



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



# **Controle de Atitude e Altitude Para Um Veículo Aéreo Não Tripulado Do Tipo Quadrirrotor**

**João Paulo Ferreira Guimarães**

Orientador: Prof. Dr. Adelardo Adelino Dantas de Medeiros

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

Natal, RN, 18 de dezembro de 2012

UFRN / Biblioteca Central Zila Mamede  
Catalogação da Publicação na Fonte

Guimarães, João Paulo Ferreira.

Controle de atitude e altitude para um veículo aéreo não tripulado do tipo quadrirrotor. / João Paulo Ferreira Guimarães. – Natal, RN, 2012.  
67 f. : il.

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

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

1. Engenharia elétrica - Dissertação. 2. Veículo aéreo não tripulado - Dissertação. 3. Quadrirrotor – Controle de altitude - Dissertação. 4. Quadrirrotor – Controle de atitude - Dissertação. 5. Quadrirrotor – Controle desacoplado. I. Medeiros, Adelardo Adelino Dantas de. II. Universidade Federal do Rio Grande do Norte. III. Título.

RN/UF/BCZM

CDU 621.3

# **Controle de Atitude e Altitude Para Um Veículo Aéreo Não Tripulado do Tipo Quadrirrotor**

**João Paulo Ferreira Guimarães**

Dissertação de Mestrado aprovada em 19 de dezembro de 2012 pela banca examinadora  
composta pelos seguintes membros:

---

Prof. Dr. Adelardo Adelino Dantas de Medeiros (orientador) ..... UFRN

---

Prof. Dr. Carlos Eduardo Trabuco Dórea ..... UFRN

---

Prof. Dr. Pablo Javier Alsina ..... UFRN

---

Prof<sup>a</sup> Dr<sup>a</sup> Silvia Silva da Costa Botelho ..... UFRGS

*Don't Panic*

---

# Agradecimentos

---

Aos professores Adelardo Adelino e Pablo Javier pela oportunidade, dedicação, orientações e amizade.

Aos companheiros e amigos do laboratório de Robótica da UFRN com quem dividi tantos momentos nos últimos anos.

À minha família e amigos pelo apoio durante esta jornada.

À Giovanna, pelo carinho e paciência.

À Deus, pelo Seu imenso amor.

---

# Resumo

---

Um Quadrrirrotor é um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) dotado de quatro rotores distribuídos nas extremidades de uma estrutura mecânica simples em forma de "X".

O objetivo desse trabalho é construir e estabilizar uma aeronave desse tipo, com alta capacidade de carga, em uma determinada altitude, sob ângulos de rolagem, guinada e arfagem pré-definidos.

A abordagem de controle de estabilização baseia-se numa transformação das variáveis de entrada do sistema a fim de realizar o controle de forma desacoplada. A estratégia proposta se baseia na divisão do problema de controle em dois níveis hierárquicos: o nível inferior, objeto deste trabalho, mantém os ângulos e a altitude do veículo em valores desejados, enquanto o nível superior estabelece referências adequadas para o nível inferior, de forma a executar os movimentos desejados.

Uma arquitetura de hardware e software foi especialmente desenvolvida e implementada para um protótipo experimental usado para testar e validar a abordagem de controle proposta.

**Palavras-chave:** VANT, Quadrrirrotor, Controle de atitude e altitude, Controle desacoplado

---

# Abstract

---

A Quadrotor is an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) equipped with four rotors distributed on a simple mechanical "X" form structure.

The aim of this work is to build and stabilize a Quadrotor aircraft in the roll, pitch and yaw angles at a certain altitude.

The stabilization control approach is based on a transformation in the input variables in order to perform a decoupled control. The proposed strategy is based on breaking the control problem into two hierarchical levels: A lower level, object of this work, maintains the desired altitude and angles of the vehicle while the higher level establishes appropriate references to the lower level, performing the desired movements.

A hardware and software architecture was specially developed and implemented for an experimental prototype used to test and validate the proposed control approach.

**Keywords:** UAV, Quadrotor, Attitude and Altitude Control, Decoupled Controller

---

# Sumário

---

<b>Sumário</b>	<b>i</b>
<b>Lista de Figuras</b>	<b>iii</b>
<b>Lista de Tabelas</b>	<b>v</b>
<b>Lista de Símbolos e Abreviaturas</b>	<b>vi</b>
<b>1 Introdução</b>	<b>1</b>
1.1 Objetivos . . . . .	3
1.2 Organização da dissertação . . . . .	4
<b>2 Revisão Bibliográfica</b>	<b>5</b>
2.1 Os veículos aéreos não tripulados . . . . .	5
2.2 O Quadrirotor . . . . .	6
2.2.1 Princípio de funcionamento . . . . .	7
2.3 Arquiteturas de Hardware e Software . . . . .	8
2.4 Sistemas de Controle . . . . .	11
<b>3 O veículo aéreo</b>	<b>14</b>
3.1 Arquitetura de Hardware e Software . . . . .	17
3.1.1 Estação Base . . . . .	20
3.1.2 Computador Embarcado . . . . .	23
<b>4 Modelagem e Controle</b>	<b>24</b>
4.1 Modelagem . . . . .	24
4.1.1 Modelo do atuador . . . . .	26
4.1.2 Dinâmica Rotacional . . . . .	28
4.1.3 Dinâmica Translacional . . . . .	30
4.2 Sistema de controle . . . . .	31
4.2.1 A implementação do controlador PID . . . . .	35
<b>5 Resultados</b>	<b>37</b>
5.1 Testes em bancada . . . . .	37
5.1.1 Testes com rolagem e arfagem . . . . .	37
5.1.2 Testes de altitude . . . . .	38
5.1.3 Testes com guinada . . . . .	40



5.2	Vôo Livre . . . . .	42
<b>6</b>	<b>Conclusões e Trabalhos Futuros</b>	<b>46</b>
6.1	Trabalhos Futuros . . . . .	46
6.2	Trabalhos publicados . . . . .	47
	<b>Referências Bibliográficas</b>	<b>48</b>
<b>A</b>	<b>Descrição dos efeitos aerodinâmicos</b>	<b>55</b>

