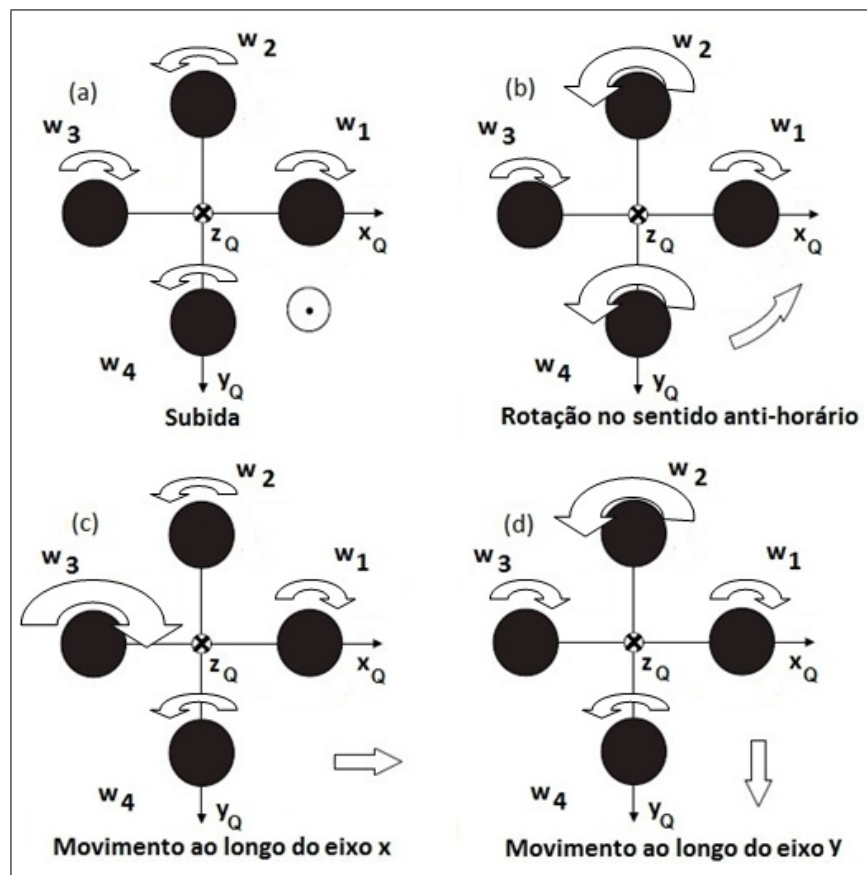


Figura 2.2: Descrição do movimento do quadricóptero. As setas mais largas indicam maior velocidade de rotação. (a) movimento de subida, (b) rotação anti-horária, (c) movimento ao longo do eixo X e (d) movimento ao longo do eixo Y

como mostra a Figura 2.2 (c).

Ao se variar a velocidade de apenas um dos propulsores do par 1-3, mas mantendo-se a velocidade relativa resultante de rotação entre os pares nula, produz-se movimento de rotação ao redor do eixo X_Q , chamado de movimento de rolagem, acoplado com movimento lateral ao longo do eixo Y_Q , como mostra a Figura 2.2 (d).

Vários trabalhos [Bouabdallah et al. 2004], [Sanca et al. 2008], [Sanca, de Jesus F. Cerqueira & Alsina 2010] já foram realizados no sentido de se modelar as dinâmicas do helicóptero quadrirrotor, segundo os quais os principais efeitos físicos que agem sobre o veículo são:

1. Força peso, gerada pela aceleração da gravidade e aplicada no centro-de-massa;
2. Efeitos aerodinâmicos, gerados pela rotação dos propulsores e batimento das hélices;
3. Contra-torques inerciais, gerados pela mudança na velocidade de rotação dos propulsores;
4. Efeitos de inércia do quadrirrotor;
5. Efeitos de giroscópio, gerados pela mudança de orientação de corpo rígido e mudança de orientação do plano do propulsor;
6. Atrito aerodinâmico, devido ao movimento do corpo do veículo como um todo.

Outros efeitos podem ser adicionados, como forças de hub, momentos de rolagem e variação dos coeficientes aerodinâmicos [Bouabdallah & Siegwart 2007]. Conhecendo-se a modelagem matemática dos efeitos físicos e a estrutura do veículo pode ser criado um sistema de equações que represente a sua dinâmica.

As equações de movimento (2.1) a (2.3) (dinâmica rotacional) e (2.4) a (2.6) (dinâmica de translação) são derivadas do modelo dinâmico encontrado na literatura [Bouabdallah & Siegwart 2007] e [Sanca et al. 2008].

$$J_{xx}\ddot{\Phi} = \dot{\Theta}\dot{\Psi}(J_{yy} - J_{zz}) + J_r\dot{\Theta}\Omega_r + d(F_2 - F_4) + \alpha_\Phi \quad (2.1)$$

$$J_{yy}\ddot{\Theta} = \dot{\Phi}\dot{\Psi}(J_{zz} - J_{xx}) - J_r\dot{\Phi}\Omega_r + d(F_1 - F_3) + \alpha_\Theta \quad (2.2)$$

$$J_{zz}\ddot{\Psi} = \dot{\Theta}\dot{\Phi}(J_{xx} - J_{yy}) + J_r\Omega_r + b(F_1 - F_2 + F_3 - F_4) + \alpha_\Psi \quad (2.3)$$

$$\ddot{x} = (\cos\Phi \sin\Theta \cos\Psi + \sin\Phi \sin\Psi) \frac{F_1 + F_2 + F_3 + F_4}{m} + \frac{\alpha_x}{m} \quad (2.4)$$

$$\ddot{y} = (\cos\Phi \sin\Theta \sin\Psi - \sin\Phi \cos\Psi) \frac{F_1 + F_2 + F_3 + F_4}{m} + \frac{\alpha_y}{m} \quad (2.5)$$

$$\ddot{z} = -g + (\cos\Phi \cos\Theta) \frac{F_1 + F_2 + F_3 + F_4}{m} \quad (2.6)$$

Onde Φ , Θ e Ψ são os ângulos de rolagem, arfagem e guinada, conforme pode ser visto na Figura 2.1; x, y e z são as coordenadas no referencial fixo de Terra Z ; m é a massa

do quadricóptero; d é a meia distância entre dois motores opostos; b é a constante que relaciona o empuxo do motor com seu respectivo torque; J_{xx} , J_{yy} e J_{zz} são os momentos de inércia em torno dos eixos X_Q , Y_Q and Z_Q , respectivamente; g é a aceleração da gravidade e $F_1 + F_2 + F_3 + F_4$ é o empuxo total produzido pelos rotores da aeronave. Os termos $\dot{\Theta}\dot{\Psi}(J_{yy} - J_{zz})$, $\dot{\Phi}\dot{\Psi}(J_{zz} - J_{xx})$ e $\dot{\Theta}\dot{\Phi}(J_{xx} - J_{yy})$ modelam o efeito de giroscópio de rotação do corpo do quadricóptero; os termos $J_r\dot{\Theta}\Omega_r$ e $J_r\dot{\Phi}\Omega_r$ modelam o efeito de giroscópio de rotação das hélices; o termo $J_r\Omega_r$ modela o contra-torque inercial e os termos α_Φ , α_Θ , α_Ψ , α_x e α_y modelam efeitos aerodinâmicos diversos.

Considerando-se que, nas aplicações abordadas neste trabalho, o helicóptero se moverá com velocidade baixa, em vôo pairado, podem ser desprezados os efeitos aerodinâmicos gerados pela rotação dos propulsores e batimento das hélices, efeitos de giroscópio e atrito aerodinâmico, reações de Coriolis e de forças centrífugas, contra-torques inerciais gerados pela mudança na velocidade de rotação dos propulsores. Essas considerações já simplificam bastante as equações dinâmicas a serem desenvolvidas. Devido ao fato da distribuição de massa se encontrar ao longo dos eixos X_Q e Y_Q do veículo, os produtos de inércia J_{xy} , J_{yz} e J_{xz} podem ser desprezados, pois $J_{ij} \ll J_{ii}$.

Então, com base apenas na teoria de momentos (efeitos de inércia do quadricóptero), a estrutura está sujeita apenas à força gravitacional, que se concentra em seu centro de massa, no centro da estrutura em cruz, e às forças de empuxo geradas pelas quatro hélices ou propulsores. Daí, as equações de movimento (2.1) a (2.3) (dinâmica rotacional) e (2.4) a (2.6) (dinâmica de translação) se transformam nas equações de 2.7 a 2.12

$$\ddot{\Phi} = \frac{d}{J_x}(F_2 - F_4) \quad (2.7)$$

$$\ddot{\Theta} = \frac{d}{J_y}(F_1 - F_3) \quad (2.8)$$

$$\ddot{\Psi} = \frac{b}{J_z}(F_1 - F_2 + F_3 - F_4) \quad (2.9)$$

$$\ddot{x} = (\cos\Phi \sin\Theta \cos\Psi + \sin\Phi \sin\Psi) \frac{F_1 + F_2 + F_3 + F_4}{m} \quad (2.10)$$

$$\ddot{y} = (\cos\Phi \sin\Theta \sin\Psi - \sin\Phi \cos\Psi) \frac{F_1 + F_2 + F_3 + F_4}{m} \quad (2.11)$$

$$\ddot{z} = -g + (\cos\Phi \cos\Theta) \frac{F_1 + F_2 + F_3 + F_4}{m} \quad (2.12)$$

As equações de 2.7 a 2.12 possuem como entradas as forças de empuxo geradas pela rotação dos rotores, portanto essas forças se relacionam com as velocidades dos rotores que, por sua vez, relacionam-se com o sinal PWM (Pulse-Width Modulation - modulação por largura de pulso) aplicado aos motores. Portanto também é necessário se modelar a relação não linear entre sinal PWM e velocidade dos rotores. Essa relação pode ser linearizada ou aproximada. Com essas equações pode-se projetar um sistema de controle.

As forças de empuxo F_i , tais como as mostradas na Figura 2.1, são criadas em res-

posta à velocidade angular dos propulsores que continuamente empurram o ar para baixo. Negligenciando-se as dinâmicas do motor, a velocidade angular w_i é diretamente proporcional ao sinal de entrada PWM δ_i .

$$w_i \propto \delta_i \quad (2.13)$$

Por outro lado, o empuxo F_i é diretamente proporcional ao quadrado da velocidade angular w_i [Guimarães et al. 2012b] [Guimarães et al. 2012a].

$$F_i \propto w_i^2 \quad (2.14)$$

Portanto, de (2.13) e (2.14) é possível se afirmar que o empuxo é diretamente proporcional ao quadrado do sinal de entrada PWM:

$$F_i \propto \delta_i^2 \quad (2.15)$$

O trabalho realizado por [Guimarães et al. 2012b], mostrou através de dados experimentais que a relação dada pela equação 2.15 pode ser aproximada, para o protótipo construído no laboratório de robótica da UFRN, por uma relação linear na região de operação. A Figura 2.3 ilustra os dados experimentais levantados. Os testes mostraram que o empuxo mínimo para levantar a aeronave requeria sinais de entrada superiores a 50%. Nessa faixa, foi descoberto que a relação entre sinal PWM e o empuxo podia ser bem aproximado por uma relação linear, conforme equação 2.16.

$$F_i = k_m \delta_i \quad (2.16)$$

Onde k_m é uma constante obtida experimentalmente e corresponde à tangente da curva no ponto de operação.

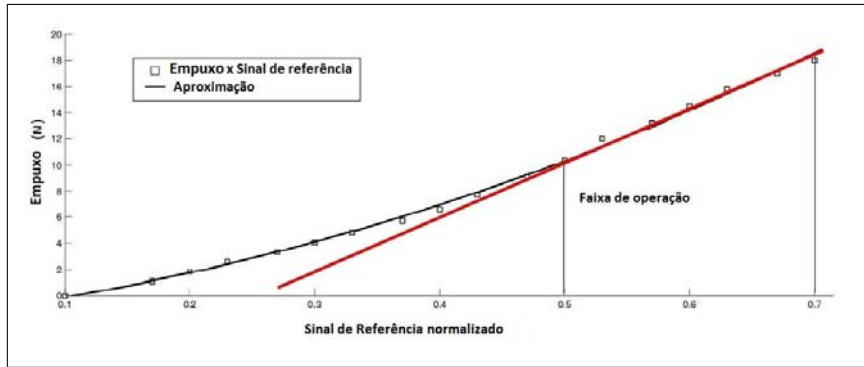


Figura 2.3: Relação entre sinal de entrada PWM e empuxo gerado. Figura obtida do trabalho de [Guimarães et al. 2012b]

Daí, as relações (2.7) a (2.12) se transformam nas de 2.17 a 2.22 e são chamadas de equações de dinâmica simplificada.

$$\ddot{\Phi} = \frac{d}{J_x} k_m (\delta_2 - \delta_4) \quad (2.17)$$

$$\ddot{\Theta} = \frac{d}{J_y} k_m (\delta_1 - \delta_3) \quad (2.18)$$

$$\ddot{\Psi} = \frac{b}{J_z} k_m (\delta_1 - \delta_2 + \delta_3 - \delta_4) \quad (2.19)$$

$$\ddot{x} = (\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi) \frac{k_m (\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4)}{m} \quad (2.20)$$

$$\ddot{y} = (\cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi) \frac{k_m (\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4)}{m} \quad (2.21)$$

$$\ddot{z} = -g + (\cos \Phi \cos \Theta) \frac{k_m (\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4)}{m} \quad (2.22)$$

Como pode ser observado dessas últimas equações, há menos entradas que saídas, ou seja, o sistema é subatuado, pois há quatro entradas de controle, os sinais PWM δ_1 a δ_4 , e seis saídas, os ângulos de atitude Φ , Θ e Ψ e as coordenadas de posição x , y e z . Isso é um problema para o controle.

Em vários trabalhos [Lee et al. 2011], [Bouabdallah et al. 2004], [Bouabdallah & Siegwart 2007] e [Sanca et al. 2011] foi encontrado um meio de se lidar com o problema do sistema ser subatuado. O sistema é modelado em duas partes, uma responsável pela atitude e altitude, e outra pela posição. Essa estratégia é chamada de controle em cascata, ou seja, as saídas de um sistema são as entradas de outro, levando o sistema de subatuado a completamente atuado. A parte responsável pela atitude e altitude é a malha de realimentação interna, enquanto que uma malha de realimentação externa é encarregada do controle da posição horizontal x e y . A Figura 2.4 mostra essa estratégia em diagrama de blocos.

A malha interna é responsável pelo controle de atitude (ângulos de rolagem, Φ , arfagem, Θ , guinada, Ψ) e altitude z . A mesma recebe como entrada as referências, ou seja, os ângulos de atitude desejados que vem da malha externa (Φ_r , Θ_r , Ψ_r), assim como a altitude desejada z_r e os valores medidos pelos sensores, que são os ângulos medidos pela sensor de medida inercial, representado na Figura 2.4 pelo bloco IMU e a altitude medida z_m pelo altímetro. A saída dessa malha são os sinais PWM δ_1 a δ_4 aplicados aos quatro motores.

A malha externa é responsável pelo controle de posição espacial (x y). Ela recebe como entrada a posição espacial desejada (x_r, y_r) gerada por um planejador de trajetória, a posição espacial medida (x_m, y_m), que pode ser obtida por sensores como GPS, câmera. As saídas dessa malha são os ângulos de atitude de referência (Φ_r , Θ_r , Ψ_r), que serão usados pela malha interna.

O bloco sistema de navegação é responsável por gerar as posições e trajetórias de referência para a malha externa de controle.

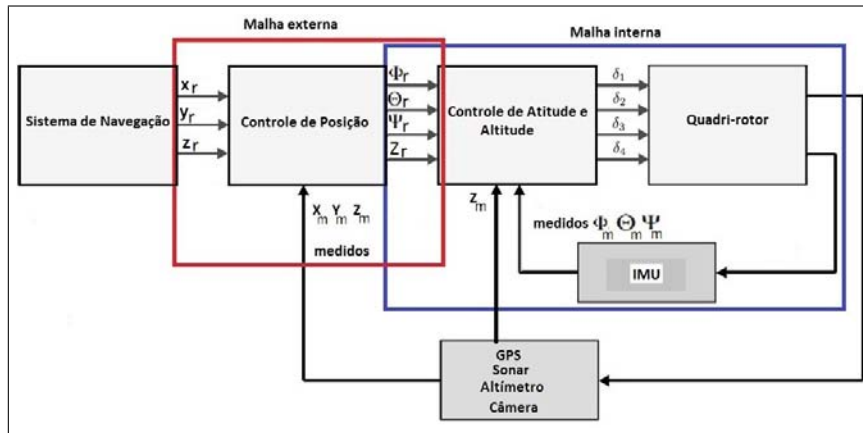


Figura 2.4: Diagrama de blocos da estratégia de controle em cascata, mostrando a malha interna marcada em azul e a externa, objeto deste trabalho, em vermelho

2.2 Estratégias de Controle de atitude, altitude e posição

Várias estratégias de controle já foram propostas para se controlar a atitude, altitude e a posição e orientação de quadricópteros, entretanto essa área ainda é um desafio, devido às altas não-linearidades do veículo e ao fato do mesmo ser subatuado, ou seja, possuir menos entradas do que saídas.

As não-linearidades encontradas na modelagem foram tratadas de diversas maneiras. Alguns trabalhos [Bouabdallah et al. 2004] propuseram controladores para sistemas não-lineares, como os baseados nas funções de Lyapunov, controladores clássicos (PID - *proportional integral derivative* - proporcional integral e derivativo, LQR - *Linear quadratic regulator* - controlador linear quadrático) até os mais modernos, como *Integral Backstepping* [Bouabdallah & Siegwart 2007], [Sanca, de Jesus F. Cerqueira & Alsina 2010] e [Sanca, Laura, de Jesus F. Cerqueira & Alsina 2010].

Outros [Wu et al. 2010] já propuseram algo diferente. Ao invés de basearem a modelagem e controle no modelo físico, o que apresenta diversas dificuldades e imprecisões, criaram um modelo matemático do quadricóptero usando técnicas de identificação de sistemas para representar as dinâmicas não lineares e, baseados nesse modelo linearizado localmente em um determinado ponto de operação, uma lei de controle de realimentação de estados com o método LQR foi desenvolvida para controlar o robô. Os resultados do controle em tempo real no helicóptero quadricóptero mostraram a viabilidade e o eficiente desempenho da modelagem e do método de controle e mostraram a validade do modelo matemático projetado. A desvantagem desse método é o fato de os dados de navegação (ângulos e posições) terem que ser obtidos previamente do veículo antes que haja qualquer controle ou modelagem do mesmo, para depois, então, fazer-se a modelagem e o controle.

No trabalho de [Bouabdallah et al. 2004] foram usados controladores lineares do tipo PID e LQR, para vôo pairado que apresentaram desempenho ruim (rejeição fraca) a perturbações fracas devido a fortes ventos. Em [Bouabdallah & Siegwart 2005] o controle

foi trocado então por Backstepping, que rejeitou elegantemente fortes perturbações, mas deixou o controle de estabilização durante vôo pairado delicado. Para melhorar o controle, foi adotado em [Bouabdallah & Siegwart 2007] o controle Integral Backstepping, que é uma combinação do PID com Backstepping. O controlador backstepping é bem útil para a estrutura em cascata das dinâmicas do quadricóptero, o seu projeto é direto, garante estabilidade assintótica e é robusto a algumas incertezas, enquanto que a ação Integral cancela os erros de regime.

Na área de controle de posição e orientação, no trabalho desenvolvido por [Bouabdallah & Siegwart 2007], a estratégia de controle é baseada na estratégia de controle Integral Backstepping, que direciona o empuxo resultante dos propulsores para atingir a posição em um plano horizontal desejada. Esse sistema de controle de posição é alimentado por sistema de visão e o ângulo de guinada ou orientação do veículo é definido manualmente pelo usuário, ou seja, não há preocupação com a orientação final do veículo, apenas com a chegada dele, em qualquer orientação, à posição desejada. Os resultados foram comprovados por simulações.

No trabalho de [Alexis, Papachristos, Nikolakopoulos & Tzes 2011] é tratado o problema de posicionamento de quadricópteros em ambientes internos, onde o uso de sensores de localização absolutos, como GPS, é inadequado. É usada a técnica de Filtro de Kalman Estendido (EKF) para combinar os dados dos sensores IMU, sensor de fluxo óptico e sonar para estimar a velocidade de translação, e, com essa estimativa, um controle preditivo chaveado é projetado. Os resultados apresentados mostraram bom controle para manter o robô numa posição e altitude fixas, apesar de nada ter sido informado com relação à orientação do mesmo ou seguimento de alguma trajetória. Além disso, o posicionamento proposto foi apenas para ambientes internos, sem a presença de ventos ou outras fortes perturbações encontradas nas aplicações mais comuns de inspeção. Outro trabalho usando o mesmo controle preditivo chaveado [Alexis, Nikolakopoulos & Tzes 2011] já mostra a aplicação dessa técnica a casos mais gerais, não apenas em ambientes internos. A orientação desejada do quadricóptero, no entanto, é escolhida de forma arbitrária.

Diversos trabalhos como o de [Altug & Taylor 2004], obtêm a posição dos robôs através de sistemas de visão, formados por câmeras e marcas (ou bolhas) que podem estar nos robôs, no ambiente ou em ambos. Entretanto, os métodos baseados nesse tipo de aquisição de informação de posição possuem aplicação bem restrita, pois só são válidos em ambientes internos estruturados, ou seja, em que as marcas e/ou câmeras possam ser fixados e não sejam movidos. Já o trabalho realizado por [Ceren & E. Altug 2009] amplia o uso das técnicas de visão para servo-controle visual de robôs aéreos. O objetivo dessa estratégia é guiar a pose do quadricóptero em função das características visuais extraídas e processadas do ambiente ou de um objeto específico, como um tanque de uma instalação industrial. Cabe ressaltar que o veículo não é guiado a uma posição espacial específica, ou seja, não são extraídas informações de localização absoluta, mas a posição e ângulos de atitude (pose) são alterados até que o erro entre características visuais desejadas e encontradas seja minimizado.

Trabalhos mais recentes tem estudado e projetado aplicações de navegação autônoma de quadricópteros em ambientes internos e externos não estruturados e desconhecidos, ou seja, aplicações SLAM (simultaneous localization and mapping - localização e mapea-

mento simultâneos) usando apenas sensores e processamento embarcado no veículo, sem comunicação externa ou interferência humana. Os trabalhos desenvolvidos por [Shen et al. 2011] e [Shen et al. 2012] são bons exemplos desse tipo de aplicação em ambientes internos onde há vários níveis de piso, como em escadas. Nesses trabalhos, os algoritmos desenvolvidos permitiram haver movimentação do veículo em caminho fechado (loop). Para isso, os protótipos usados para testes possuíam vários sensores, dos quais se destacam laser, câmera de vídeo, câmera Microsoft Kinect e um computador embarcado para fazer todas as tarefas de fusão sensorial e estimação e correção de pose do robô. Com isso foram realizadas tarefas de mapeamento e localização simultâneos.

Um tutorial sobre modelagem, estimação e controle de veículos quadrrrotores foi apresentado em [Mahony et al. 2012], resumindo diversas contribuições realizadas nesses campos. Avanços nas habilidades de movimentação dos quadrrrotores e sua interação com o ambiente e demais objetos foi mostrado em [Mellinger, Michael, Shomin & Kumar 2011] e [Doyle et al. 2013]. Estudos também tem sido feitos na modelagem da associação entre quadrrrotores e garras acopladas a eles [Mellinger, Lindsey, Shomin & Kumar 2011].

Em todas essas estratégias considera-se que o quadrrrotor é um veículo aéreo holonômico, ou seja, que pode mover-se em qualquer direção. Entretanto, em uma aplicação de supervisão em que se deseje ver em tempo real aonde o quadrrrotor está indo através de uma câmera fixada na sua parte frontal e apontando para frente, é desejável que ele mova-se sempre na mesma direção para a qual sua câmera está apontando, ou seja, para frente, não havendo movimento lateral. Isso gera uma restrição não-holonômica artificial semelhante à naturalmente existente em robôs móveis a rodas com acionamento diferencial.

Como tanto o quadrrrotor na aplicação de supervisão não-holonômica desejada e os robôs a rodas citados estão sujeitos à mesma restrição, torna-se interessante analisar a estratégia de controle usada para estes últimos. No trabalho realizado por [Vieira 2005] foi adotada uma estratégia de controle por referência variável, na qual o problema de guiar o robô até a posição horizontal desejada (x_r, y_r) é dividido em dois problemas mais simples: orientar o robô, de forma que o mesmo aponte para o ponto de destino, e guiá-lo para frente em direção ao ponto mais próximo do alvo. Foi mostrado que se o controle de orientação for mais rápido que o de deslocamento para frente, o robô tenderá mais rapidamente ao seu destino desejado.

A contribuição principal deste trabalho é adaptar tal estratégia a robôs aéreos do tipo quadrrrotor.

Capítulo 3

Estratégia proposta

Para se realizar uma tarefa de inspeção aérea de um oleoduto ou linha de transmissão de energia elétrica usando um sistema de visão computacional embarcado no quadricóptero, é desejável que o voo se dê a uma altitude fixa e que os movimentos do veículo sejam suaves para minimizar tremores na captação das imagens pela câmera, logo, requer-se que o voo seja pairado a baixas velocidades e com inclinações pequenas dos ângulos de rolagem e arfagem. Além dessas características, foi dito anteriormente que, em uma aplicação em que a câmera é fixada apontando para a frente e se deseja manter as características visuais dentro do campo de visão da câmera, é necessário que o veículo procure andar somente para a frente, e não, para os lados.

O objetivo de controle geral, então, é guiar o quadricóptero a uma altitude constante até o alvo de forma que o mesmo procure apontar para o destino final. Com a finalidade de simplificação, dividiu-se o problema de controle geral em problemas de controle menores, controle de orientação e controle de deslocamento linear, para os quais foram projetados controladores. Essa estratégia denomina-se de controle de posição por referência variável e usa o controle de orientação ou angular para girar o robô de forma a apontar para o alvo, enquanto que o controlador de deslocamento linear guia o veículo à projeção do alvo sobre a reta de direção do robô. A ação concorrente dos controladores leva o robô ao alvo. A seguir, essa estratégia é discutida em detalhes.

3.1 Estratégia

Em robôs movidos a rodas com acionamento diferencial, os movimentos do robô podem ser divididos em dois tipos: linear, ou seja, andar para frente ou para trás, e angular, ou seja, girar no sentido horário ou anti-horário ao redor do eixo vertical do veículo. A combinação desses movimentos permite que esses robôs façam movimentos de curvas. O movimento lateral não ocorre devido ao atrito das rodas com o chão. Ao se dividir o problema de controle de posição em um problema de controle de orientação e outro de deslocamento linear, foi mostrado [Vieira 2005] que, se controladores forem projetados para cada parte, o objetivo geral de controle, o controle de posição, é atingido.

O problema de controle de posição de um quadricóptero a uma altitude fixa, chamado neste trabalho de controle de posição horizontal, com as restrições desejadas já citadas, pode ser comparado ao de controle de posição de um robô movido a rodas com aciona-

mento diferencial. Dessa forma, as mesmas estratégias adotadas para esse tipo de robô podem ser adaptadas para um quadrrorotor.

Uma restrição artificial a que o quadrrorotor deve se submeter para que sejam aplicadas tais estratégias é a de que o movimento lateral não pode ocorrer, ou seja, a velocidade lateral deve ser nula. Como o veículo é holonômico, ou seja, pode mover-se em qualquer direção, é necessário usar-se um controlador, chamado neste trabalho de controlador de velocidade lateral, para manter a velocidade lateral do mesmo sempre nula, alterando, para isso, o ângulo de rolagem Φ , evitando assim, o drift lateral. Com essa condição satisfeita, o controle de posição horizontal pode ser feito de forma semelhante a feita em robôs movidos a rodas.

A outra restrição a ser cumprida para que o controle de posição do quadrrorotor seja considerado apenas controle de posição horizontal é a de que a altitude ser mantida constante, ou seja, independente dos ângulos de atitude do veículo, o empuxo total, F_T , dado pela soma do empuxo produzido em cada propulsor (equação 3.1) deve ser mantido constante.

$$F_T = k_m(\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4) \quad (3.1)$$

A estratégia de controle de posição horizontal por referência variável desenvolvida no trabalho [Vieira 2005] usa uma transformação de entradas para desacoplar o problema de controlar o sistema em dois problemas menores: controle de orientação e controle de deslocamento linear, como mostra o diagrama de blocos da Figura 3.1.

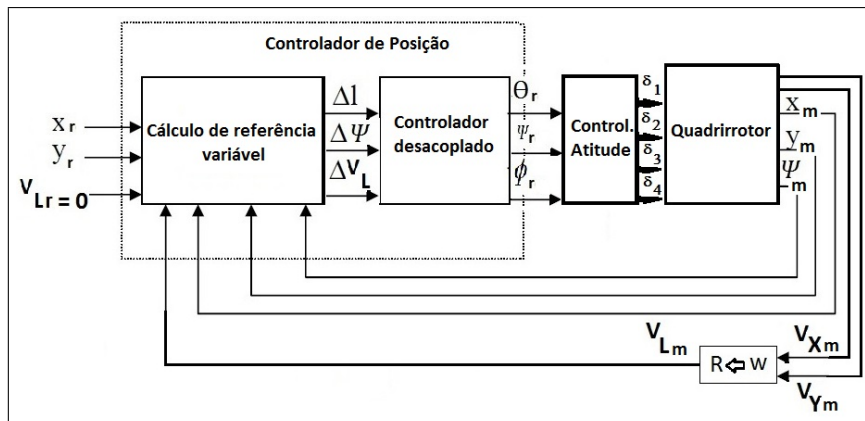


Figura 3.1: Diagrama de blocos da estratégia de controle proposta

A Figura 3.2 mostra a representação geométrica da estratégia de controle por referência variável adaptada para um quadrrorotor.

As variáveis de entrada são as coordenadas de posição horizontal x_m e y_m , a orientação ou ângulo de guinada do quadrrorotor, Ψ_m , a velocidade lateral medida, V_{LM} , e as coordenadas de referência x_r e y_r . O erro de posição ao longo do eixo X é dado pela equação 3.2 e o erro ao longo do eixo Y é dado pela equação 3.3. Com esses erros medidos, são calculadas a orientação de referência, Ψ_r , dada pela equação 3.4, e a distância entre a posição horizontal atual e a do alvo, Δl_r , dada pela equação 3.5. A diferença entre a orientação

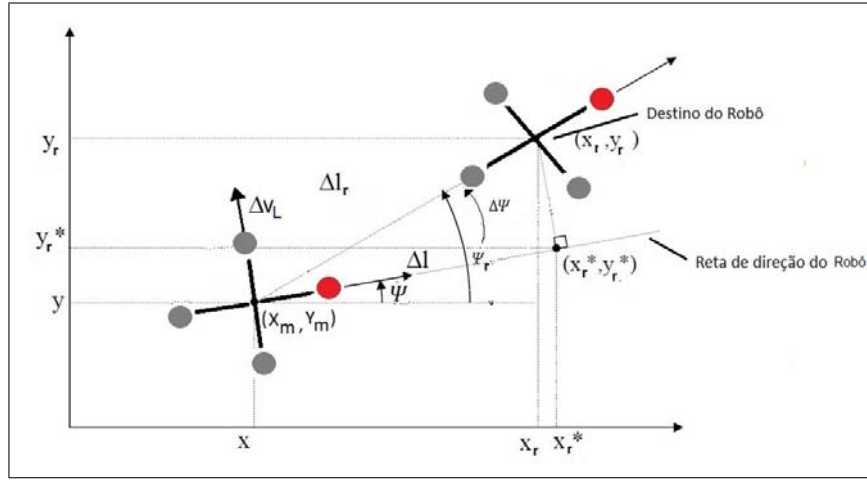


Figura 3.2: A bola vermelha representa a frente do quadricóptero. Δl_r representa a distância ao destino do robô (x_r, y_r) , enquanto que Δl é a distância à projeção do destino do robô sobre a reta de direção do robô.

de referência e a orientação atual é o erro de orientação, $\Delta\Psi$, dado pela equação 3.6, que é a entrada do controlador de orientação, que buscará girar o veículo ao redor do eixo vertical Z_Q de forma que o mesmo aponte para o alvo. Esse controlador produzirá como saída o ângulo de guinada de referência, Ψ_r , para a malha interna de controle. A distância calculada Δl_r e o erro de orientação $\Delta\Psi$ são combinados através da equação 3.7 para se obter o erro de deslocamento linear, Δl , que é a distância entre a posição horizontal atual e a projeção do alvo sobre a reta de direção do robô. Esse erro de deslocamento linear é a entrada do controlador de deslocamento linear, que produzirá como saída o ângulo de arfagem de referência, Θ_r , para a malha interna de controle com a finalidade de guiar o veículo até a posição mais próxima do alvo sobre essa reta.

A velocidade lateral medida, V_{LM} , é obtida através da equação 3.8, representada na Figura 3.1 pelo bloco "R \leq W", que representa uma transformação de coordenadas entre velocidades medidas ao longo dos eixos X e Y de mundo, v_{xm} e v_{ym} , respectivamente, e as velocidades ao longo dos eixos X_Q e Y_Q do quadricóptero, sendo a velocidade ao longo do eixo Y_Q a velocidade V_{LM} .

$$\Delta x = x_r - x_m \quad (3.2)$$

$$\Delta y = y_r - y_m \quad (3.3)$$

$$\Psi_r = \arctan \frac{\Delta y}{\Delta x} \quad (3.4)$$

$$\Delta l_r = \sqrt{(\Delta x)^2 + (\Delta y)^2} \quad (3.5)$$

$$\Delta\Psi = \Psi_r - \Psi \quad (3.6)$$

$$\Delta l = \Delta l_r \cos \Delta\Psi \quad (3.7)$$

$$V_{LM} = V_{YM} \cos \Psi_m - V_{XM} \sin \Psi_m \quad (3.8)$$

O trabalho de [Vieira 2005] mostra a estabilidade global da ação concorrente desses controladores, ou seja, ao atuarem de forma independente, buscam levar o veículo da posição inicial à desejada (x_r, y_r) . Da equação 3.6 observa-se que se o controlador de orientação for projetado para responder de forma mais rápida que o de deslocamento linear, o erro $\Delta\Psi$ tenderá a zero rapidamente, o que fará com que, na equação 3.7, o $\cos \Delta\Psi$ tenda a 1 rapidamente levando a equação 3.7 a convergir para 3.5, o que fará o veículo convergir de forma geral mais rapidamente para a posição desejada.

O diagrama de blocos da Figura 3.1 mostra os blocos que compõe a malha interna de controle, ou seja, os blocos responsáveis pelo controle de atitude e pelas dinâmicas do quadricóptero.

Para se projetar os controladores de deslocamento linear, velocidade lateral e de orientação, primeiramente as equações dinâmicas de posição ao longo dos eixos X e Y de mundo foram escritas na forma matricial, conforme equação 3.9. Nessa equação matricial, m é a massa do quadricóptero e F_T é o empuxo total gerado pelos quatro propulsores.

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Psi & \sin \Psi \\ \sin \Psi & -\cos \Psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \Phi \sin \Theta \\ \cos \Phi \end{bmatrix} \frac{F_T}{m} \quad (3.9)$$

Para se transformar a equação 3.9 para coordenadas de robô, que serão as utilizadas pelos controladores de deslocamento linear e velocidade lateral, é necessário se fazer uma transformação entre o sistema de coordenadas de mundo e o sistema de coordenadas de robô. A transformação inversa, de robô para mundo, é dada pela equação 3.10 [Guimarães 2012], onde x , y e z representam a posição do robô no sistema de coordenadas de mundo e x_R , y_R e z_R a posição do robô no sistema de coordenadas de robô. Considerando-se que os ângulos de rolagem, Φ , e arfagem, Θ , serão pequenos para a aplicação de supervisão aérea desejada, então a transformação entre os dois sistemas de coordenadas se reduz a uma simples rotação ao redor do eixo Z_Q . Logo, a equação 3.10 se reduz à equação 3.11, cuja matriz inversa, a equação 3.12, é a relação de transformação de coordenadas de mundo para coordenadas de robô. Trabalhando-se apenas com as coordenadas nos eixos X e Y, já que z_R equivale a z , essa matriz inversa se transforma na equação 3.13, que pode ser estendida também para as grandezas de velocidade linear e aceleração linear, dando origem às equações 3.13 e 3.15.