---

# Lista de Figuras

---

1.1	Exemplo de um VANT do tipo Quadrirrotor. Imagem extraída do trabalho de Gurdan et al. (2007). . . . .	1
1.2	Gyroplane No. 1 - Primeiro relato de uma aeronave de quatro rotores. Foi construída pelos Irmãos Bréguet orientados pelo professor Richet. Imagem extraída de Bouabdallah (2007). . . . .	2
2.1	Primeiro VANT da história. Foi construído pelos norte americanos Lawrence e Sperry em 1916. [Nonami et al. 2010] . . . . .	5
2.2	Diagrama adaptado de Siegwart & Nourbakhsh (2004) . . . . .	6
2.3	Movimentos do Quadrirrotor. Quanto mais escuro, maior a velocidade do giro dos rotores. (a) Movimento ascendente vertical. (b) Guinada anti-horário. (c) Movimento de rolagem. (d) Movimento de arfagem. . . . .	7
2.4	Estrutura de testes usada por Ceren & Altug (2009). . . . .	9
2.5	Estrutura de testes detalhada em Lupashin et al. (2011). . . . .	10
2.6	Estratégia de controle em cascata para o Quadrirrotor. . . . .	12
3.1	Exemplo de um Veículo aéreo do tipo Quadrirrotor. . . . .	14
3.2	Esboço que mostra as dimensões físicas do veículo aéreo construído em milímetros. . . . .	15
3.3	Gráfico de pizza que mostra a distribuição de massas de acordo com a sua funcionalidade no VANT. . . . .	16
3.4	Arquitetura Mestre-Escravo adotada. Um microcontrolador é responsável pela aquisição dos dados do sensor inercial ( <i>Attitude and heading reference system - AHRS</i> ), um segundo pelo acionamento dos motores e por último, um terceiro para interfaceamento com um sonar. . . . .	18
3.5	Gráfico que mostra experimento envolvendo a aquisição de dados. . . . .	18
3.6	Onda gerada pelos microcontroladores para acionamento dos motores elétricos Brushless. O motor varia sua velocidade linearmente com a largura de pulso aplicada, de 1 a 2ms. O circuito implementado permite uma resolução de até 3000 pontos. . . . .	19
3.7	Hardware desenvolvido para aquisição dos dados dos sensores e acionamento dos motores. . . . .	19
3.8	Interface gráfica do software desenvolvido para a estação rádio base. . . . .	21
3.9	Diagrama de blocos referente a comunicação entre a estação base e o computador embarcado do Quadrirrotor. . . . .	21
3.10	Fluxograma que mostra detalhes dos do funcionamento da estação base. . . . .	22

3.11	Rede de Petri do acesso a regiões críticas. Nesse exemplo, a memória compartilhada I. . . . .	22
3.12	Fluxograma que mostra detalhes dos do funcionamento do computador embarcado. . . . .	23
4.1	Referenciais utilizados nesse trabalho. $\{o\}$ é o referencial inercial, enquanto que $\{q\}$ é o referencial fixo no robô. . . . .	24
4.2	Bancada construída para realizar ensaios experimentais para o levantamento do modelo do atuador. . . . .	26
4.3	Gráfico obtido a partir de ensaios experimentais que mostra a relação entre o sinal de controle aplicado no motor e o seu respectivo empuxo. . . .	27
4.4	Vista lateral simplificada do VANT. . . . .	29
4.5	Análise simplificada da distribuição das massas considerando massas pontuais. . . . .	30
4.6	Estratégia de controle em cascata para o Quadrirrotor. . . . .	31
4.7	Malha interna do controle. Principal objetivo desse trabalho. . . . .	32
4.8	Sinais de controle $\gamma_{13}, \gamma_{24}, \gamma_g$ e $\gamma_{alt}$ gerados em função dos controladores de rolagem, guinada, arfagem e altitude, respectivamente. . . . .	34
4.9	Os sinais de controle de cada motor são formados pela combinação da saída dos controladores de altitude e atitude seguindo a equação 4.40. . .	35
5.1	Resposta a mudança da referência e a perturbação do controlador de arfagem (pitch). . . . .	38
5.2	Resultado do controlador de arfagem (Pitch) na bancada com atrito reduzido. . . . .	39
5.3	Resultado do controlador de arfagem (Pitch) a perturbações nas iterações 1200, 1600, 2340 e 2915. Resultados foram obtidos em bancada com atrito reduzido. . . . .	39
5.4	Resultado do controlador de arfagem (Pitch) na bancada com atrito reduzido seguindo uma referência móvel. . . . .	40
5.5	Teste em bancada com a estabilização da altitude. . . . .	41
5.6	Resposta a mudança da referência do controlador de guinada (yaw). . . .	41
5.7	Resposta do controlador de guinada (yaw) com a bancada montada em ambiente externo. Perturbação constante devido ao vento no local. Perturbações maiores introduzidas nos instantes 2950 e 3950. . . . .	42
5.8	Resposta do controlador de guinada (Yaw) atuando junto ao controlador de altitude. O controlador foi ligado no instante 2850 e desligado no instante 4180. Durante esse intervalo percebe-se o bom desempenho do controlador. . . . .	43
5.9	Resposta do controlador de altitude atuando junto ao controlador de guinada. O veículo decolou por volta da iteração 2300 atingindo a referência e a seguindo junto com a mudança durante a iteração 4800. . . . .	43
5.10	Resposta do controlador de altitude durante o voo livre. . . . .	44
5.11	Resposta dos controladores de rolagem (roll) e arfagem (Pitch) durante o voo livre. . . . .	45

---

# Lista de Tabelas

---

2.1	Comparativo entre diversos tipos de VANT. A: Helicóptero Convencional, B: Rotor Axial, C: Rotores Coaxiais, D: Rotores Tandem, <b>E: Quadrirrotor</b> , F: Dirigível, G: Modelo-Pássaro, H: Modelo-Inseto. 1 = Ruim; 4 = Muito Bom. Adaptado de Bouabdallah et al. (2007). . . . .	8
2.2	Características da arquitetura de hardware e software de diversos projetos diferentes. Adaptada de Ilarslan et al. (2010) . . . . .	11
3.1	Itens do Quadrirrotor e suas respectivas massas. . . . .	16