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Psi & -\sin \Psi & 0 \\ \sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \Theta & 0 & \sin \Theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \Theta & 0 & \cos \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \sin \Phi & \cos \Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_R \\ y_R \\ z_R \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Psi & -\sin \Psi & 0 \\ \sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_R \\ y_R \\ z_R \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

$$\begin{bmatrix} x_R \\ y_R \\ z_R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Psi & \sin \Psi & 0 \\ -\sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

$$\begin{bmatrix} x_R \\ y_R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Psi & \sin \Psi \\ -\sin \Psi & \cos \Psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_R \\ \dot{y}_R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Psi & \sin \Psi \\ -\sin \Psi & \cos \Psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{x}_R \\ \ddot{y}_R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Psi & \sin \Psi \\ -\sin \Psi & \cos \Psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

Ao se associarem as equações 3.9 e 3.15 obtém-se a equação 3.16, que representa a dinâmica de posição do robô em coordenadas de robô. Essa equação pode ser dividida em duas outras equações 3.17 e 3.18. A primeira representa a dinâmica de posição ao longo do eixo X_Q e a segunda a dinâmica de posição ao longo do eixo Y_Q .

$$\begin{bmatrix} \ddot{x}_R \\ \ddot{y}_R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Phi \sin \Theta \\ -\sin \Phi \end{bmatrix} \frac{F_T}{m} \quad (3.16)$$

$$\ddot{x}_R = \cos \Phi \sin \Theta \frac{F_T}{m} \quad (3.17)$$

$$\ddot{y}_R = -\sin \Phi \frac{F_T}{m} \quad (3.18)$$

Para vôos pairados a altitude constante, considera-se que os ângulos de rolagem e arfagem, Φ e Θ , respectivamente, são pequenos e que o empuxo total gerado pelos propulsores, F_T , permanece constante. Dessa forma, as equações dinâmicas 3.17 e 3.18 e as de atitude mostradas no capítulo 2 podem ser consideradas lineares, à medida que os termos em cosseno podem ser considerados 1 e os termos em seno podem ser igualados ao seu argumento, ou seja, $\cos \Phi \cong 1$ e $\sin \Theta \cong \Theta$. Então, com essas considerações, as dinâmicas angulares e lineares podem ser representadas pelas equações de 3.19 a 3.24:

$$\ddot{\Phi} = \frac{d}{J_x} k_m (\delta_2 - \delta_4) \quad (3.19)$$

$$\ddot{\Theta} = \frac{d}{J_y} k_m (\delta_1 - \delta_3) \quad (3.20)$$

$$\ddot{\Psi} = \frac{b}{J_z} k_m (\delta_1 - \delta_2 + \delta_3 - \delta_4) \quad (3.21)$$

$$\ddot{x}_R = \Theta \frac{F_T}{m} \quad (3.22)$$

$$\ddot{y}_R = -\Phi \frac{F_T}{m} \quad (3.23)$$

$$\ddot{z} = -g + \frac{F_T}{m} \quad (3.24)$$

A dinâmica de aceleração lateral do quadrrorotor dada pela equação 3.23 pode ser escrita como a equação 3.25, que representa a dinâmica de velocidade lateral do robô, ou seja, com relação ao eixo Y_Q .

$$v_{yR} = -\Phi \frac{F_T}{m} \quad (3.25)$$

Como o objetivo da estratégia de controle como um todo é guiar o robô de forma que o mesmo desloque-se em direção ao alvo apontando sempre para o mesmo, não é interesse que o quadrrorotor mova-se para trás, ou seja, que ande de ré. Esse tipo de situação ocorre quando o erro de orientação $\Delta\Psi$ é maior em módulo que 90 graus, pois é gerado um erro de deslocamento linear, Δl , negativo, conforme pode ser verificado da equação 3.7. Para evitar esse erro negativo e conseqüente movimento de ré, o erro de orientação foi limitado, através de uma saturação artificial na entrada do controlador de ângulo de guinada, a estar entre -90 graus e mais 90 graus. Caso o erro de orientação seja maior em módulo que 90 graus, ele será tratado inicialmente como um erro angular de 90 graus, fazendo com que o veículo apenas gire para corrigir esse erro, pois o erro de deslocamento linear, Δl , será nessa situação nulo; após essa correção inicial, o erro de orientação será, em módulo, 90 graus menor do que o inicial e, portanto, menor em módulo que 90 graus, o que gerará um erro de deslocamento linear positivo, fazendo com que o controlador de deslocamento linear procure guiar o veículo para frente. Dessa forma, com essa restrição artificial o robô não andar de ré, satisfazendo, então, o objetivo da aplicação desejada.

Uma singularidade da estratégia de controle proposta ocorre quando o robô chega próximo ao alvo. Devido à presença de ruído de medição de posição com relação aos eixos X e Y, os erros de posição Δx e Δy serão pequenos próximos ao destino, mas não nulos, e oscilarão bastante com o ruído. Isso gerará, de acordo com a equação 3.4, referências de ângulo de guinada oscilantes com grande amplitude de oscilação nas regiões próximas aos pontos de destino desejados. Soluções para esse tipo de problema poderiam ser ou desligar os controladores de posição e orientação de guinada quando o robô se aproximasse de determinada distância do alvo ou chavear para um outro tipo de controlador de posição que não fosse sujeito a esse tipo de singularidade quando se chegasse a uma distância determinada próxima ao alvo.

Conhecidas as dinâmicas de cada parte do sistema, controladores podem ser projetados para cada sistema dinâmico, conforme será visto na seção a seguir.

3.2 Projeto dos controladores

Para o projeto dos controladores, foi usado o método clássico do Lugar das Raízes, segundo o qual, após sintonia dos ganhos dos controladores, as raízes da equação característica devem estar à esquerda do eixo imaginário do plano complexo para que o sistema seja estável, e também foram usados controladores clássicos do tipo PID (proporcional, integral, derivativo). Essa escolha foi feita pela facilidade de projeto e eficiência desse tipo de controlador.

As dinâmicas de rotação, representadas pelas equações de 3.19 a 3.21 podem ser representadas no domínio de Laplace pelas equações de 3.26 a 3.28, que representam sistemas de segunda ordem naturalmente instáveis, pois possuem dois polos na origem (0,0).

$$\Phi(s) = \frac{d}{J_x s^2} k_m (\delta_2 - \delta_4) \quad (3.26)$$

$$\Theta(s) = \frac{d}{J_y s^2} k_m (\delta_1 - \delta_3) \quad (3.27)$$

$$\Psi(s) = \frac{b}{J_z s^2} k_m (\delta_1 - \delta_2 + \delta_3 - \delta_4) \quad (3.28)$$

Para se estabilizar tais sistemas com controladores clássicos formados pela combinação de ações proporcional (P), integral (I) e/ou derivativa (D), deve-se observar as raízes da equação característica do sistema resultante da adição desses controladores, pois, de acordo com a escolha dos ganhos dos controladores, se as raízes estiverem no semi-plano complexo esquerdo, ou seja, à esquerda do eixo imaginário, então o sistema será estável, caso contrário, será instável. Então, primeiramente, foram obtidas as equações características das dinâmicas angulares com controlador proporcional apenas, com ganho proporcional k_c . Essas equações são dadas pelas equações de 3.29 a 3.31.

$$J_x s^2 + k_m d k_c = 0 \quad (3.29)$$

$$J_y s^2 + k_m d k_c = 0 \quad (3.30)$$

$$J_z s^2 + k_m b k_c = 0 \quad (3.31)$$

Observa-se que essas equações características terão raízes complexas puras, ou seja, sobre o eixo imaginário, levando a sistemas instáveis, oscilatórios, independente da escolha dos ganhos k_c , o que mostra que o controlador proporcional sozinho não é adequado para estabilizar esse sistema.

As equações características das dinâmicas angulares com controlador proporcional e integral (PI), com ganho proporcional k_c e integral k_i , são dadas pelas equações de 3.32 a 3.34.

$$J_x s^3 + k_m d k_c s + k_m d k_i = 0 \quad (3.32)$$

$$J_y s^3 + k_m d k_c s + k_m d k_i = 0 \quad (3.33)$$

$$J_z s^3 + k_m b k_c s + k_m b k_i = 0 \quad (3.34)$$

Observa-se que essas equações características terão três raízes, uma raiz nula, uma real negativa e uma real positiva, independente da escolha dos ganhos dos controladores, ou seja, o sistema resultante é instável. Dessa forma, rejeitam-se também os controladores PI.

As equações características das dinâmicas angulares com controlador proporcional derivativo (PD), com ganho proporcional k_c e derivativo k_d , são dadas pelas equações de 3.35 a 3.37.

$$J_x s^2 + k_m d k_d s + k_m d k_c = 0 \quad (3.35)$$

$$J_y s^2 + k_m d k_d s + k_m d k_c = 0 \quad (3.36)$$

$$J_z s^2 + k_m b k_d s + k_m b k_c = 0 \quad (3.37)$$

Observa-se que essas equações características poderão ter raízes no semiplano complexo esquerdo dependendo da escolha dos ganhos dos controladores, ou seja, o controlador do tipo PD pode ser usado.

As equações características das dinâmicas angulares com controlador proporcional, integral e derivativo, (PID), com ganho proporcional k_c , integral k_i e derivativo k_d , são dadas pelas equações de 3.38 a 3.40.

$$J_x s^3 + k_m d k_d s^2 + k_m d k_c s + k_m d k_i = 0 \quad (3.38)$$

$$J_y s^3 + k_m d k_d s^2 + k_m d k_c s + k_m d k_i = 0 \quad (3.39)$$

$$J_z s^3 + k_m b k_d s^2 + k_m b k_c s + k_m b k_i = 0 \quad (3.40)$$

Observa-se que essas equações características poderão ter raízes no semiplano complexo esquerdo dependendo da escolha dos ganhos dos controladores, ou seja, o controlador do tipo PID pode ser usado, tendo a vantagem de eliminar completamente o erro em regime e de eliminar perturbações constantes devido à ação integral.

Portanto, foi escolhido o controlador PID para a dinâmica angular de rolagem e arfagem, com ganhos sintonizados de forma que os sistemas fossem estáveis e tivessem respostas rápidas, com baixos sobressinais e sem erros em regime. Os ganhos ajustados para a parte proporcional, integral e derivativa foram de 45, 5 e 6, respectivamente. Para a dinâmica de guinada o controlador escolhido foi o PD, com ganhos proporcional e derivativo de 8 e 2, respectivamente, para que o veículo mantenha a sua orientação de forma que o mesmo busque apontar para o alvo.

A equação 3.22 representa a dinâmica de aceleração linear do robô com relação ao

eixo X_Q , que é o eixo frontal do quadricóptero, ou seja, essa equação representa a dinâmica de movimento linear que será guiada pelo erro de deslocamento linear Δl . Observa-se que a dinâmica de deslocamento linear é representada por um sistema de segunda ordem, dada pela equação 3.41. Como já foi visto anteriormente, sistemas de segunda ordem com polos na origem podem ser estabilizados com controladores PD ou PID. Usando o método de projetos de Lugar das Raízes, foi projetado um controlador do tipo Proporcional Derivativo, que buscará guiar o veículo à posição mais próxima à localização desejada, mas sobre a reta de direção do robô. Os ganhos ajustados da parte proporcional e derivativa foram, respectivamente, 1 e 3.

$$x_R(s) = \frac{F_T}{ms^2} \Theta(s) \quad (3.41)$$

A equação 3.25 da dinâmica de velocidade lateral pode ser representada no domínio de Laplace pela equação 3.42, que representa um sistema de primeira ordem.

$$v_{yR}(s) = \frac{F_T}{ms} \Phi(s) \quad (3.42)$$

As equações características da dinâmica de velocidade lateral com controladores de ação Proporcional (P), Proporcional e Integral (PI), Proporcional Derivativo (PD) e Proporcional, Integral e Derivativo (PID), com ganhos proporcional k_c , integral k_i e derivativo k_d , são dadas, respectivamente, pelas equações de 3.43 a 3.46

$$ms + F_T k_c = 0 \quad (3.43)$$

$$ms^2 + F_T k_c s + F_T k_i = 0 \quad (3.44)$$

$$(m + F_T k_d)s + F_T k_c = 0 \quad (3.45)$$

$$(m + F_T k_d)s^2 + F_T k_c s + F_T k_i = 0 \quad (3.46)$$

Observa-se que, para qualquer tipo de controlador escolhido o sistema será estável, logo, foi escolhido o PI, o mais simples possível com a ação integral que eliminará o erro em regime e compensará a ação de perturbações constantes, como ventos laterais constantes, com ganhos proporcional e integral de 5 e 3, respectivamente. Esse controlador recebe como entrada o erro de velocidade lateral, Δv_L , obtido através da velocidade medida ao longo dos eixos X e Y, e gera como saída o ângulo de rolagem de referência, Φ_r , para a malha interna de controle. Com tal controlador bem sintonizado, a restrição de movimento lateral nulo é satisfeita.

Os controladores projetados para controle de velocidade lateral, deslocamento linear e orientação geram ângulos de atitude de referência para a malha interna de controle.

A dinâmica de altitude é dada pela equação 3.24. O empuxo total F_T pode ser projetado de forma que compense a ação da força da gravidade, logo pode ser escrito como a relação dada pela equação 3.47, onde U_{ctrl} é a saída do controlador de altitude:

$$F_T = mg + U_{ctrl}m \quad (3.47)$$

Dessa forma, a equação 3.24 pode ser escrita como a relação dada pela equação 3.48, que, no domínio de Laplace, pode ser escrita também como a equação 3.49.

$$\ddot{\mathbf{z}} = U_{ctrl} \quad (3.48)$$

$$z(s) = \frac{U_{ctrl}(s)}{s^2} \quad (3.49)$$

O sistema representado pela equação 3.49 é de segunda ordem, com dois polos na origem, logo, pode ser controlado por um controlador PD ou PID, como já foi demonstrado anteriormente. Foi escolhido um controlador PD com ganhos proporcional e derivativo respectivamente de 3 e 7 de forma que o sistema se fosse estável, com tempo de subida rápido, baixo sobressinal e sem erro em regime.

Além dos ganhos projetados para cada controlador, foram definidas também saturações na saída de alguns desses controladores. Nos controladores de atitude (dinâmica angular) e altitude, que têm como saída os sinais PWM aplicados aos motores, a saída foi saturada para representar a saturação naturalmente presente nos motores reais. No controlador de deslocamento linear, que tem como saída Θ_r , e no de velocidade lateral, que tem como saída Φ_r , as saídas foram saturadas em 3° e 6° , respectivamente, para garantir as condições de voo pairado a baixas velocidades e garantir as simplificações assumidas no modelo.

A validação dessa estratégia de controle [da Silva et al. 2013b], [da Silva et al. 2013a] foi feita por simulações computacionais que serão descritas no capítulo 5 usando um simulador desenvolvido para esta finalidade, descrito no próximo capítulo.

Capítulo 4

Simulador

Foi construído um simulador usando o software matemático Matlab e a ferramenta Simulink para validar a estratégia de controle proposta. O simulador está dividido em seis blocos principais como mostra a Figura 4.1. No bloco "Referência" são geradas as referências de posição, dadas em metros e em coordenadas de mundo (x , y , z); O bloco "Controle" contém os controladores projetados para cada ângulo de atitude, ou seja, para rolagem, arfagem e guinada, e os controladores projetados para posição, que são o de velocidade lateral, o de deslocamento linear e o de orientação; O bloco "Conv. V-R" realiza a conversão necessária entre as variáveis virtuais, criadas para desacoplar o sistema [Guimarães et al. 2012b], e as reais que são aplicadas ao quadricóptero, cuja dinâmica é representada pelo bloco "Quad"; Para representar os sensores do veículo e seus erros e ruídos de medição, foi criado o bloco "Sensor" e, finalmente, o bloco "Saída" exibe gráficos das variáveis de saída da dinâmica do quadricóptero. Foram também construídos códigos na linguagem própria do Matlab para se criar os gráficos dos resultados e se realizarem cálculos usando os dados obtidos de simulação.

O uso desses softwares para construir o simulador se deu pela simplicidade de uso, especialmente ao se construir diagramas de blocos de forma bastante intuitiva, e por já se saber fazer uso dos mesmos.

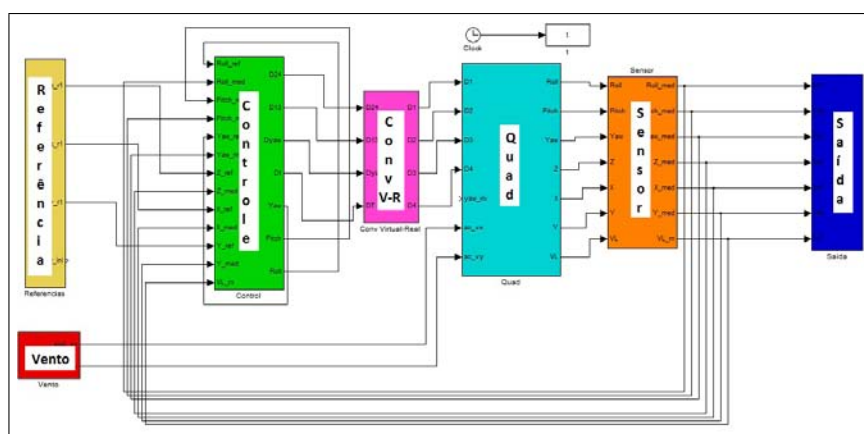


Figura 4.1: Diagrama de blocos do simulador implementado em Simulink.

4.1 Estrutura geral

As referências geradas no bloco "Referência" são as coordenadas de mundo (x_r, y_r, z_r) das posições finais desejadas que, juntamente com as referências de atitude geradas internamente pelos controladores de posição presentes no bloco "Controle", são comparadas com as medidas pelo bloco "Sensor", gerando os erros que vão alimentar os controladores presentes no bloco "Controle". Esse último bloco gera as saídas virtuais $\tau_{13}, \tau_{24}, \tau_g$ e F_T que serão convertidas pelo bloco "Conv V-R", através da equação matricial 4.1, nos sinais $\delta_1, \delta_2, \delta_3$ e δ_4 , que são os sinais PWM realmente aplicados à dinâmica do quadricóptero, contida no bloco "Quad". Nessa equação, k_m é uma constante de proporcionalidade entre o empuxo gerado pelo propulsor e o sinal PWM δ_i aplicado ao controlador de velocidade do mesmo, d é a meia distância entre dois motores opostos e b é a relação entre empuxo e contra-torque do motor. As saídas do bloco "Quad" são os ângulos de atitude de rolagem, arfagem e guinada, Φ, Θ, Ψ , respectivamente, e as coordenadas de mundo da posição do quadricóptero x, y e z . Essas saídas passam pelo bloco "Sensor", que insere ruídos e erros de medição, simulando de forma mais próxima à realidade as medições dos sensores reais, gerando, assim, as saídas medidas que servirão de entradas para os controladores, fechando o ciclo de controle. Há também um bloco adicional, chamado de "Vento" que, como o nome já diz, simula a presença de uma rajada de vento, que é traduzida como uma aceleração somada à dinâmica de posição em X e Y do quadricóptero.

$$\begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.5 & 0 & 0.25 & 0.25 \\ 0 & 0.5 & -0.25 & 0.25 \\ -0.5 & 0 & 0.25 & 0.25 \\ 0 & -0.5 & -0.25 & 0.25 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \frac{\tau_{13}}{k_m d} \\ \frac{\tau_{24}}{k_m d} \\ \frac{\tau_g}{k_m b} \\ \frac{F_T}{k_m} \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

Os parâmetros utilizados no simulador foram obtidos a partir de um modelo real, um protótipo [Guimarães et al. 2012a] construído no laboratório de robótica do Departamento de Engenharia de Computação e Automação da Universidade Federal do Rio Grande do Norte, e são mostrados na Tabela 4.1. Uma foto do protótipo é mostrada na Figura 4.2. A massa total do protótipo, m , foi aferida através de pesagem em uma balança; os momentos de inércia J_X, J_Y e J_Z foram calculados usando-se, para isso, as medidas do protótipo e as massas medidas de seus componentes (baterias, motores, hélices, eletrônica embarcada); As constantes do motor K_m e b foram obtidas, respectivamente, de experimentos práticos realizados com os motores do protótipo [Guimarães et al. 2012b] e de considerações tomadas em outros trabalhos [Coleman 1997] [Bramwell et al. 2001] [Sanca 2010]; A aceleração da gravidade adotada foi a comumente usada de 9.8 m/s^2 e a meia distância entre os motores, d , foi medida do protótipo.