---

# Lista de Símbolos e Abreviaturas

---

$A$	Área do disco imaginário formado pela hélice quando em movimento
$C_Q$	Coeficiente de torque
$C_T$	Coeficiente de empuxo
$F_i$	Força de empuxo produzida pelo $i$ -ésimo motor
$J_{xx}$	Momento de inercia em torno do eixo $x$ do robô
$J_{yy}$	Momento de inercia em torno do eixo $y$ do robô
$J_{zz}$	Momento de inercia em torno do eixo $z$ do robô
$Q$	Contra-torque
$R$	Raio da hélice
$\Omega_r$	Velocidade angular residual da hélice
$\Omega_r$	Efeito giroscópico da rotação da hélice
$\Phi$	Rolagem, referencial inercial, <i>roll</i>
$\Psi$	Guinada, referencial do robô, <i>yaw</i>
$\Theta$	Arfagem, referencial inercial, <i>pitch</i>
$\delta_i$	Sinal de controle aplicado ao $i$ -ésimo motor
$\delta_i$	Sinal de controle aplicado ao $i$ -ésimo motor
$\gamma_{13}$	Sinal de controle referente ao controlador de roll
$\gamma_{24}$	Sinal de controle referente ao controlador de pitch
$\gamma_{alt}$	Sinal de controle referente ao controlador de altitude
$\gamma_g$	Sinal de controle referente ao controlador de yaw
$\omega_i$	Velocidade angular da hélice do $i$ -ésimo motor
$\phi$	Rolagem, referencial do robô

$\psi$	Guinada, referencial inercial
$\rho$	Densidade do ar
$\tau$	Torque
$\theta$	Arfagem, referencial do robô
$\{o\}$	Referencial inercial
$\{q\}$	Referencial não inercial
$x, y, z$	Coordenadas do robô descritas em referencial inercial
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado

---

# Capítulo 1

## Introdução

---



Figura 1.1: Exemplo de um VANT do tipo Quadrrirrotor. Imagem extraída do trabalho de Gurdan et al. (2007).

Nos últimos anos, houve um rápido desenvolvimento de veículos aéreos não tripulados (VANT's), os quais vem sendo cada vez mais utilizados tanto em aplicações civis quanto militares. Tais veículos podem ser considerados como Robôs Aéreos [Michael et al. 2010].

As aplicações para robôs dessa natureza são inúmeras. Em especial, podemos destacar as tarefas de supervisão de ambientes de difícil acesso ou perigosos a seres humanos. A indústria do petróleo, por exemplo, está repleta de cenários como estes. Dutos, reservatórios entre outras instalações precisam ser periodicamente vistoriadas com o objetivo de realizar etapas da manutenção preventiva da área, que consiste em detectar componentes que apresentem um alto grau de desgaste ou até mesmo falhas.

Em ambientes como este, o robô não precisa cobrir uma grande área, mas sim ter um alto grau de mobilidade e principalmente ser capaz de realizar voos pairados utilizando câmeras para a inspeção enquanto realiza manobras para desviar de obstáculos.

Podemos encontrar na literatura diversos tipos diferentes de VANT's cada um com suas características específicas. O helicóptero Quadrirrotor foi classificado em Bouabdallah (2007) na classe das aeronaves que são mais pesadas do que o ar e com múltiplos rotores (4 rotores). Este tipo de aeronave é capaz de fazer decolagens e pousos verticais bem como pairar em uma determinada posição a uma determinada altitude. Além dessas características, seu alto grau de mobilidade e simplicidade mecânica o torna apto a realizar tais tarefas de supervisão. Na figura 1.1 pode ser observado um exemplar desse tipo helicóptero.

Esse conceito de aeronave não é novo. Em 1907 os Irmãos Bréguet orientados pelo professor Richet construíram uma aeronave chamada *Gyroplane No.1*. O veículo, que pode ser visto na figura 1.2 se sustentou no ar por menos de um minuto e atingiu cerca de um metro e meio de altura. Esse é o primeiro relato de uma aeronave de quatro rotores [Leishman 2002].

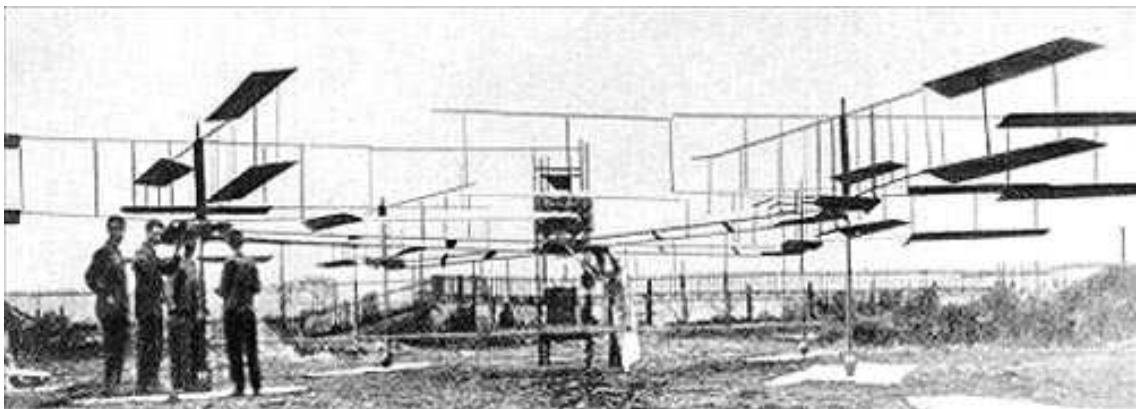


Figura 1.2: Gyroplane No. 1 - Primeiro relato de uma aeronave de quatro rotores. Foi construída pelos Irmãos Bréguet orientados pelo professor Richet. Imagem extraída de Bouabdallah (2007).

Desde os trabalhos que abordam controladores complexos tais como [Diao et al. 2011], [Colorado et al. 2010], [Coza & Macnab 2006], [Madani & Benallegue 2007] até estudos de arquitetura de hardware e software [Bhave et al. 2011], [Ilarslan et al. 2011], ou localização e mapeamento simultâneos de ambientes [Ghadiok et al. 2011], [Grzonka et al. 2012], o Quadrirrotor vem se consolidando como plataforma padrão em trabalhos envolvendo robótica aérea. Mahony et al. (2012a) afirma que da mesma forma que robôs com rodas surgiram como plataforma para estudo da robótica móvel na década de 90, o Quadrirrotor está emergindo como plataforma padrão para a pesquisa de mobilidade e percepção tri-dimensional. Isso porque esse tipo de veículo é uma das plataformas mais flexíveis no campo da robótica aérea.