Os parâmetros gerais de cálculo numérico do simulador foram os seguintes: passo de integração variável, método de resolução ode45 (Dormand-Price). Para simular os ruídos de medição, foram usados blocos do Simulink que produziam ruído branco gaussiano com tempo de amostragem de 25 ms, mesmo tempo de aquisição de dados dos sensores do protótipo [Guimarães et al. 2012b]. As amplitudes dos ruídos de rolagem e guinada foram obtidas a partir de medições de sensores reais [Bouabdallah 2007]. Os ruídos adicionados são mostrados nas figuras de 4.3 a 4.5. Essas figuras mostram as distribuições dos sinais

Parâmetros	Valor
Massa m	5.99 Kg
Momento de Inércia J_X	0.096 N.m.s ² /rad
Momento de Inércia J_Y	0.096 N.m.s ² /rad
Momento de Inércia J_Z	0.191 N.m.s ² /rad
Constante do motor K_m	37.5 N/m
Constante do motor b	0.032 m
Aceleração da gravidade g	9.8 m/s ²
Meia distância entre motores	0.32 m

Tabela 4.1: Parâmetros utilizados no simulador



Figura 4.2: Foto do protótipo construído no Laboratório de Robótica do Departamento de Engenharia de Computação e Automação da Universidade Federal do Rio Grande do Norte

de ruído e as amplitudes máximas dos ruídos de medição angular, medição de altitude e de posição horizontal que são 1 grau, 0.5 m e 0.1 m, respectivamente. Os sinais de ruído mencionados são somados às variáveis reais no interior do bloco "Sensor", de maneira que aos ângulos de rolagem, arfagem e guinada é somado o sinal ruído de medição angular, o sinal ruído de medição de altitude é somado à altitude real e o sinal ruído de medição de posição horizontal é somado às variáveis de posição x e y reais.

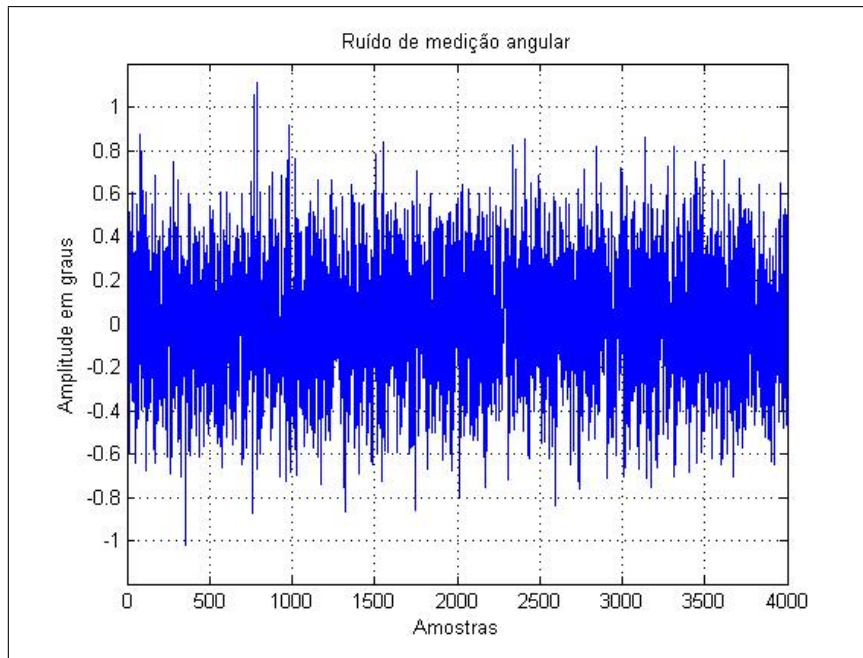


Figura 4.3: Distribuição do ruído de medição angular

Como já mencionado no capítulo anterior, os controladores usados para controle de atitude e posição (x , y e z) foram os clássicos do tipo Proporcional Integral Derivativo (PID), (PD) Proporcional Derivativo (PD) ou Proporcional Integral (PI). A tabela 4.2 mostra o tipo de controlador usado para cada variável a ser controlada, bem como seus ganhos. Inicialmente, a saída dos controladores de atitude de rolagem e arfagem foi saturada, limitada, respectivamente em mais ou menos seis graus e mais ou menos três graus. Essa limitação foi imposta de forma a garantir as condições assumidas no projeto, no qual o veículo não precisa de muita velocidade ao realizar tarefas de supervisão em voo pairado e onde assume-se que os ângulos de rolagem e arfagem são pequenos.

Os tipos de controladores foram escolhidos em função da ordem do sistema a ser controlado, sistemas de primeira ordem foram controlados por controlador do tipo Proporcional Integral, já os de segunda ordem foram controlados por controladores do tipo Proporcional Derivativo (PD) ou Proporcional Integral Derivativo (PID). O método de projeto básico dos controladores foi o clássico de Lugar das Raízes, e os ajustes finos nos ganhos foram realizados observando-se os resultados de simulação, de forma a obter-se um bom compromisso entre tempo de subida baixo, sobressinal baixo e tempo de estabilização baixo, sempre procurando-se eliminar os erros em regime.

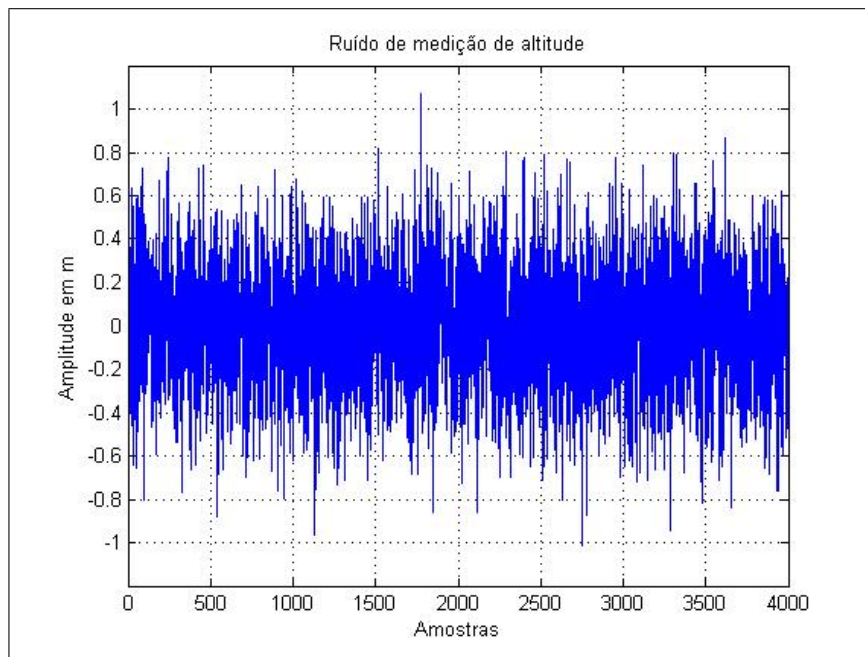


Figura 4.4: Distribuição do ruído de medição de altitude

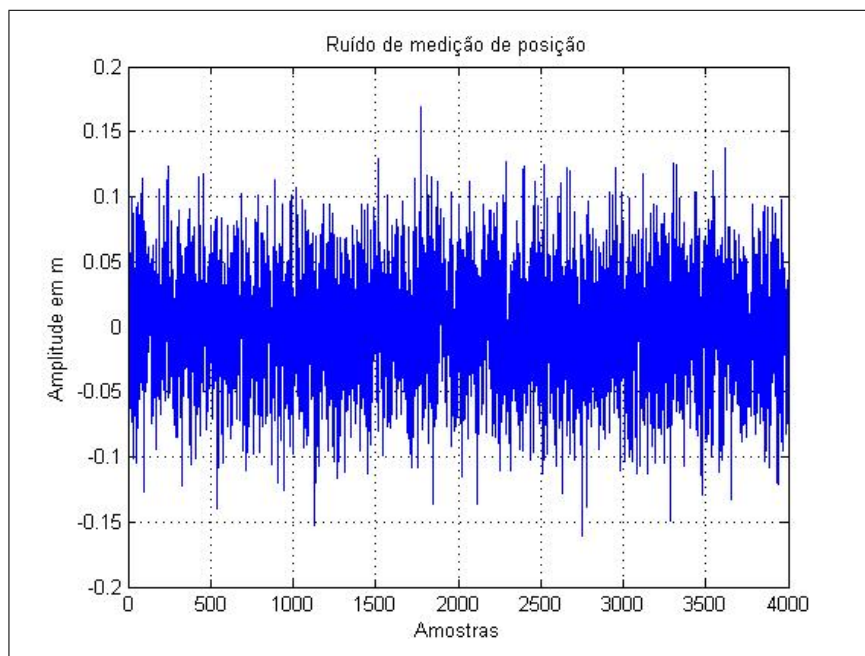


Figura 4.5: Distribuição do ruído de medição de posição

Variável controlada	Tipo de controlador	Ganhos
Ângulo de Rolagem Φ	PID	$k_c = 45; k_i = 5; k_d = 6;$
Ângulo de Arfagem Θ	PID	$k_c = 45; k_i = 5; k_d = 6;$
Ângulo de Guinada Ψ	PD	$k_c = 8; k_d = 2;$
Altitude Z	PD	$k_c = 3; k_d = 7;$
Deslocamento Linear	PD	$k_c = 1; k_d = 3;$
Deslocamento Lateral	PI	$k_c = 5; k_i = 3$

Tabela 4.2: Parâmetros e tipos de controlador

Para mostrar que o simulador estava representando corretamente a dinâmica do quadricóptero, foram realizados dois experimentos nos quais foram gerados os sinais PWM δ_1 , δ_2 , δ_3 e δ_4 que foram aplicados simultaneamente em malha aberta ao bloco "Quad", o qual representa a dinâmica do quadricóptero. No primeiro teste foram aplicados os sinais PWM mostrados na figura 4.6. Como pode-se observar, todos os sinais têm mesma amplitude, o que produz apenas movimento vertical, ao longo do eixo Z. As Figuras de 4.7 a 4.9 mostram as variáveis de saída do quadricóptero em resposta a esses sinais PWM aplicados, onde observa-se variação apenas no eixo Z, com um movimento de subida, durante a aplicação dos sinais PWM, e depois de descida, durante a retirada dos sinais PWM.

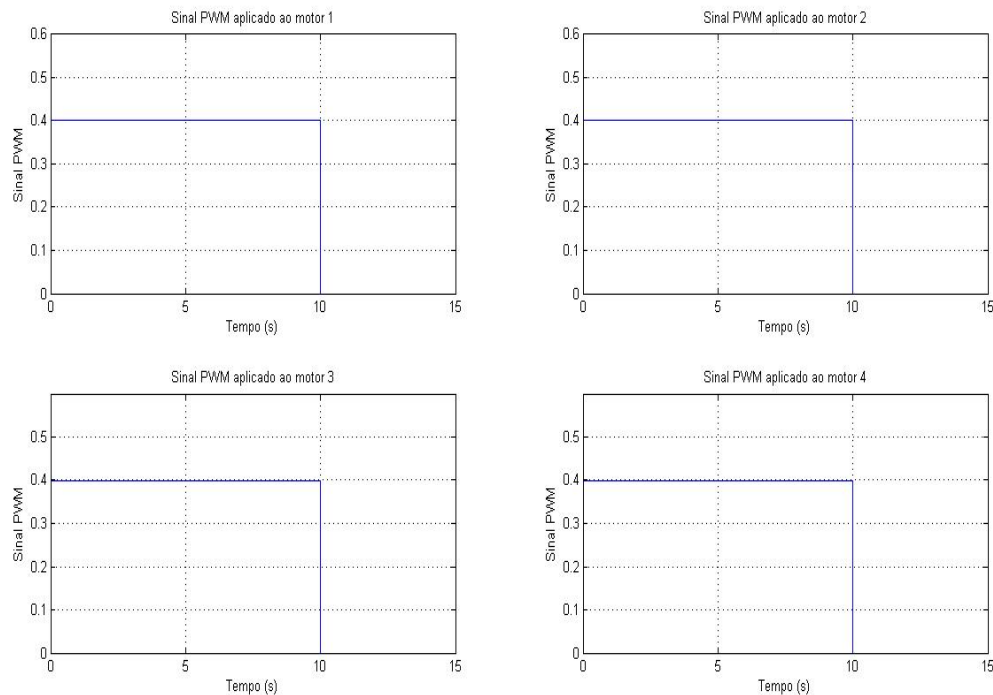


Figura 4.6: Sinais PWM aplicados para movimento vertical apenas

No segundo teste, foram aplicados sinais PWM de maneira que o sinal 1 fosse igual ao 3 e o 2 fosse igual ao 4, mas que a soma do par de sinais 1 e 3, e do par 2 e 4 fossem

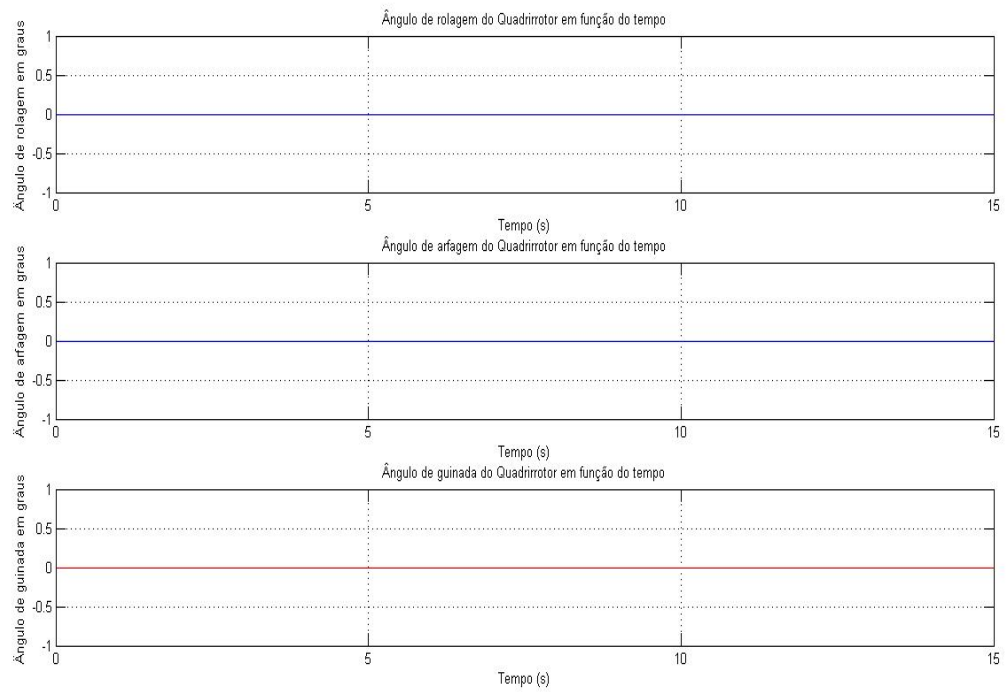


Figura 4.7: Ângulos de atitude em resultado de aplicação de sinais PWM iguais

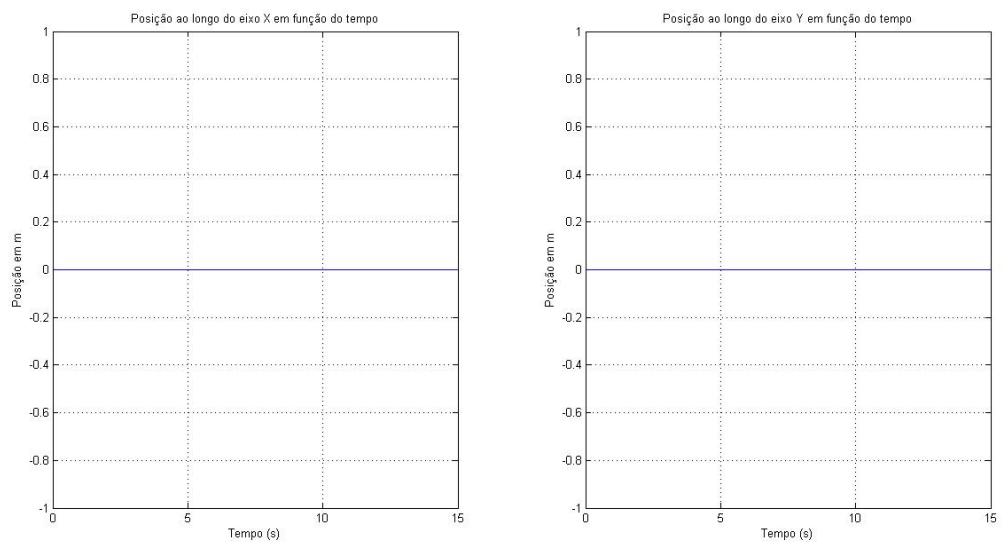


Figura 4.8: Posição horizontal (x,y) em resultado de aplicação de sinais PWM iguais

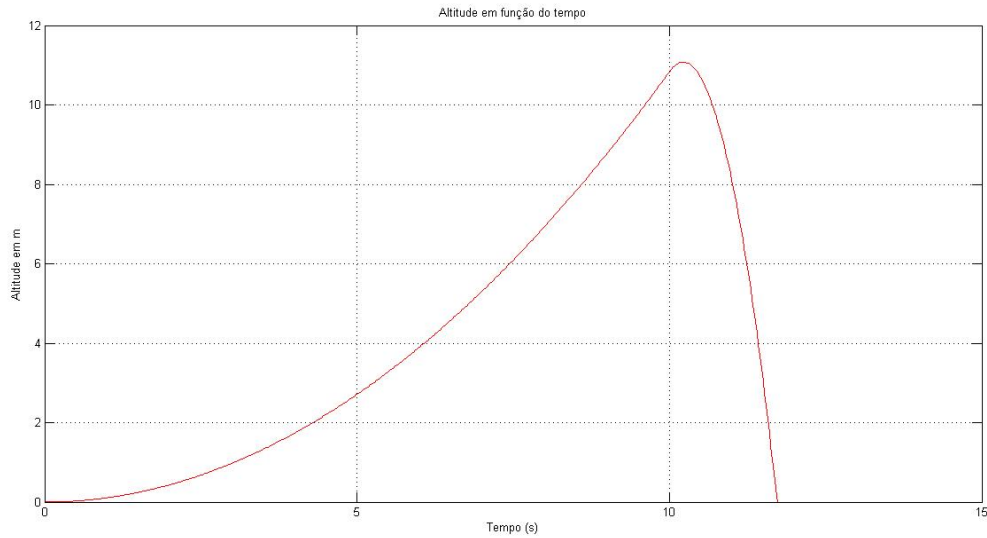


Figura 4.9: Altitude em resultado de aplicação de sinais PWM iguais

diferentes. O objetivo era produzir movimento de guinada juntamente com movimento vertical e nenhum movimento de rolagem ou arfagem.

Além disso, a soma do par de sinais 2 e 4 foi maior que a do par 1 e 3, como mostra a figura 4.10. Os resultados podem ser observados nos gráficos das Figuras de 4.11 a 4.9, que mostram as variáveis de saída do quadricóptero em resposta a esse sinal PWM aplicado. No gráfico de guinada (Figura 4.11) observa-se variação cíclica no sentido horário (de 0 a -360°) do ângulo de guinada, o que representa rotação do veículo no sentido horário, e no gráfico de altitude observa-se movimento de subida e depois de descida vertical. O movimento de guinada mostrado é cíclico porque, enquanto houver diferença entre os pares de sinais PWM, o torque resultante do veículo ao redor do eixo Z deixa de ser nulo, produzindo velocidade angular de guinada.

No próximo capítulo serão apresentados e discutidos experimentos realizados neste simulador para validar a estratégia de controle proposta.

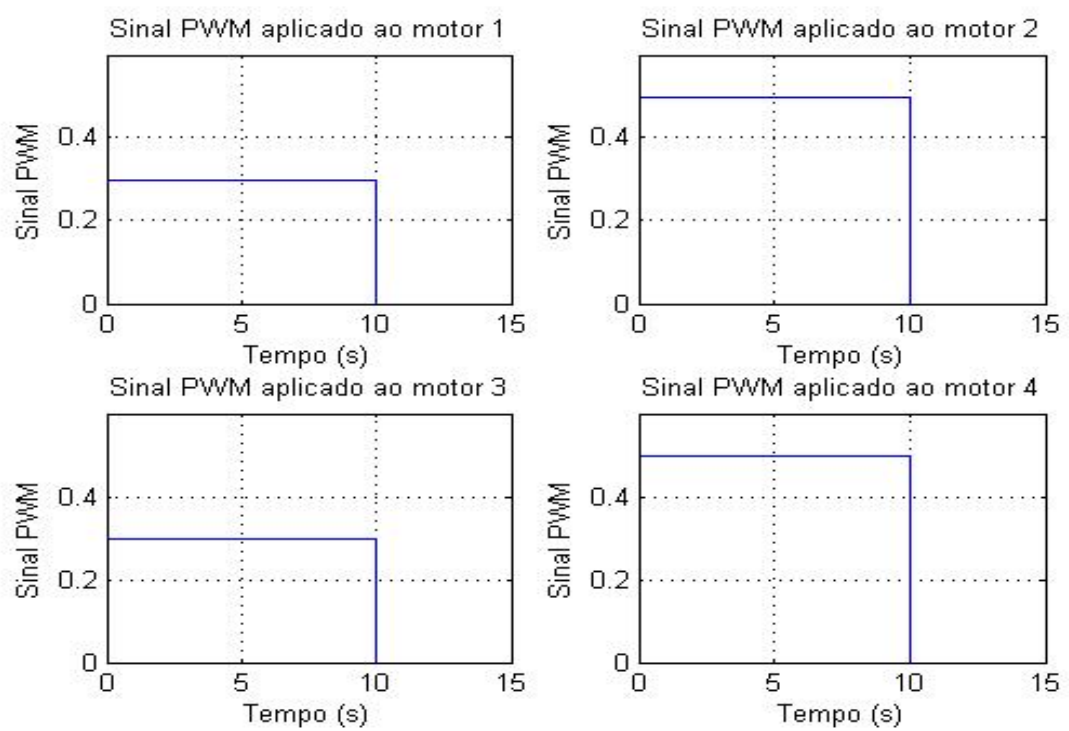


Figura 4.10: Sinais PWM aplicados para movimento vertical associado a movimento de guinada no sentido horário

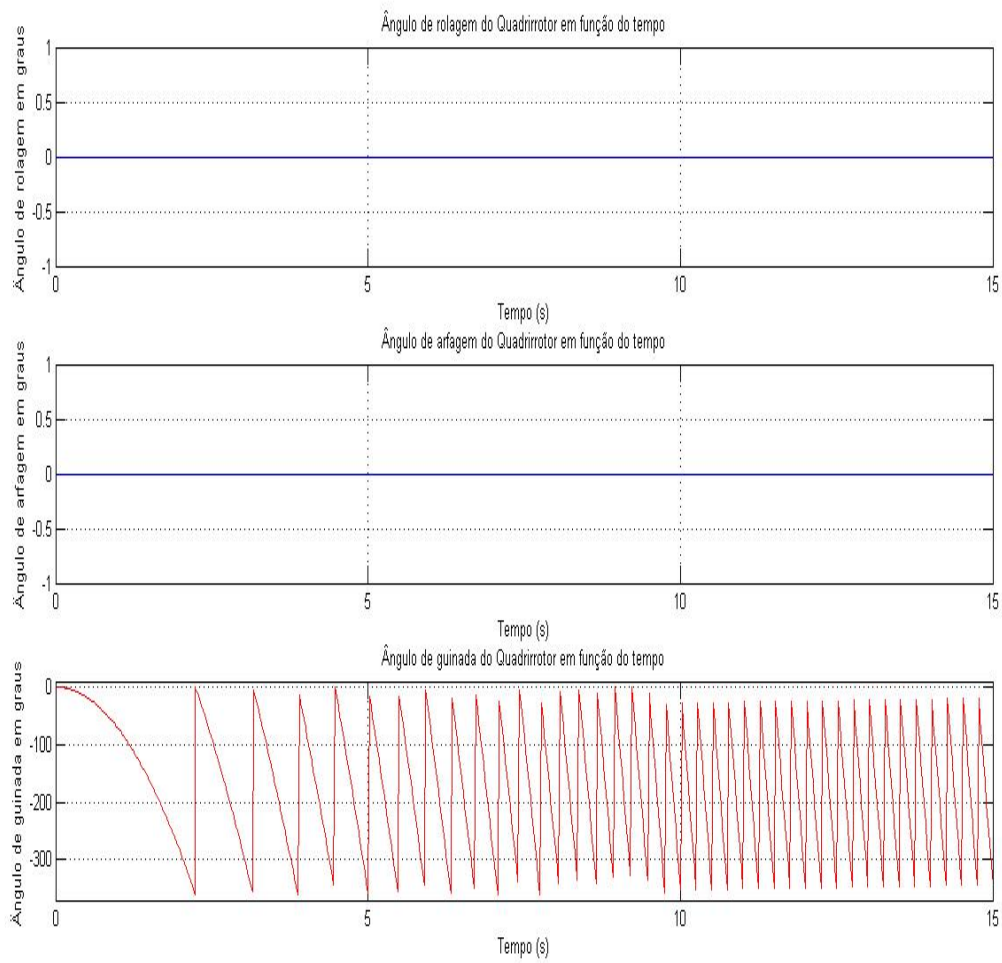


Figura 4.11: Ângulos de atitude em resultado de aplicação de sinais PWM diferentes. Destaque para o gráfico de guinada

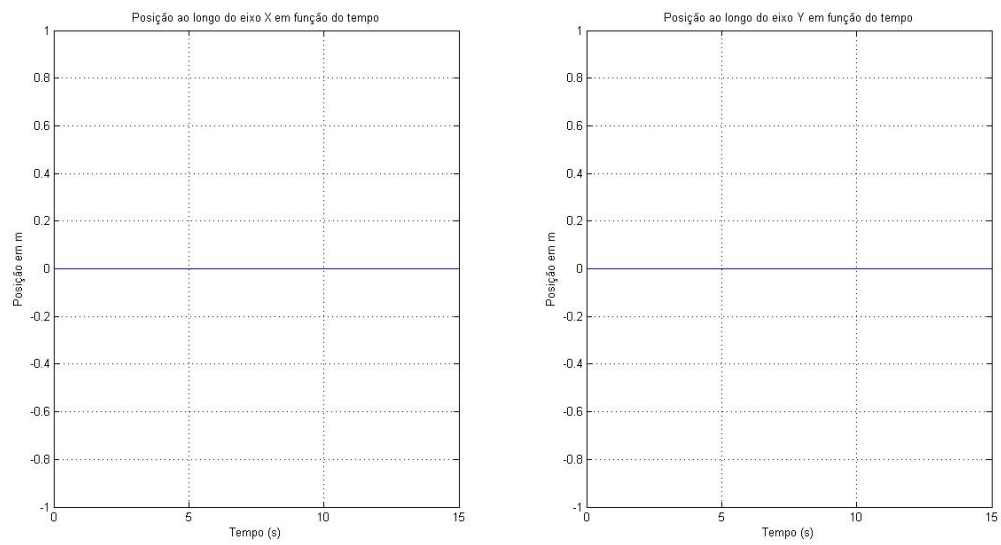


Figura 4.12: Posição horizontal (x,y) em resultado de aplicação de sinais PWM diferentes

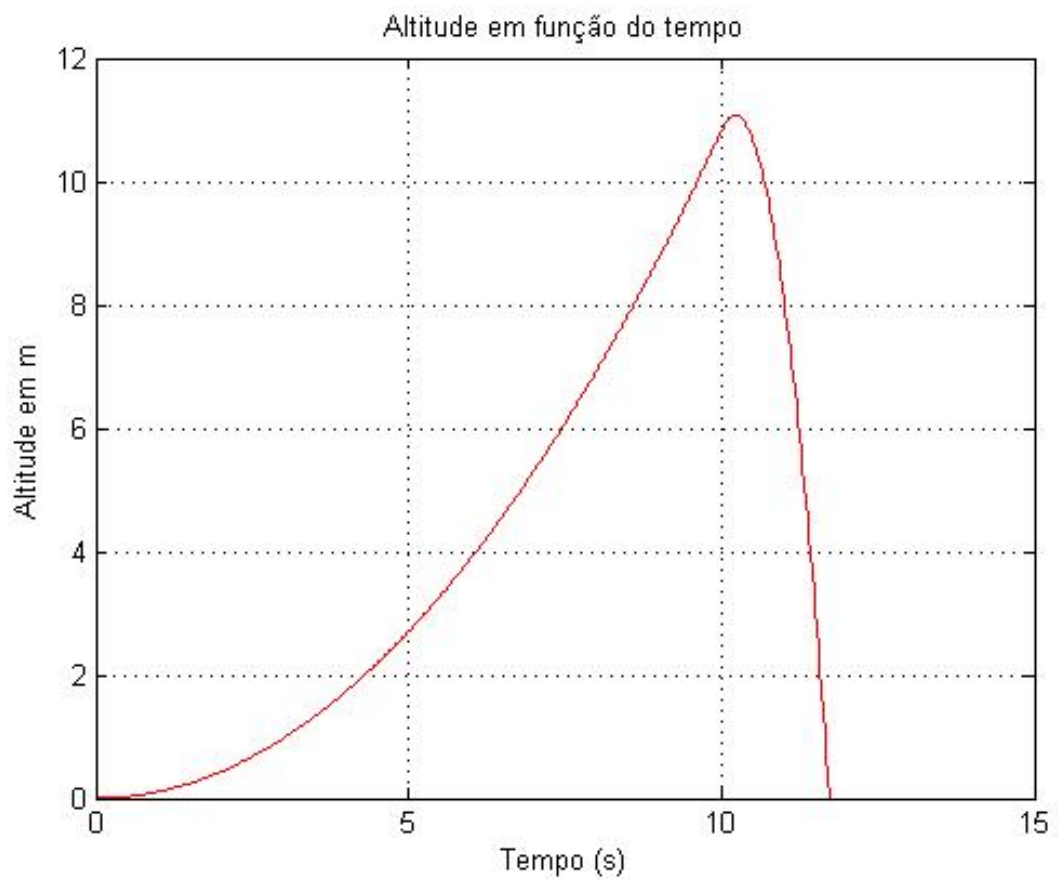


Figura 4.13: Altitude em resultado de aplicação de sinais PWM diferentes

Capítulo 5

Experimentos

Neste capítulo serão apresentados os experimentos de simulação realizados e seus respectivos resultados para se validar a estratégia proposta. Em cada experimento realizado foi calculado o erro quadrático médio entre o sinal de interesse medido e sua respectiva referência.

5.1 Experimentos realizados

Nos experimentos realizados, o veículo partiu da origem do sistema de coordenadas ($x = 0$ m, $y = 0$ m), com ângulos de rolagem, arfagem e guinada nulos e altitude 0 m. Inicialmente, testou-se, no experimento 1, o controle de altitude mantendo-se a posição espacial fixa na origem. A altitude de referência foi de 10 m. A figura 5.1 mostra o resultado desse experimento para altitude, ponto de interesse principal nesse teste. Observa-se que o veículo se mantém em torno da altitude de referência de 10 m, com erro médio quadrático de 2.73 m, um tempo de subida de 6.25 s, aproximadamente, e um sobressinal de 0.8 m. Essa oscilação em torno dos 10 m se deve à presença de um ruído de medição de altitude de 0.5 m de amplitude.

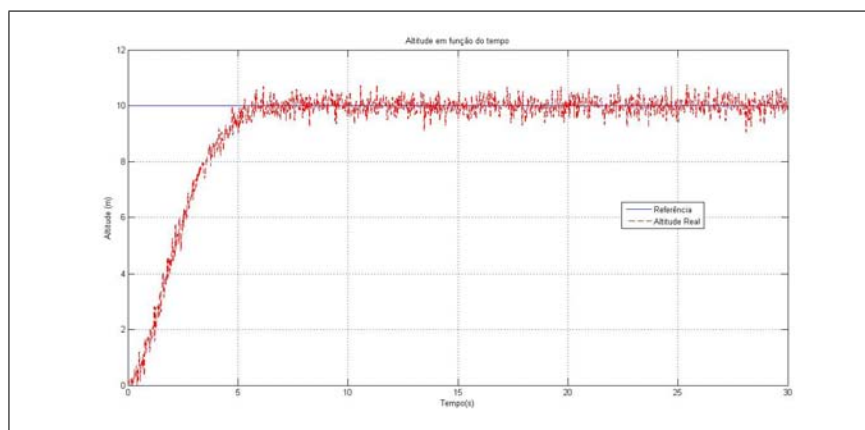


Figura 5.1: Gráfico da altitude em função do tempo

No experimento 2, procurou mostrar-se o controle de orientação a uma altitude fixa.

Após decolar até uma altitude de 10 m, após 10 s do início do experimento, foi gerada uma referência de orientação de 45 graus, a qual foi seguida, como mostra a figura 5.2. Pode ser observado que o tempo de subida foi de aproximadamente 0.63 s, o sobressinal foi de 1 grau e o erro médio quadrático foi de 3.09 graus. A referência foi seguida de forma satisfatória.

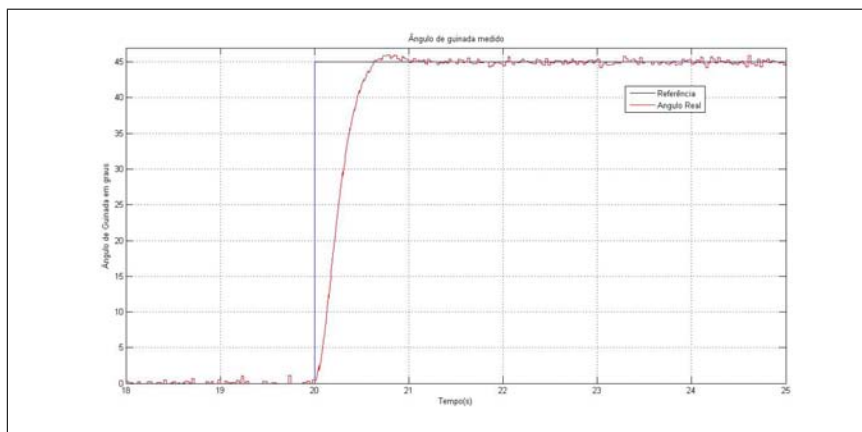


Figura 5.2: Gráfico do ângulo de guinada em função do tempo

Como já foi dito em capítulos anteriores, uma condição essencial para que a estratégia de controle funcione é a de que a velocidade lateral deve ser nula. Para mostrar-se a importância do controlador que garante essa condição, o controlador de velocidade lateral, foi realizado o experimento 3 descrito a seguir. Após o veículo decolar até uma altitude fixa de 10 m, ou seja, após 20 s de simulação, é traçada uma trajetória de posição horizontal de referência em altitude fixa no formato retangular. O primeiro ponto de referência nesse retângulo é o ponto 1 de coordenadas ($x = 0$ m, $y = 10$ m), o segundo é o ponto 2 de coordenadas ($x = 10$ m, $y = 10$ m), o terceiro é o ponto 3 de coordenadas ($x = 10$ m, $y = 0$ m) e o quarto é o ponto 4 de coordenadas ($x = 0$ m, $y = 0$ m), ou seja, o ponto de partida. Inicialmente os ganhos do controlador de velocidade lateral, um controlador PI, foram ajustados para zero, ou seja, foi feito o teste para ausência total de controle lateral. O resultado é mostrado na figura 5.3, na qual pode-se observar que o veículo não converge em um tempo finito para as referências, ou seja, oscila em torno delas. Além disso, o erro quadrático médio medido foi bastante elevado, 4.46 m com relação ao eixo X e 4.65 m com relação ao eixo Y. Em seguida, foi realizado o mesmo experimento, mas com os ganhos de projeto do controlador de velocidade lateral, P igual a 5 e I igual a 3. O resultado é mostrado na figura 5.4. Observa-se que, com o controlador de velocidade lateral projetado, há convergência do robô para o destino desejado. No segundo caso, o erro quadrático médio medido foi de 2.65 m com relação ao eixo X e 2.38 m com relação ao eixo Y, ou seja, bem menores que no primeiro caso.