Os desafios dessa área são inúmeros. As soluções clássicas em robótica para os problemas de sensoriamento, planejamento, localização e mapeamento devem ser revistas quando defrontados com um ambiente tri-dimensional seja ele *indoor* ou *outdoor*. Além disso, a complexidade é incrementada quando incluímos os problemas de engenharia impostos pelas limitações de tamanho e peso dos veículos aéreos. Dois grandes problemas



podem ser apontados que dificultam uma difusão da robótica aérea por meio desse tipo de VANT:

- **Tempo de voo:** Praticamente todos os protótipos de Quadricópteros descritos na literatura utilizam motores elétricos e, conseqüentemente, necessitam de baterias como principal fonte de energia. Entretanto, nas tecnologias encontradas nas baterias atualmente, a relação quantidade de carga armazenada pela massa é ainda muito pequena [Huggins 2008]. Sendo assim, para alimentar motores que consigam produzir um grande empuxo, enormes baterias deveriam ser utilizadas, tornando a aeronave muito pesada. Os projetistas optam então por desenvolver protótipos que utilizam motores mais leves, com um empuxo limitado, mas que são alimentados por baterias leves. Essas baterias porém, dão uma autonomia média de 15 minutos. Com esse tempo de voo, o grau de aplicabilidade do Quadricóptero em tarefas de supervisão torna-se extremamente limitado.
- **Carga útil:** Na tentativa de maximizar o tempo de voo, os projetistas dos Quadricópteros encontrados na literatura optam por desenvolver robôs extremamente leves, com motores que consomem muito pouco e conseqüentemente, possuem um empuxo muito pequeno. Sendo assim, as aeronaves possuem uma carga útil baixa, ou seja, uma baixa capacidade de carga extra, na ordem de poucas centenas de gramas. Isso implica diretamente na quantidade de eletrônica, de sensores e computadores que pode ser embarcada, o que limita a atuação do robô em tarefas mais complexas.

## 1.1 Objetivos

Este trabalho faz parte de um projeto maior denominado SACI - Sistema Avançado de Supervisão, Inspeção e Diagnóstico de Sistemas Elétricos: Geração, Transmissão e Distribuição. Trata-se de um projeto que visa desenvolver arquiteturas de hardware e software que possam monitorar, realizar diagnósticos e prognósticos da vida útil de equipamentos do sistema elétrico de potência, mais precisamente, condutores dedicados a geração, distribuição baseada em redes de sensores móveis composta por robôs móveis de inspeção aérea e subterrânea.

O objetivo desse trabalho é desenvolver um Quadricóptero com as características que o tornem apto a atuar em tais tarefas de supervisão aéreas. Para isso, alguns critérios devem ser atendidos:

- **Carga útil:** Viu-se que os sensores necessários para as tarefas da aplicação exigiam um VANT capaz de erguer uma quantidade de massa considerada alta para VANTS de pequeno porte. Além disso, para que o robô tivesse a capacidade de ser o mais autônomo possível era necessário uma maior despesa com eletrônica embarcada. Logo, definiu-se que o projeto do VANT deveria considerar uma carga extra de cerca de 1000g.
- **Dimensão:** Decidiu-se que, para simplificar o projeto e diminuir os custos de construção, o VANT a ser construído deverá ser de pequeno porte, cerca de 1 metro quadrado de área.

- Tempo de voo: O critério sacrificado foi o tempo de voo. Como trata-se de um protótipo inicial, ele deve ser capaz apenas de sustentar no ar por tempo suficiente para testar todas as funcionalidades desenvolvidas. Optou-se por estimar o tempo requerido em ao menos 5min

O controle de estabilização de atitude deve ser implementado assim como o controle de altitude.

## 1.2 Organização da dissertação

O capítulo 2 apresenta uma breve revisão da literatura a respeito aos veículos aéreos não tripulados, aos Quadrrrotores propriamente ditos bem como a arquiteturas de hardware e software encontradas e, por último, os sistemas de controle utilizados. Detalhes sobre o VANT desenvolvido e a descrição da sua arquitetura de hardware e software são descritos no capítulo 3. O modelo matemático e a estratégia de controle são abordados no capítulo 4. Resultados experimentais são mostrados no capítulo 5, enquanto que o capítulo 6 trata de apresentar conclusões e propor trabalhos futuros.

---

## Capítulo 2

# Revisão Bibliográfica

---

Este capítulo tem como objetivo dar uma visão geral do que a literatura apresenta em relação aos veículos aéreos não tripulados, em especial ao Quadrirrotor. É feita também uma revisão bibliográfica com relação as arquiteturas de hardware e software e de sistemas de controle utilizadas pelos protótipos da literatura.

### 2.1 Os veículos aéreos não tripulados



Figura 2.1: Primeiro VANT da história. Foi construído pelos norte americanos Lawrence e Sperry em 1916. [Nonami et al. 2010]

Também referenciados como UAVs, do inglês Unmanned Aerial Vehicle, ou seja, veículos aéreos não tripulados, são definidos por Nonami et al. (2010) como aeronaves que

não necessitam de um ser humano a bordo para pilota-lá. O primeiro relato desse conceito de aeronave data de 1916. Construído pelos norte americanos Lawrence e Sperry (ver figura 2.1, o veículo voou por mais cerca de 48Km e foi batizado como "torpedo-avião". Graças à imaturidade técnica da época, o conceito de uma aeronave sem piloto não foi usado em nenhuma das duas grandes guerras mundiais.

Essa classe de aeronaves possui uma vasta aplicabilidade tanto no campo civil quanto militar incluindo tarefas de supervisão e manutenção, transporte aéreo, além de buscas e resgate.

Na busca de aumentar atributos como o tempo de voo e a carga útil em VANTS, diversas configurações surgiram com diferentes tamanhos, capacidades e tempos de voo distintos. Segundo Nonami et al. (2010) e Bouabdallah, Murrieri & Siegwart (2004), os VANTS podem ser classificados quanto ao tipo de sustentação em (ver figura 2.2):

- Asa fixa: Utilizam-se asas fixas em relação à estrutura da aeronave para se sustentar no ar. Geralmente, ou necessitam de uma catapulta para serem lançados ao ar ou de uma longa pista tanto para decolagem quanto para pouso. Voam a altas velocidades cobrindo grandes distâncias.
- Asa rotativa: Se destacam pela capacidade de decolagem e pouso vertical. São também chamados na literatura como VTOL, *Vertical Take off and landing*. Possuem uma alta manobrabilidade quando comparados às aeronaves de asas fixas além de possuírem a capacidade de pairar. Se dividem quanto a distribuição dos motores de propulsão: Rotor principal e rotor na cauda; Rotor Coaxial; Rotores Tandem; Multi-rotores.
- Balões e dirigíveis, são grandes aeronaves mais leves do que o ar que podem cobrir uma vasta área a uma baixa velocidade.
- Flapping - Asa móvel - Utilizados principalmente para fins de pesquisa, possuem asas móveis inspiradas por insetos.

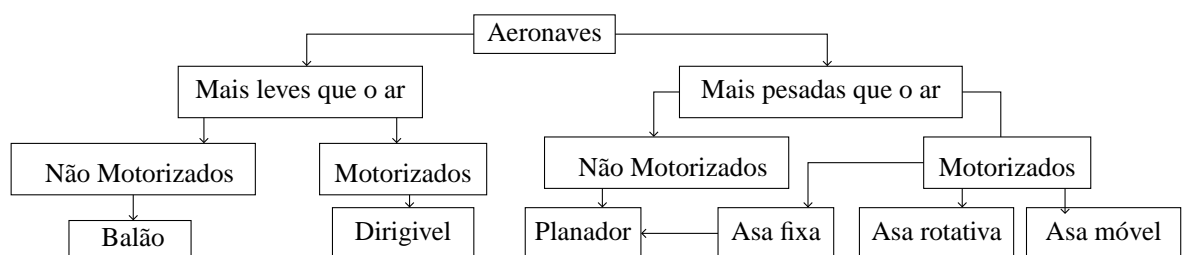


Figura 2.2: Diagrama adaptado de Siegwart & Nourbakhsh (2004)

## 2.2 O Quadrirrotor

O Quadrirrotor é classificado como uma aeronave mais pesada do que o ar, de quatro rotores. Um exemplo desse tipo de VANT pode ser visto na figura 1.1.

### 2.2.1 Princípio de funcionamento

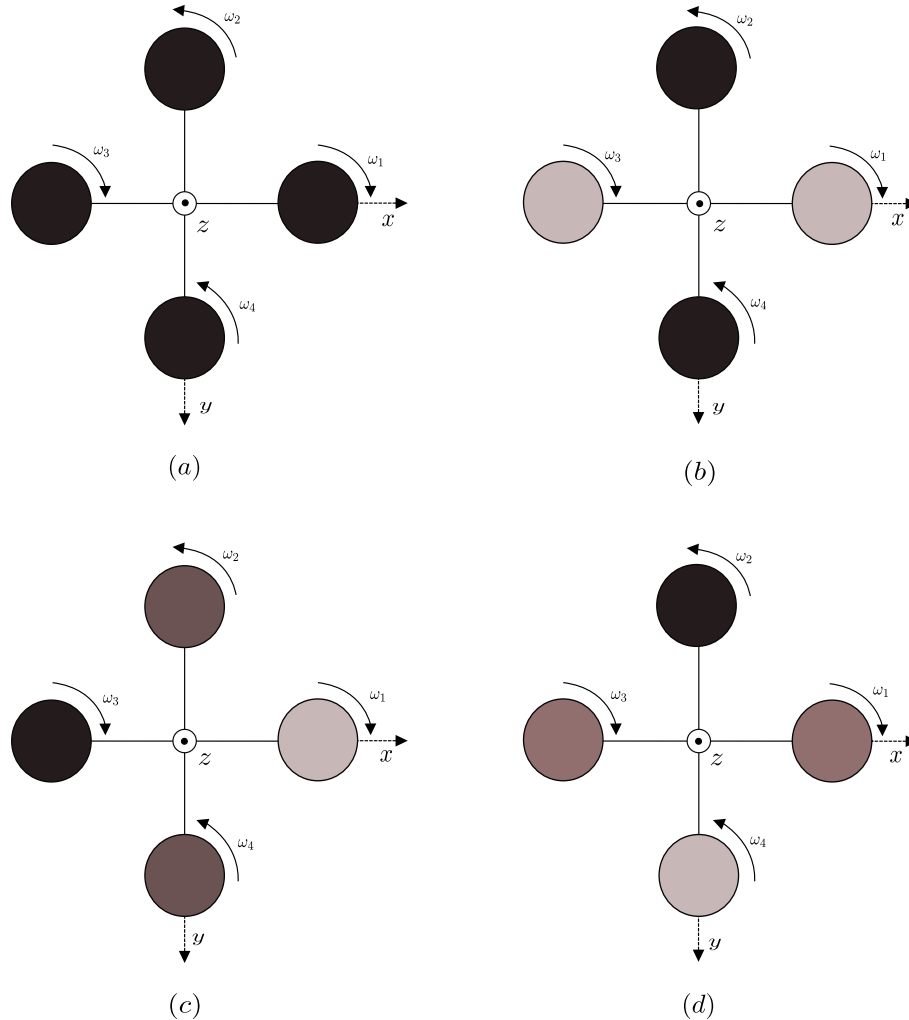


Figura 2.3: Movimentos do Quadrirrotor. Quanto mais escuro, maior a velocidade do giro dos rotores. (a) Movimento ascendente vertical. (b) Guinada anti-horário. (c) Movimento de rolagem. (d) Movimento de arfagem.