A eficiência do controle de velocidade lateral foi testada também através de experimentos que simulavam vento lateral, como é visto no experimento 4a, o qual será descrito a seguir. Após decolar da origem até uma altitude de 10 m, no instante 20 s é gerada uma referência de posição horizontal nas coordenadas ($x = 10$ m, $y = 0$ m). Ao receber tal

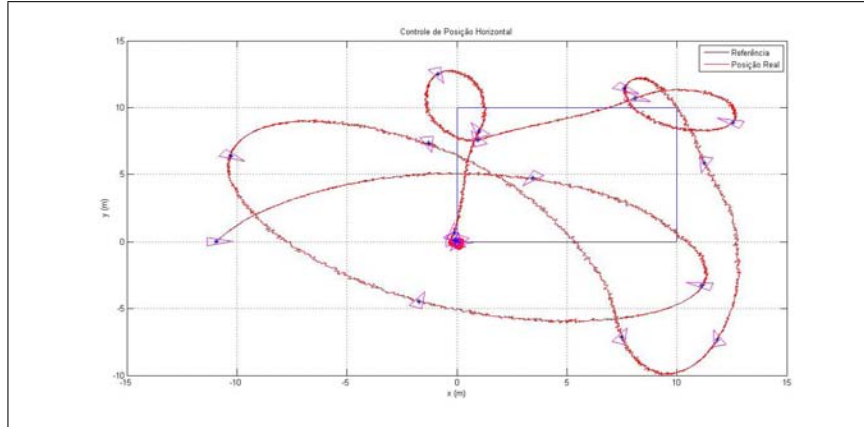


Figura 5.3: Controle de Posição horizontal para ganho nulo do controlador de velocidade lateral. Erro quadrático médio medido de 4.46 no eixo X e 4.65 no eixo Y. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.

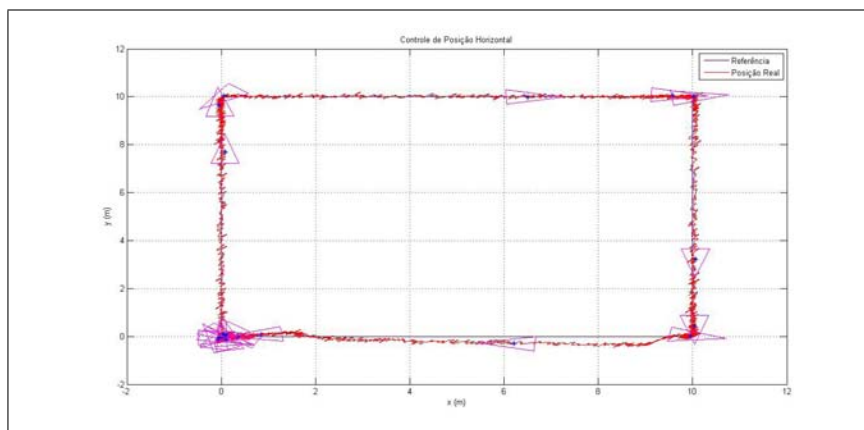


Figura 5.4: Controle de Posição horizontal para ganhos de projeto nominais do controlador de velocidade lateral. Erro quadrático médio medido de 2.65 no eixo X e 2.38 no eixo Y. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.

referência, o veículo percorre uma trajetória retilínea em direção ao ponto de destino e, durante tal trajetória, do instante de tempo de 25 s a 35 s, uma rajada de vento lateral é aplicada ao veículo, sendo representada por um sinal na forma de pulso retangular de amplitude 0.8 m/s^2 somado à aceleração do quadrirrotor nos eixos X e Y. Esse vento lateral simulado será visto como uma perturbação na dinâmica de posição do robô. O controlador de velocidade lateral tentará anular o efeito dessa rajada de vento lateral gerando referências não nulas de ângulo de rolagem, ao mesmo tempo em que o controle global de posição tentará levar o veículo em direção à referência. A figura 5.5 mostra o pulso retangular que simula a rajada de vento lateral, que é somado à aceleração do veículo, e as figuras de 5.6 a 5.10 mostram o resultado desse experimento durante a trajetória até a referência.

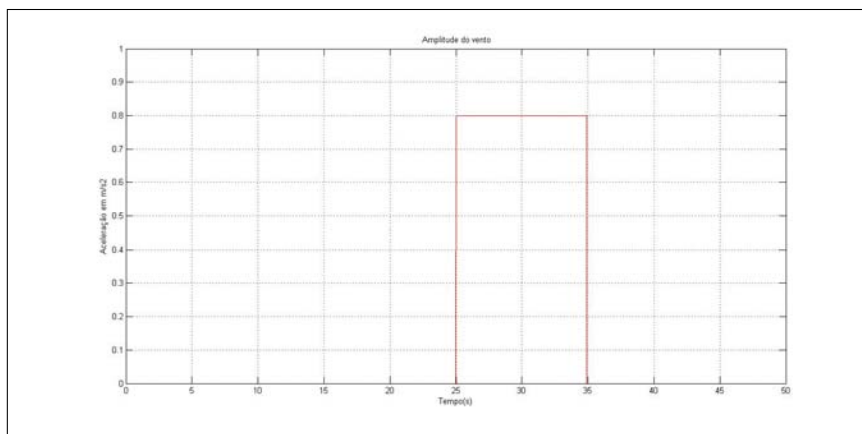


Figura 5.5: Pulso retangular que simula rajada de vento lateral

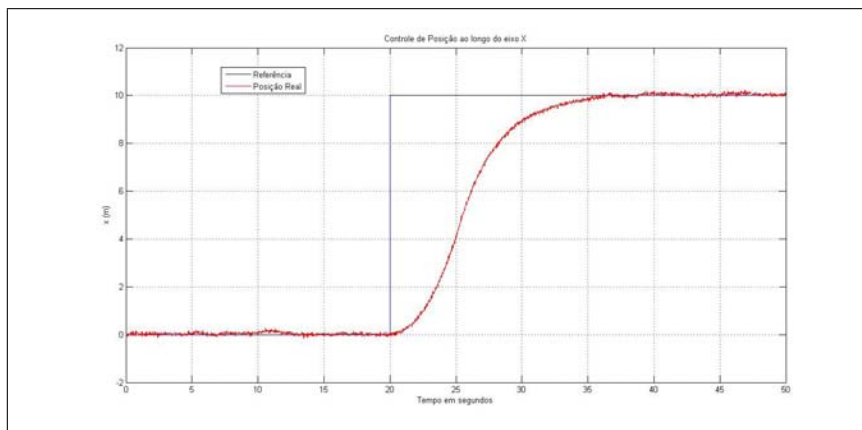


Figura 5.6: Variação da posição ao longo do eixo X em trajetória retilínea em presença de vento lateral

Na figura 5.10 pode-se observar o momento em que o controlador de velocidade lateral age de forma mais destacada, que é durante o intervalo de tempo de 25 s a 35 s, durante a

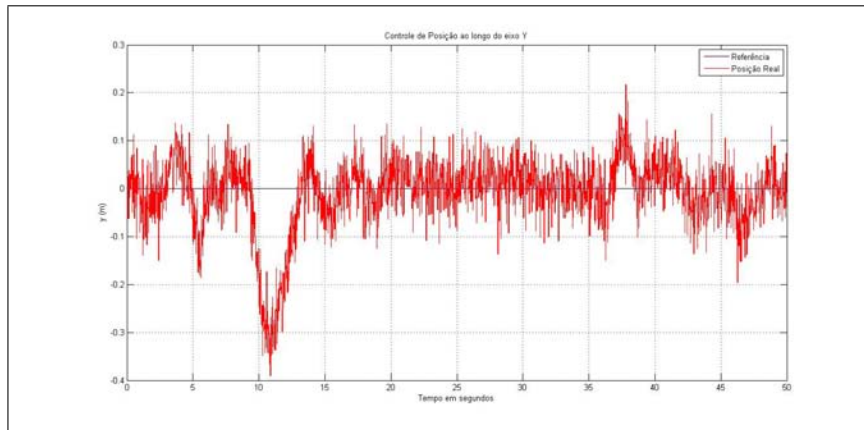


Figura 5.7: Variação da posição ao longo do eixo Y em trajetória retilínea em presença de vento lateral

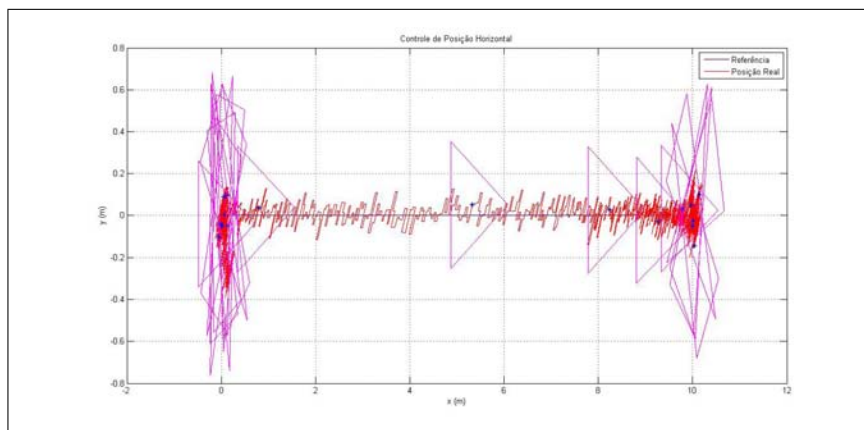


Figura 5.8: Variação da posição espacial no plano XY em presença de vento lateral. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.

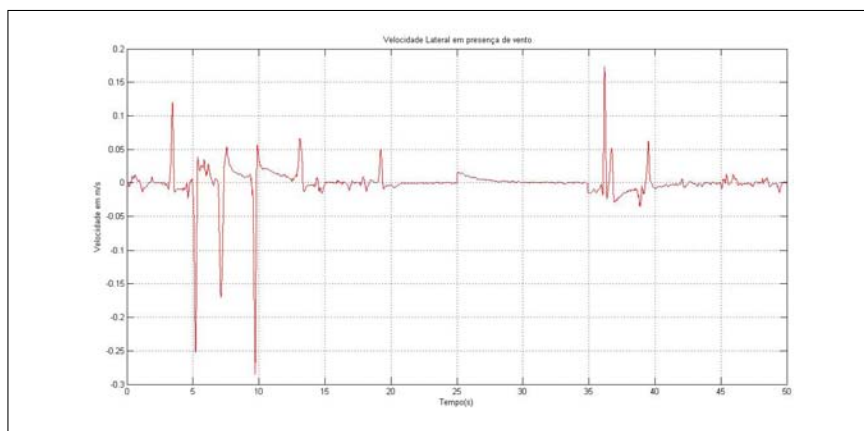


Figura 5.9: Variação da Velocidade lateral medida em presença de vento lateral

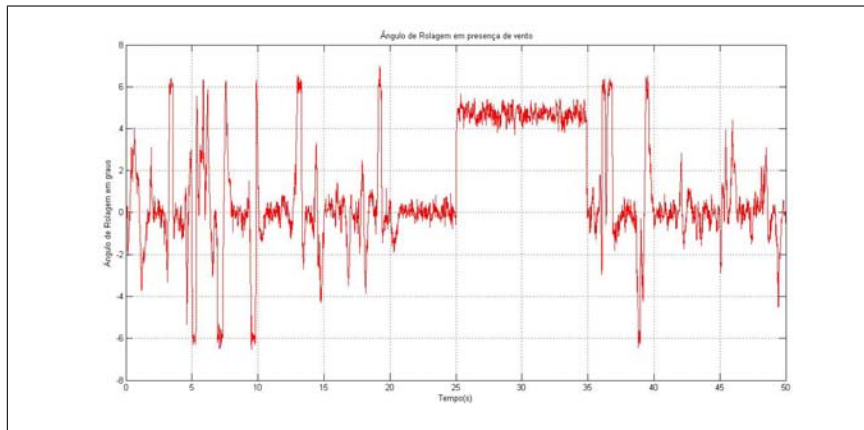


Figura 5.10: Ângulo de rolagem medido em presença de vento lateral

presença da rajada de vento lateral, pois verifica-se que nesse intervalo de tempo o ângulo de rolagem salta para um valor e permanece nele, tentando fazer com que o robô compense a velocidade lateral induzida nele devido à aplicação da rajada de vento lateral. Essa mudança de referência no ângulo de rolagem é fruto da ação do controlador de velocidade lateral, cuja saída é justamente o ângulo de referência de rolagem. As figuras 5.6, 5.7, 5.8 e 5.9 mostram que o veículo chega ao alvo mesmo em presença de vento lateral e com sua frente apontando para o alvo.

O experimento 4b é similar ao anterior, a diferença é que a amplitude do pulso retangular que simula o vento lateral foi alterada para 1.1 m/s^2 . Os resultados são mostrados nas figuras de 5.11 a 5.15, onde percebe-se que mesmo com o desvio na trajetória do veículo causado pelo forte vento lateral, o controlador proposto de posição consegue levá-lo de volta à referência.

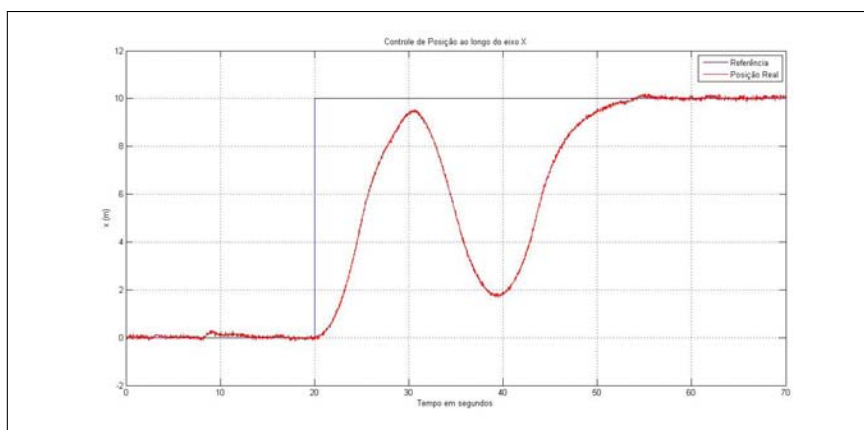


Figura 5.11: Variação da posição ao longo do eixo X em trajetória retilínea em presença de vento lateral

O experimento 5, descrito a seguir, realiza testes em certas condições que se afas-

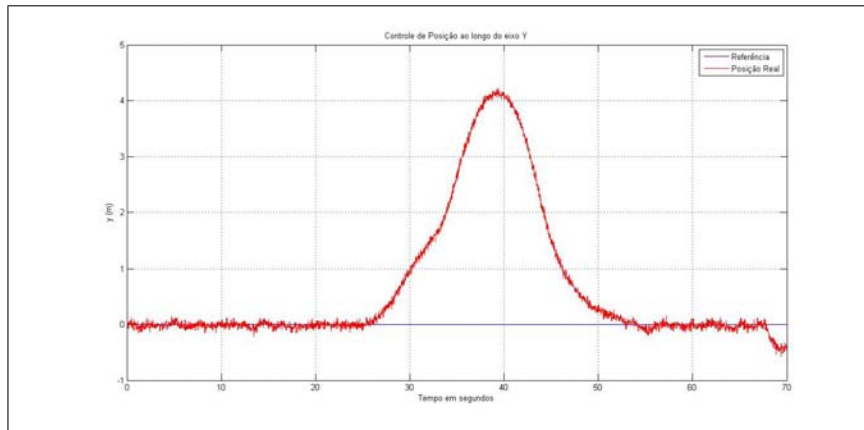


Figura 5.12: Variação da posição ao longo do eixo Y em trajetória retilínea em presença de vento lateral

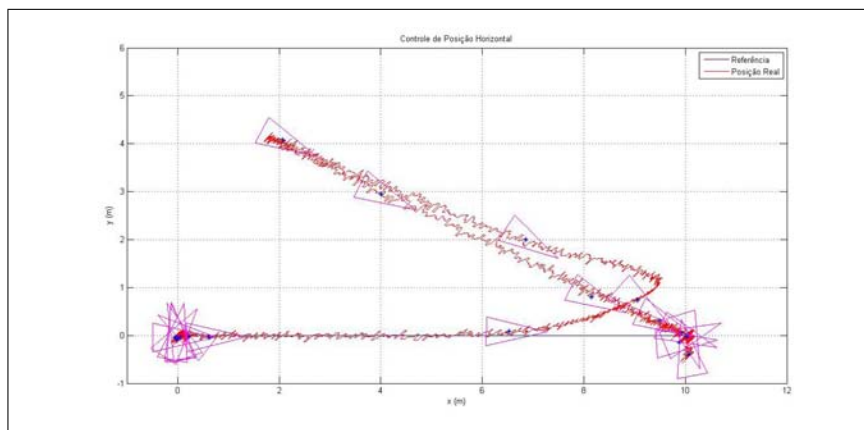


Figura 5.13: Variação da posição espacial no plano XY em presença de vento lateral. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.

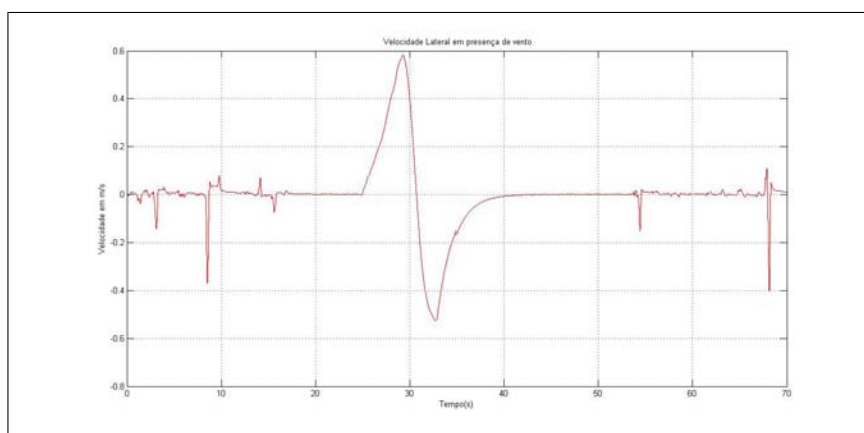


Figura 5.14: Variação da Velocidade lateral medida em presença de vento lateral

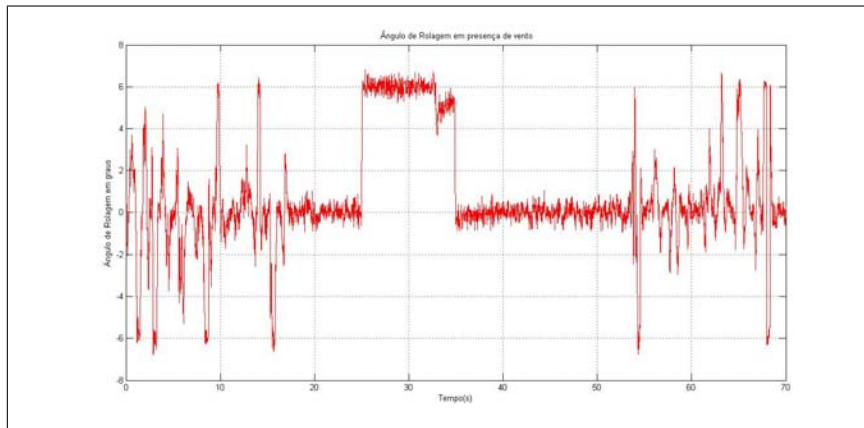


Figura 5.15: Ângulo de rolagem medido em presença de vento lateral

tam da região de operação pressuposta. Foi dito no capítulo 3 que, para a finalidade de voos de inspeção pairados e para o projeto dos controladores de atitude, altitude e posição horizontal, os ângulos de rolagem e arfagem seriam considerados pequenos. Portanto, os ângulos de referência de rolagem e arfagem gerados pelos controladores de velocidade lateral e de deslocamento linear, respectivamente, foram limitados em 6 e 3 graus, respectivamente. Foi gerada novamente uma trajetória de formato retangular, como no experimento 3, e os resultados são mostrados nos gráficos das figuras 5.16 e 5.17, que mostram os resultados dos controles de altitude e posição horizontal, respectivamente.