Para ganhar (perder) altitude, basta um aumento (diminuição) proporcional das velocidades dos rotores, conforme mostrado na figura 2.3(a). Um par de rotores opostos gira no sentido horário enquanto que o outro par gira no sentido anti-horário equilibrando o momento angular. Assim, para produzir o movimento de guinada em torno do eixo Z (yaw) é necessário diminuir proporcionalmente a velocidade dos rotores 1 e 3 e aumentar correspondentemente a velocidade nos rotores 2 e 4 ou vice-versa. Desta forma, o empuxo ascendente é mantido enquanto que um torque diferencial é gerado, produzindo a guinada conforme mostrado na figura 2.3(b). Para produzir rotações em torno dos eixos X e Y, rolagem (roll) e arfagem (pitch) respectivamente, basta aumentar a velocidade de um rotor diminuindo proporcionalmente a velocidade do seu par oposto. Desta forma gera-se um torque diferencial que produz as inclinações desejadas. Ver figuras 2.3(c) e

Tabela 2.1: Comparativo entre diversos tipos de VANT. A: Helicóptero Convencional, B: Rotor Axial, C: Rotores Coaxiais, D: Rotores Tandem, **E: Quadrirrotor**, F: Dirigível, G: Modelo-Pássaro, H: Modelo-Inseto. 1 = Ruim; 4 = Muito Bom. Adaptado de Bouabdallah et al. (2007).

Atributo	A	B	C	D	<b>E</b>	F	G	H
Custo Energético	2	2	2	2	<b>1</b>	4	3	3
Custo de Controle	1	1	4	2	<b>3</b>	3	2	1
Payload/Volume	2	2	4	3	<b>3</b>	1	2	1
Manobrabilidade	4	3	2	2	<b>3</b>	1	3	3
Complexidade Aerodinâmica	1	1	1	1	<b>4</b>	3	1	1
Vôo em baixa velocidade	4	3	4	3	<b>4</b>	4	2	2
Vôo em alta velocidade	2	4	1	2	<b>3</b>	1	3	3
Miniaturização	2	3	4	2	<b>3</b>	1	2	4
Vôo Estacionário	4	4	4	4	<b>4</b>	3	1	2

(d). Tendo um ângulo de rolagem ou arfagem definido, surge uma componente horizontal do empuxo que é responsável pelo deslocamento do veículo ao longo dos eixos X e Y do mundo.

Em Bouabdallah et al. (2007), encontramos uma extensa comparação do Quadrirrotor com outros VANTs sob diversos parâmetros tais como custos energéticos e econômicos, manobrabilidade, complexidade aerodinâmica, etc. Tal comparativo pode ser visualizado na tabela 2.1. Este tipo de aeronave é capaz de fazer decolagens e pousos verticais bem como pairar em uma determinada posição a uma determinada altitude. Além dessas características, seu alto grau de mobilidade e simplicidade mecânica o tornam uma ótima opção para a pesquisa de robótica aérea [Michael et al. 2010].

## 2.3 Arquiteturas de Hardware e Software

Um dos primeiros trabalhos que abordavam a implementação de um Quadrirrotor como um veículo aéreo não tripulado foi feito por Altug et al. (2002). Nele foi apresentada a proposta de controle para esse tipo de aeronave usando um sistema de visão computacional como sensor principal. Esse sistema consistia em uma câmera posicionada em uma estrutura fora do robô. O sistema de visão era capaz de calcular a posição e orientação do robô utilizando processamento da imagem a partir de extração de características. Em Altug et al. (2003) e Altug & Taylor (2004) observa-se a evolução do trabalho graças à integração de mais câmeras atuantes no processo de estimação da posição e orientação do robô inclusive embarcando uma delas no robô.

Por exigirem um alto custo computacional, todo o processamento relacionado às câmeras e cálculo dos sinais de controle, era feita por um computador chamado de estação rádio base. O veículo aéreo, geralmente muito leve, possuía apenas sistemas eletrônicos embarcados mínimos necessários para adquirir os dados dos sensores, enviá-los à estação rádio base que vai processá-los e em seguida, enviar os devidos sinais de controle



Figura 2.4: Estrutura de testes usada por Ceren & Altug (2009).

via rádio para os atuadores do robô [Michael et al. 2010]. Na figura 2.4, podemos ver a estrutura de testes usada por Ceren & Altug (2009). O veículo aéreo, por medidas de segurança, teve seus movimentos limitados. Ele é livre para rotacionar na guinada,  $\pm 20^\circ$  na rolagem e na arfagem, e subir de 0 até 2 metros de altitude. Na imagem também é possível ver o computador, externo ao robô, responsável por toda a parte computacional. As marcas visuais, usadas no sistema visual também são visíveis na base da estrutura.

Diversos trabalhos seguiram essa abordagem tais como Guenard et al. (2008), Michael et al. (2010), Lupashin et al. (2010) entre outros. Podemos destacar o trabalho de Lupashin et al. (2011), onde observam-se detalhes de uma arena, especialmente construída para realizar testes de forma segura. A figura 2.5 mostra um esboço do ambiente construído para os testes. Trata-se de um cubo de vidro reforçado de  $10m^3$ . Além disso, redes de proteção e um pavimento especial foram projetados para proteger os usuários e os robôs em caso de acidente. Um sistema de visão [Vicon 2011], formado por 8 câmeras que são distribuídas em torno do teto da arena e proveem pose e orientação das aeronaves a uma taxa de 200 Hz e uma latência de 10ms.

Essa abordagem permite a construção de veículos leves, com menos de 1Kg de massa, com uma capacidade de carga útil de até 300g em média [Pounds & Mahony 2009a]. Assim, pela pouca eletrônica e poder computacional que pode ser embarcado, o grau de



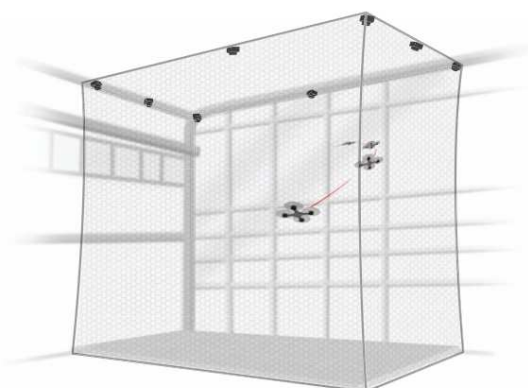


Figura 2.5: Estrutura de testes detalhada em Lupashin et al. (2011).

autonomia do sistema é muito baixo, já que isso implica diretamente na forte dependência da estação rádio base e do ambiente estruturado necessário ao sistema de visão. Além disso, encontramos na literatura relatos de problemas relacionados a grande largura de banda necessária à troca dos dados entre o robô e a estação base para o correto funcionamento do sistema [Nikolakopoulos et al. 2010]. Essa abordagem é então muito utilizada para estudo de técnicas de controle diversas além de estudos de cooperação entre robôs onde ambientes indoor e estruturados podem ser justificados [Michael et al. 2010].

Erginer & Altug (2007), apesar de ainda manterem a câmera como principal sensor, já destacam a necessidade do uso de outros sensores tais como o GPS <sup>1</sup> e IMU <sup>2</sup> embarcados no robô. A IMU trata-se de um hardware microcontrolado responsável pelo interfaceamento e integração de dados providos de girômetros, acelerômetros e magnetômetros. Com o avanço nos processadores de baixo consumo energético, bem como o aperfeiçoamento dos sensores inerciais destacado por Bouabdallah et al. (2007), foi possível embarcar mais eletrônica nos Quadrirotóres. Na literatura, encontramos o termo atitude para designar a medida dos ângulos de rolagem, arfagem e guinada do robô em função de um referencial inercial. Entretanto, esses valores angulares não são disponibilizados diretamente por nenhum sensor. Diversos trabalhos tais como Yongliang et al. (2008), Suh (2003), Sanca et al. (2011), e Abeywardena & Munasinghe (2010) se dedicam a estimar a atitude do robô por meio de filtro de Kalman Estendido a partir dos dados brutos vindos da IMU. Por meio de técnicas desse tipo é possível ter uma mais precisa estimação da atitude o que torna os robôs independentes quando comparados aos que necessitam de um sistema de câmeras para a estimação da atitude, como por exemplo em [Lupashin et al. 2010]. Lim et al. (2012) relatam outros tipos de filtros utilizados na estimação de atitude. Eles foram comparados assim como o EKF com um robusto sistema de visão. Os resultados mostram que a estimação pode ser considerada precisa e confiável.

Torna-se clara na literatura uma segunda abordagem implementacional onde o objetivo é centralizar todo o processamento no próprio robô, ou seja, o mesmo deve ser dotado de sistemas eletrônicos embarcados que possibilitem a implementação de algoritmos de

<sup>1</sup>GPS - *Global Positioning System* - Sistema de Posicionamento Global

<sup>2</sup>IMU - *Inertial Measurement Unit* - Unidade de Medida Inercial



Tabela 2.2: Características da arquitetura de hardware e software de diversos projetos diferentes. Adaptada de Ilarslan et al. (2010)

Project	Fabricante	BUS	Nav	Comm	Ext.Sensors	Battery	Main Topic
[Soumelidis et al. 2008]	Phytec MPC555	Can	Crossbow MNAV	PAN	Ultrasonic	11.1 4Ah	Development Platform
[Hoffmann et al. 2007]	Stargate and Robostix	Serial	Microstrain 3DMG,GPS	WLAN	Ultrasonic, Video, Laser	4200mAh	Controle
[Bouabdallah et al. 2007]	Kontron X-Board	I2c,RS232 USB	Xsens AHRS	WLAN, Video RC,Bluetooth	Ultrasonic	11V 3.3Ah	Miniature
[Moir & Allan 2006]	Stargate	RS232	Crossbow MNAV100	WLAN,RC	-	-	COTS Based Open Source
[Jang 2006]	COTS	CAN,Serial	CSIRO Eimu IMU	Bluetooth Telemetry	Camera	120Wh	Large (5kg) Quadrotor
[Pounds & Mahony 2009b]	Gumstix	Serial	Crossbow MNAV100CA	Telemetry	Camera	-	Visual Navigation
[Kendoul & Nonami 2009]	Kontron, J-rex PM	Serial	Kestrel Autopilot	WLAN	Camera	50Wh	UAV Challenge
[Erdos & Watkins 2008]	Real Time Devices USA	PC-104	COTS	WLAN	GPS	Engine Powered	Autonomous Aircraft
[Hall 2001]	SBC x86 PC	PC-104,Serial	Honeywell HG 1700	-	GPS	Engine Powered	Testbed Aircraft
[Evans et al. 2001]	Geode GX1	PC-104	Crossbow VG400CC200	WLAN,RC	Ultrasonic Camera,GPS Baro, Video	Engine Powered	UAV Helicopter

sensoriamento, estabilização e navegação. Um enlace de rádio geralmente é utilizado para enviar dados de telemetria básicos. A presença de uma estação rádio base então, nada mais é do que uma interface homem-maquina de visualização de dados relacionados ao robô e a missão que lhe foi passada [Fowers et al. 2007].

As vantagens da primeira abordagem em relação à segunda residem na maior simplicidade do robô propriamente dito, já que a eletrônica embarcada é mais simples do que a necessária para cumprir todos os requisitos impostos pelos algoritmos de controle e navegação. Em compensação, o grau de autonomia que o robô da segunda abordagem possui em relação à primeira é bem maior.

A arquitetura de hardware e software dos protótipos encontrada na literatura, também referenciada como aviônica, varia, dependendo de como os trabalhos se enquadram, em uma das abordagens apresentadas. Ilarslan et al. (2010) apresentam uma proposta generalista para arquiteturas de VANTs que é baseada em redes computacionais de tempo real. Tal modelo é chamado de IMA e é aplicada a aeronaves comerciais de grande porte. Esse mesmo trabalho também constata a pouca ênfase dada a estudos específicos envolvendo arquiteturas de VANTS. De fato, a singularidade com que cada grupo de pesquisa trata sua arquitetura é notável.

A tabela 2.3 mostra características de diversos projetos diferentes.