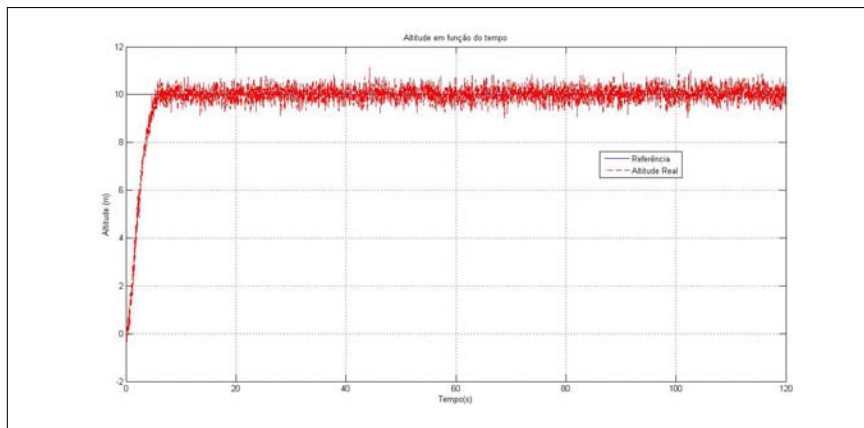


Figura 5.16: Altitude para limitação de ângulos de rolagem e arfagem de 6° e 3° respectivamente. Erro médio quadrático medido de 1.87 m.

Em seguida, essas limitações angulares foram relaxadas, diminuindo-se a saturação de saída dos controladores de posição horizontal e velocidade lateral, de forma que os ângulos de referência de saída fossem, em módulo, até 18 graus tanto para rolagem quanto para arfagem e os resultados dessas alterações são mostrados nas figuras 5.18 e 5.19. Na figura 5.18 observa-se que, nos instantes de mudança de referência, os instantes 20 s, 40 s

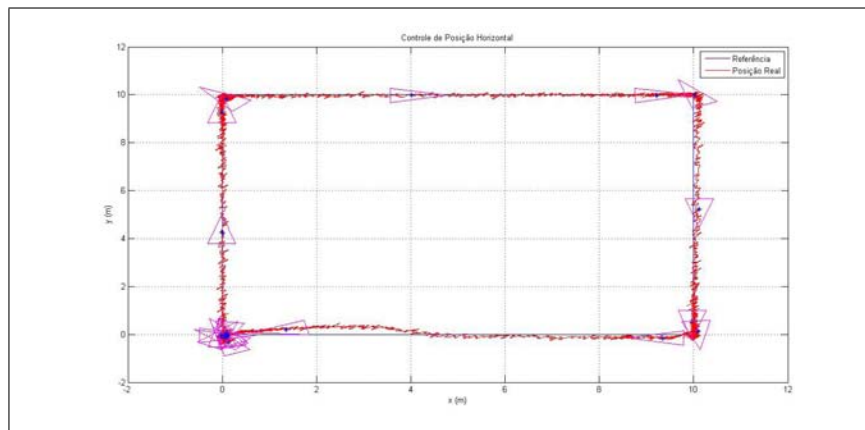


Figura 5.17: Posição Horizontal para limitação de ângulos de rolagem e arfagem de 6° e 3° respectivamente. Erros médios quadráticos medidos de 2.84 m para X e 2.44 m para Y. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.

, 60 s e 80 s, há uma pequena queda na altitude devido ao aumento dos ângulos de rolagem e guinada nesses instantes. Esse fato era imperceptível antes, pois os ângulos de rolagem e guinada variavam pouco em amplitude. Essa queda de altitude foi compensada pelo controlador de altitude, mas teve consequências no seguimento da trajetória de posição, que afastou-se mais da referência, como mostra a figura 5.19 . Ainda assim, as trajetórias foram seguidas.

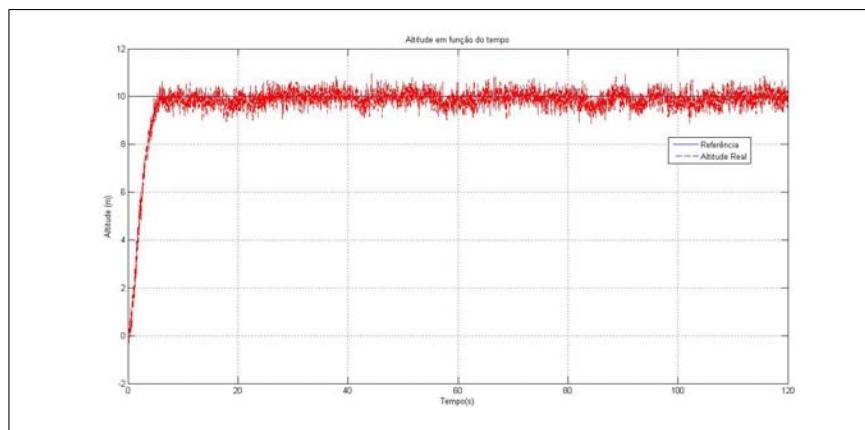


Figura 5.18: Altitude para limitação de ângulos de rolagem e arfagem de 18° . Erro médio quadrático medido de 1.60 m.

Nos testes seguintes, as limitações angulares foram relaxadas para 36 graus e 45 graus, e os resultados são mostrados nas figuras 5.20 e 5.21, para limitação de 36 graus, e nas figuras 5.22 e 5.23, para limitação de 45 graus. Observa-se que, para 36 graus de limitação angular de rolagem e arfagem, as quedas de altitude são maiores, chegando a quase 2 m de queda, e os desvios de trajetória também são maiores, ainda assim os

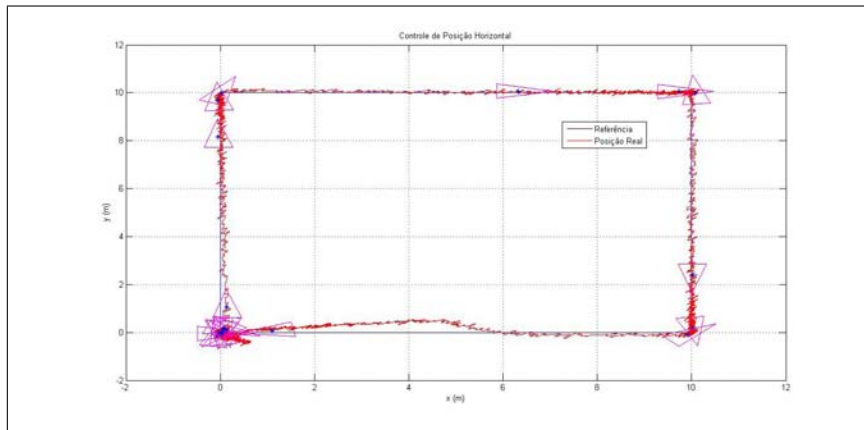


Figura 5.19: Posição Horizontal para limitação de ângulos de rolagem e arfagem de 18° . Erros médios quadráticos medidos de 1.81 m para X e 1.85 m para Y. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.

controles de altitude e posição conseguem controlar o veículo. Para 45 graus, as quedas de altitude são ainda maiores, chegando a pouco mais de 2 m de queda, e os desvios de trajetória também aumentam. Observa-se que a tendência é o aumento da amplitude das quedas e do desvio da trajetória desejada à medida que se diminui a restrição de ângulos pequenos para rolagem e arfagem.

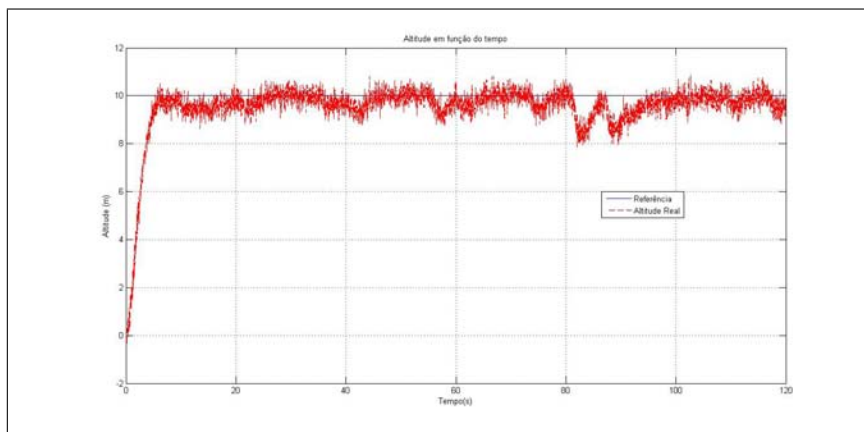


Figura 5.20: Altitude para limitação de ângulos de rolagem e arfagem de 36° . Erro médio quadrático medido de 1.87 m.

Com todos os experimentos realizados e resultados observados, conclui-se que é de fundamental importância a presença do controlador de velocidade lateral, que procura sempre levar tal grandeza para zero, pois a estratégia de controle adotada foi adaptada de robôs a rodas que não apresentavam velocidade lateral e, portanto, originalmente não foi projetada para lidar com essa variável. Além disso, observou-se o funcionamento adequado para pequenas rajadas de vento e que os controles realmente só funcionam bem

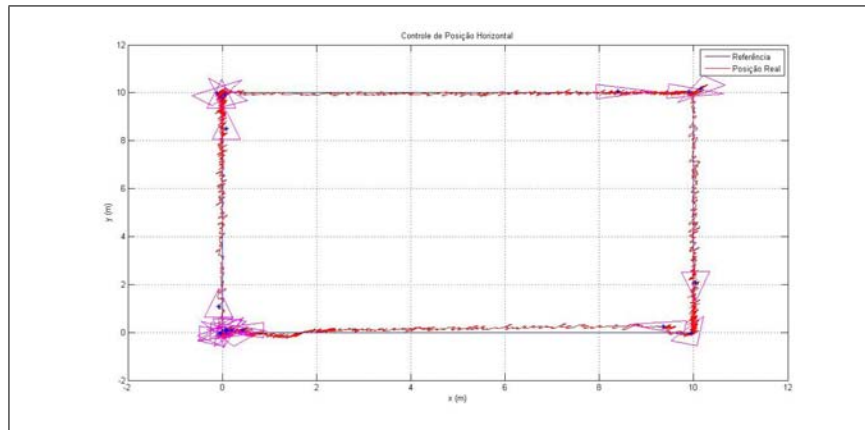


Figura 5.21: Posição Horizontal para limitação de ângulos de rolagem e arfagem de 36° . Erros médios quadráticos medidos de 1.81 m para X e 1.81 m para Y. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.

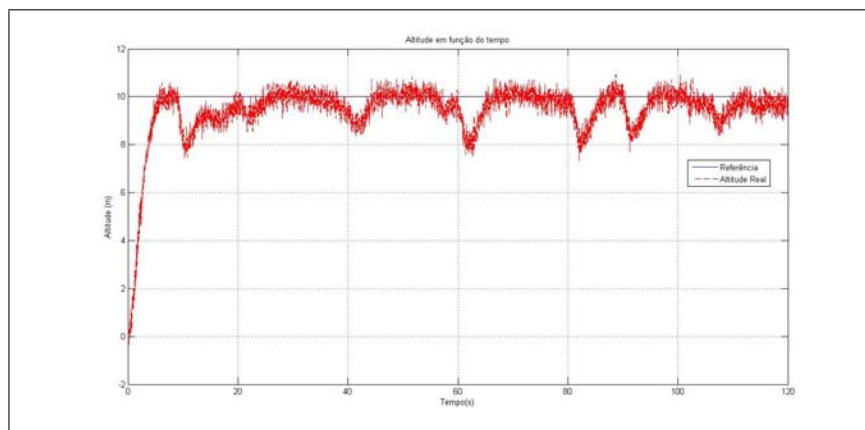


Figura 5.22: Altitude para limitação de ângulos de rolagem e arfagem de 45° . Erro médio quadrático medido de 2.11 m.

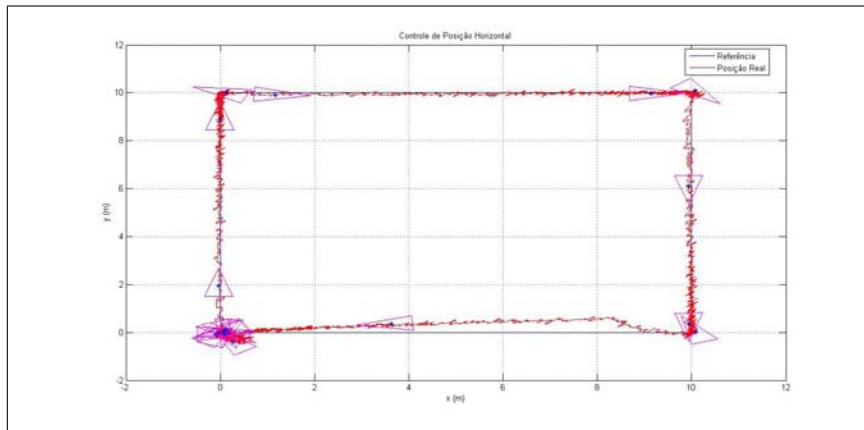


Figura 5.23: Posição Horizontal para limitação de ângulos de rolagem e arfagem de 45° . Erros médios quadráticos medidos de 1.74 m para X e 1.92 m para Y. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.

para pequenos ângulos de rolagem e arfagem.

No experimento 6 foram testadas também outras trajetórias de referência para o robô. Para se realizar uma tarefa de inspeção visual pode ser necessário não apenas que se chegue a determinado local, a um ponto espacial específico, mas que se atinja uma sequência contínua ou discreta de pontos espaciais. Na sequência contínua, a trajetória desejada poderia estar na forma de uma rampa contínua. Para esse tipo de entrada de referência, as respostas do sistema são mostradas nas figuras de 5.24 a 5.27. Na sequência discreta, a rampa contínua pode ser aproximada por uma sequência de degraus, como uma escada. Nesse último caso, as respostas do sistema são mostradas nas figuras de 5.28 a 5.31.

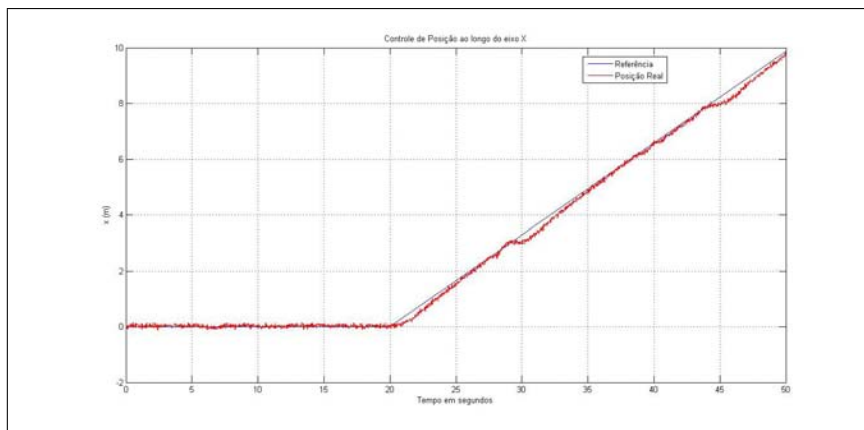


Figura 5.24: Variação da posição ao longo do eixo X em trajetória no formato rampa contínua.

Para os dois tipos de rampa, contínua e discreta (escada), observa-se pelos resultados que a posição final desejada é atingida e com o robô sempre apontando para o alvo.

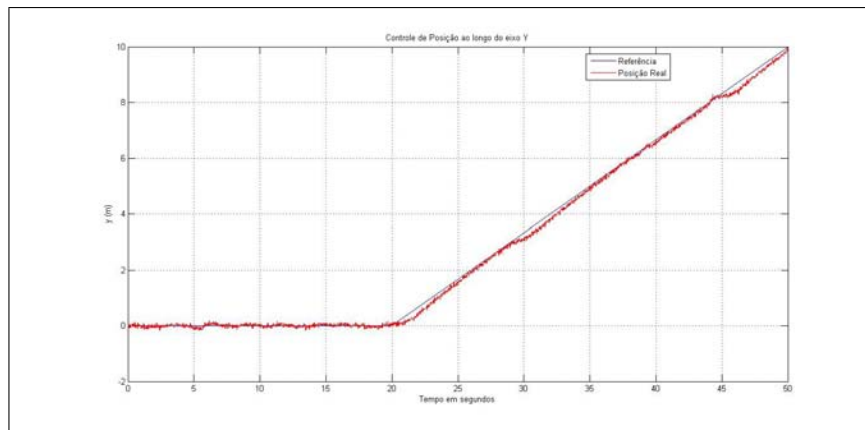


Figura 5.25: Variação da posição ao longo do eixo Y em trajetória no formato rampa contínua

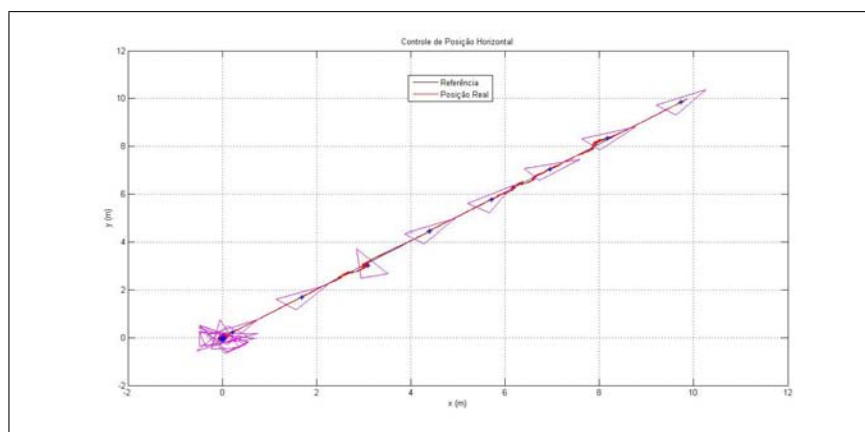


Figura 5.26: Variação da posição espacial em trajetória no formato rampa contínua. Erros médios quadráticos medidos de 0.12 m para X e 0.11 m para Y. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.

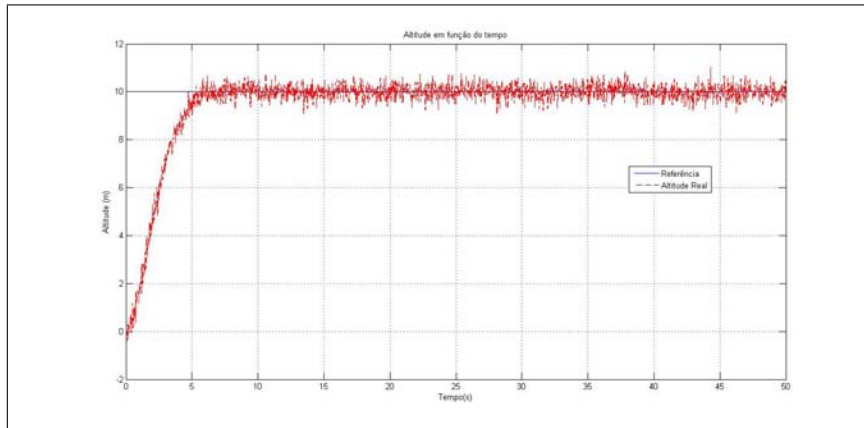


Figura 5.27: Variação da altitude em trajetória no formato rampa contínua

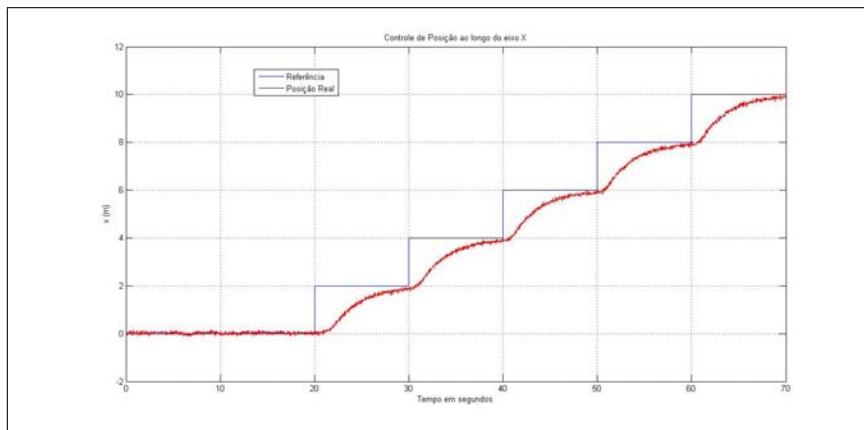


Figura 5.28: Variação da posição ao longo do eixo X em trajetória no formato rampa discreta ou escada

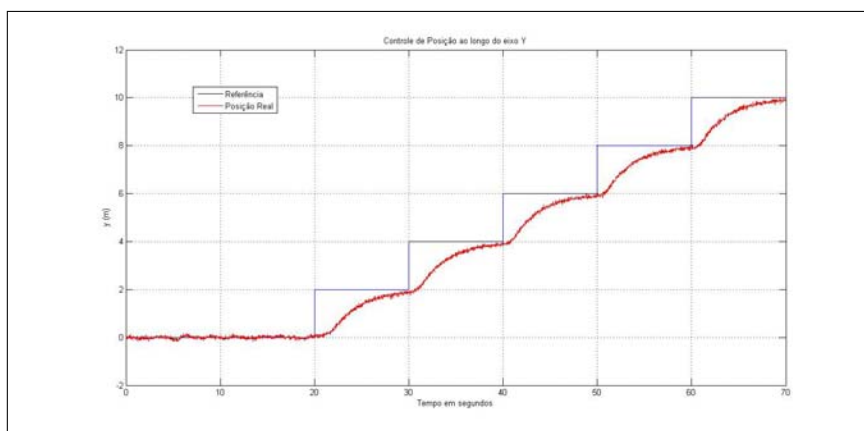


Figura 5.29: Variação da posição ao longo do eixo Y em trajetória no formato rampa discreta ou escada

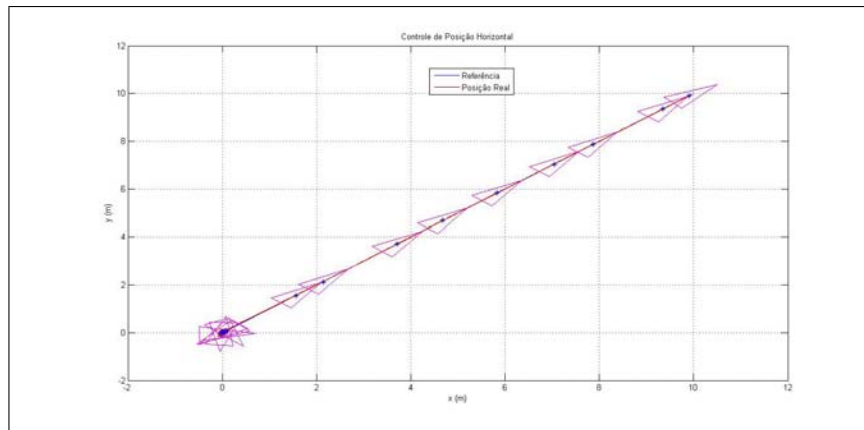


Figura 5.30: Variação da posição espacial em trajetória no formato rampa discreta ou escada. Erros médios quadráticos medidos de 0.80 m para X e 0.81 m para Y. Os triângulos plotados representam a orientação do robô em alguns pontos da trajetória.

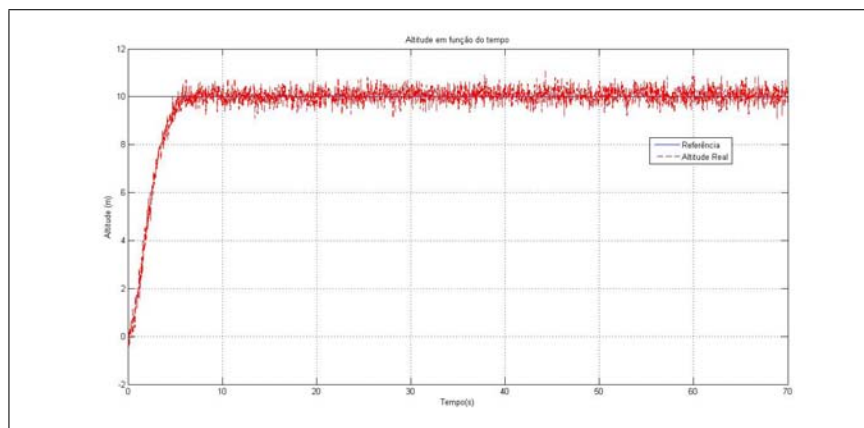


Figura 5.31: Variação da altitude em trajetória no formato rampa discreta ou degrau

Em todos os experimentos realizados pode-se observar que a orientação do robô se comportou de maneira muito oscilatória próxima ao alvo ou à origem, isso se deve àquela singularidade do sistema de controle proposto já explicada no capítulo 3. Apesar disso, fora dessa região de singularidade, o sistema de controle proposto se comportou de maneira satisfatória, sempre buscando levar o robô às posições de referência desejadas e com a orientação apontando para o alvo final.

Capítulo 6

Conclusões

Com este trabalho foi apresentada uma contribuição original [da Silva et al. 2013b] e [da Silva et al. 2013a] na área de estratégias de controle de posição e orientação de quadricópteros, para aplicações em que se deseja que o robô sempre se mova apontando para a direção da posição de destino ou alvo. Foi visto que essa restrição de movimento é desejável em determinados tipos de tarefas de inspeção visual. Foi possível observar, dos resultados de simulação, que a estratégia de controle proposta, já usada em robôs móveis a rodas com acionamento diferencial, funcionou também de forma satisfatória em simulações computacionais para robôs aéreos do tipo quadricóptero, desde que seja satisfeita a condição de velocidade lateral nula. O veículo procurou seguir em direção aos pontos de referência com sua frente apontando para eles. Foram observadas também as limitações dessa estratégia de controle que, mesmo quando um pouco fora das condições ideais de projeto, ainda conseguiu fazer o veículo seguir a referência com erro final aproximadamente nulo, apesar de aumentar o sobressinal e o tempo para atingir o alvo. Individualmente, cada controlador teve um bom resultado, ou seja, as referências foram atingidas em pouco tempo e com baixo sobressinal. Em conjunto eles mostraram também que o comportamento do sistema seguiu-se como esperado, mesmo em presença de ruído dos sensores. Conclui-se daí a viabilidade de se implementar em protótipo essa estratégia.

Dentre as vantagens da estratégia proposta em relação às demais encontradas na literatura, podem-se citar a baixa complexidade dos controladores projetados, pois até controladores clássicos lineares como PIDs puderam ser usados, e a restrição na orientação do veículo, algo que é útil em determinadas aplicações de supervisão aérea visual.

Para trabalhos futuros propõe-se a aplicação da estratégia desenvolvida no protótipo construído [Guimarães et al. 2012b] para validá-la em experimentos práticos. Estudos de outros tipos de controladores podem ser feitos para melhorar o desempenho de controle e propõe-se também adaptar a estratégia proposta para usar erros em rastreamento de imagens, para possibilitar controle servo-visual.

Referências Bibliográficas

- Ahmed, B., H. R. Pota & M. Garratt (2010), Flight control of a rotary wing uav using backstepping, *em* 'International Journal of Robust and Nonlinear Control', pp. 639–658.
- Alexis, K., G. Nikolakopoulos & A. Tzes (2011), Model predictive control scheme for the autonomous flight of an unmanned quadrotor. .
- Alexis, Papachristos, Nikolakopoulos & Tzes (2011), Model predictive quadrotor indoor position control, *em* '19th Mediterranean Conference on Control and Automation', pp. 1247–1252.
- Altug, E. & C. Taylor (2004), Vision-based pose estimation and control of a model helicopter, *em* 'Mechatronics, 2004. ICM 04. Proceedings of the IEEE International Conference on', pp. 316–321.
- Amir, Engr. M. Yasir & Dr. Valiuddin Abbass (2008), Modeling of quadrotor helicopter dynamics, *em* 'International Conference on Smart Manufacturing Application KIN-TEX 2008', Gyeonggi-do, Korea, pp. 100–105.
- Bouabdallah, S. & R. Siegwart (2005), Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor, *em* 'Proceedings of the International Conference on Robotics and Automation (ICRA'05)', Barcelona, Spain.
- Bouabdallah, Samir (2007), Design and control of quadrotors with application to autonomous flying, Tese de doutorado, ÉCOLE POLYTECHNIQUE FÉDÉRALE DE LAUSANNE.
- Bouabdallah, Samir, Pierpaolo Murriero & Roland Siegwart (2004), Design and control of an indoor micro quadrotor, *em* 'Proceedings of the 2004 IEEE International Conference on Robotics & Automation', New Orleans, LA, USA, pp. 4393–4398.
- Bouabdallah, Samir & Roland Siegwart (2007), Full control of a quadrotor, *em* 'Proceedings of the 2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems', San Diego, CA, USA, pp. 153–158.
- Bramwell, A.R.S., G.T.S. Done, G. Done & D. Balmford (2001), *Bramwells Helicopter Dynamics*, Referex Engineering, Butterworth-Heinemann.

- Ceren, Z. & E. Altug (2009), Vision-based servo control of a quadrotor air vehicle, *em* ‘Computational Intelligence in Robotics and Automation (CIRA), 2009 IEEE International Symposium on’, pp. 84 – 89.
- Cesetti, A., E. Frontoni, A. Mancini, P. Zingaretti & S. Longhi (2009), ‘A vision-based guidance system for uav navigation and safe landing using natural landmarks’, *J Intell Robot Syst* pp. 233–257.
- Coleman, C.P. (1997), *A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research*, NASA technical paper, National Aeronautics and Space Administration, Ames Research Center., URL: <http://books.google.com.br/books?id=uf0UAQAAIAAJ>.
- Colorado, J., A. Barrientos, A. Martinez, B. Lafaverge & J. Valente (2010), Mini-quadrotor attitude control based on hybrid backstepping and frenet-serret theory, *em* ‘IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)’, pp. 1617–1622.
- Coza, C. & C. Macnab (2006), A new robust adaptive-fuzzy control method applied to quadrotor helicopter stabilization, *em* ‘NAFIPS 2006. Annual meeting of the North American Fuzzy Information Processing Society’, pp. 454–458.
- da Silva, André T., João P.F. Guimarães, Pablo J. Alsina & Adelardo A. D. Medeiros (2013a), Controle de navegação de um veículo aéreo não tripulado tipo quadricóptero com restrição em sua orientação, *em* ‘WGWR/WUWR 2013’, Arequipa, Peru.
- da Silva, André T., João P.F. Guimarães, Pablo J. Alsina & Adelardo A. D. Medeiros (2013b), Navigation control for a quadrotor uav with restricted orientation, *em* ‘First Brazilian Workshop on Service Robotics - BRASERO 2013’, Santa Maria, Brazil.
- Diao, C., B. Xian, Q. Yin, W. Zeng, H. Li & Y. Yang (2011), A nonlinear adaptive control approach for quadrotor uavs, *em* ‘8th Asian Control Conference (ASCC)’, pp. 223–228.
- Doyle, Courtney E., Justin J. Bird, Taylor A. Isom, Jason C. Kallman, Daman F. Bareiss, David J. Dunlop, Raymond J. King, Jake J. Abbott & Mark A. Minor (2013), ‘An avian-inspired passive mechanism for quadrotor perching’, *IEEE/ASME TRANSACTIONS ON MECHATRONICS* **18**(2), 506–517.
- Guimarães, João P. F., Tania L. Laura, Armando S. Sanca, Alessandro N. Schildt, Michel S. de Deus, Pablo J. Alsina & Adelardo A. D. Medeiros (2012a), Estratégia de estabilização para um helicóptero quadri-rotor autônomo, *em* ‘Proceedings of the CBA 2012 - Congresso Brasileiro de Automação’, BRA.
- Guimarães, João P. F., Tania L. Laura, Armando S. Sanca, Alessandro N. Schildt, Michel S. de Deus, Pablo J. Alsina & Adelardo A. D. Medeiros (2012b), Fully autonomous quadrotor: A testbed platform for aerial robotics, *em* ‘2012 Brazilian Robotics Symposium and Latin American Robotics Symposium’, BRA, pp. 68–73.

- Guimarães, João Paulo F. (2012), Controle de atitude e altitude para um veículo aéreo não tripulado do tipo quadrotor, Dissertação de mestrado, Universidade Federal do Rio Grande do Norte.
- Laura, Tania L., Armando S. Sanca, Pablo J. Alsina, Adelardo A. D. Medeiros & João Paulo F. Guimarães (2011), Posicionamento de um veículo aéreo não tripulado para detecção de corrosões em dutos, em 'Petro and Química', Valete Editora. vol 338.
- Lee, Sang Hyun, Seung Hoon Kang & Youdan Kim (2011), Trajectory tracking control of quadrotor uav, em '11th International Conference on Control, Automation and Systems KINTEX 2011', Gyeonggi-do, Korea, pp. 281–285.
- Madani, T. & A. Benallegue (2007), Sliding mode observer and backstepping control for a quadrotor unmanned aerial vehicles, em 'ACC '07 American Control Conference', pp. 5887–5892.
- Mahony, R., V. Kumar & P. Corke (2012), 'Multirotor aerial vehicles: Modeling, estimation, and control of quadrotor', *Robotics Automation Magazine, IEEE* **19**, 20–32.
- Mellinger, D., N. Michael, M. Shomin & V. Kumar (2011), Recent advances in quadrotor capabilities, em 'IEEE International Conference on Robotics and Automation', pp. 2964–2965.
- Mellinger, Lindsey, Shomin & Kumar (2011), Design, modeling, estimation and control for aerial grasping and manipulation, em 'IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems', pp. 2668–2673.
- Sanca, A. S. (2010), Hexarotor design project: Modeling and energy management for outdoor aerial robot, em 'Anais do VI Congresso Nacional de Engenharia Mecânica - CONEM 2010', Campina Grande, PB, Brasil.
- Sanca, Armando S., João Paulo F. Guimarães & Pablo J. Alsina (2011), A real-time attitude estimation scheme for hexarotor micro aerial vehicle, em 'Proceedings of the 21st International Congress of Mechanical Engineering - COBEM 2011', Natal, RN, Brazil.
- Sanca, Armando S., Jês de Jesus F. Cerqueira & Pablo J. Alsina (2010), Dynamic modeling with nonlinear inputs and backstepping control for a hexarotor micro-aerial vehicle, em 'Proceedings of the 7th Latin American Robotics Symposium LARS 2010', São Bernardo do Campo, SP, Brasil, pp. 34–42.
- Sanca, Armando S., Pablo J. Alsina & Jês de Jesus F. Cerqueira (2008), Dynamic modelling of a quadrotor aerial vehicle with nonlinear inputs, em 'Robotic Symposium, LARS '08. IEEE Latin American', Salvador, BA, Brasil, pp. 143–148.
- Sanca, Armando S., Tania L. Laura, Jês de Jesus F. Cerqueira & Pablo J. Alsina (2010), Dynamic modeling with nonlinear inputs and backstepping control for a hexarotor micro-aerial vehicle, em 'Anais do XVIII Congresso Brasileiro de Automática CBA 2010', Bonito, MS, Brasil, pp. 1454–1461.

- Shen, S., N. Michael & V. Kumar (2011), Autonomous multi-floor indoor navigation with a computationally constrained mav, *em* 'IEEE International Conference on Robotics and Automation', pp. 20 – 25.
- Shen, S., N. Michael & V. Kumar (2012), Autonomous indoor 3d exploration with a micro-aerial vehicle, *em* 'IEEE International Conference on Robotics and Automation', RiverCentre, Saint Paul, Minnesota, USA, pp. 14–18.
- Vieira, Frederico Carvalho (2005), Controle dinâmico de robôs móveis com acionamento diferencial, Dissertação de mestrado, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal RN Brasil.
- Wu, Jun, Hui Peng & Qing Chen (2010), Rbf-arx model-based modeling and control of quadrotor, *em* '2010 IEEE International Conference on Control Applications', Yokohama, Japan, pp. 1731–1736.