## 2.4 Sistemas de Controle

Como foi observado na tabela 2.1, o Quadrrrotor é um tipo de veículo aéreo que possui uma complexidade relacionada ao controle bem menor do que outros VANT como um helicóptero tradicional. Entretanto, como as hélices e motores por exemplo, não são exatamente iguais, mesmo que os motores estejam recebendo as mesmas referências de velocidade, o empuxo produzido pelo sistema hélice-rotor é diferente. Sendo assim, o sistema é naturalmente instável. Além disso, podemos dizer que o Quadrrrotor é um sistema

subatuado, já que temos 4 variáveis de entrada (velocidade dos quatro motores) e seis de saída ( $x$ ,  $y$ ,  $z$ , rolagem, arfagem, guinada) sem falar nos acoplamentos das variáveis e das não linearidades referentes a aerodinâmica, acionamentos, etc [Bouabdallah 2007].

Projetar um único controlador que consiga tratar todas essas circunstâncias é uma tarefa extremamente complicada [Orsag & Bogdan 2009]. Na literatura, uma abordagem de controle em cascata é apresentada como alternativa para driblar essas dificuldades [Bouabdallah & Siegwart 2007], [Michael et al. 2010], [Kottenstette & Porter 2009], [Orsag et al. 2010]. O diagrama de blocos da figura 2.6 mostra esse esquema.

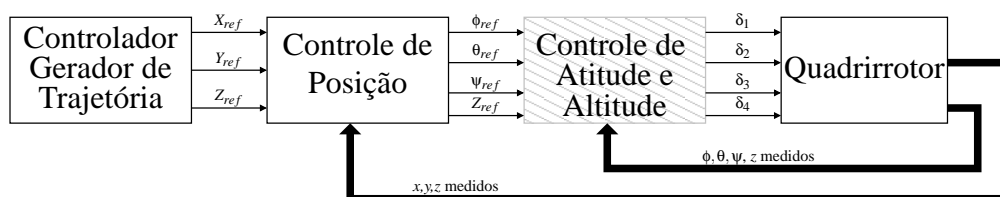


Figura 2.6: Estratégia de controle em cascata para o Quadrrirrotor.

Nesta estratégia, a malha interna (bloco hachurado) é responsável pela estabilização do sistema em uma determinada orientação e altitude de referência, ou seja, tem como objetivo somente levar o veículo a um determinado ângulo de rolagem, guinada e arfagem, mantendo a sua altitude. O controlador da malha interna então, gera os sinais de entrada para cada um dos quatro motores do robô baseado nos ângulos de orientação e na altura medidos.

Já a malha externa tem como objetivo gerar referências angulares e de altitude para a malha interna possibilitando a navegação. Assim, seu objetivo é posicionar o veículo num determinado ponto  $X, Y, Z$  do mundo. Essas referências por sua vez, devem ser geradas em uma camada mais acima, por um software responsável pela geração da trajetória de acordo com a missão de supervisão que o robô deve realizar.

Mesmo em tantos trabalhos utilizando uma abordagem semelhante, encontramos uma rica variedade de estudos de controladores diferentes aplicados ao Quadrrirrotor. Enquanto que Hamel et al. (2002) propõe uma modelagem e uma estratégia de controle baseada no *Backstepping*, Zul Azfar & Hazry (2011) por exemplo, defendem uma simples abordagem com controladores do tipo PID.

Bouabdallah (2007) traz muitas contribuições para a análise e projeto de veículos desse tipo, a modelagem dinâmica e pela abordagem de técnicas de controladores não lineares. Esse trabalho sintetiza todos os controladores testados por ele, tais como PD, PID, Controle ótimo, Sliding Mode, Backstepping. Podemos destacar em seu trabalho dois controladores específicos que foram testados em um robô real. Um PID, que mesmo possuindo uma implementação simples, apresentou bons resultados com relativa facilidade de sintonia. O controlador que obteve os melhores resultados inclusive após teste em um robô real foi um *Integral Backstepping* desenvolvido pelo autor e melhor explicado por Bouabdallah & Siegwart (2007).

Vários trabalhos são encontrados na literatura que comparam o desempenho de controladores diferentes como em [Bouabdallah, Noth & Siegwart 2004], onde mostra-se que

tanto com controladores como o PID quanto com um Linear Quadrático (LQ) obtêm-se bons resultados. Entretanto, para fins específicos como por exemplo lidar com a instabilidade gerada pela turbulência em baixas altitudes, controladores mais complexos são necessários. Waslander et al. (2005) relatam que nessa citação específica, controladores tradicionais não conseguiram estabilizar o veículo de forma devida. Um controlador Sliding Mode Integral foi desenvolvido e comparado com resultados obtidos a partir de técnicas de aprendizagem por reforço. Ambos os controladores conseguem melhores resultados para tais circunstâncias.

Mokhtari & Benallegue (2004) por sua vez, apresentam um modelo não linear do Quadrrorotor e um controlador baseado em um observador de estados. Ele afirmou que o controlador não foi robusto o suficiente para ser usado em tarefas de pouso e decolagem. Sendo assim, propôs controladores robustos como o  $GH_{\infty}$ , posteriormente implementado por Mokhtari et al. (2005).

Outros trabalhos se destacam pela inovação, com controladores baseados em redes neurais como os apresentados por Dunfied et al. (2004), Zairi & Hazry (2011), Bouhali & Boudjedir (2011) ou pela implementação de estratégias para realização de manobras acrobáticas [Lupashin et al. 2010, Michael et al. 2010].

---

## Capítulo 3

### O veículo aéreo

---

Este capítulo tem como objetivo mostrar detalhes com relação ao projeto e implementação do veículo aéreo desenvolvido além da arquitetura de software e hardware utilizada.



Figura 3.1: Exemplo de um Veículo aéreo do tipo Quadrirrotor.

Para cumprir os requisitos estabelecidos, foi desenvolvido um veículo para comportar uma carga útil de até 2.0Kg extra, suficiente para carregar uma câmera, um computador embarcado com razoável capacidade de processamento e sensores auxiliares.

O empuxo máximo produzido pelo sistema é capaz de sustentar 7,2Kg. O robô tem 3Kg de massa. Com o esquema de propulsão adotado é possível transportar uma carga útil de até 2Kg por até 10 minutos. Este sistema pode ser visto na figura 3.1.

O protótipo foi construído utilizando itens disponíveis no mercado, os chamados COTS - *Commercially available Off-The-Shelf*. Todos os motores utilizados são elétricos do tipo *Brushless*, ou seja, sem escovas, produzidos especialmente para aeromodelos.

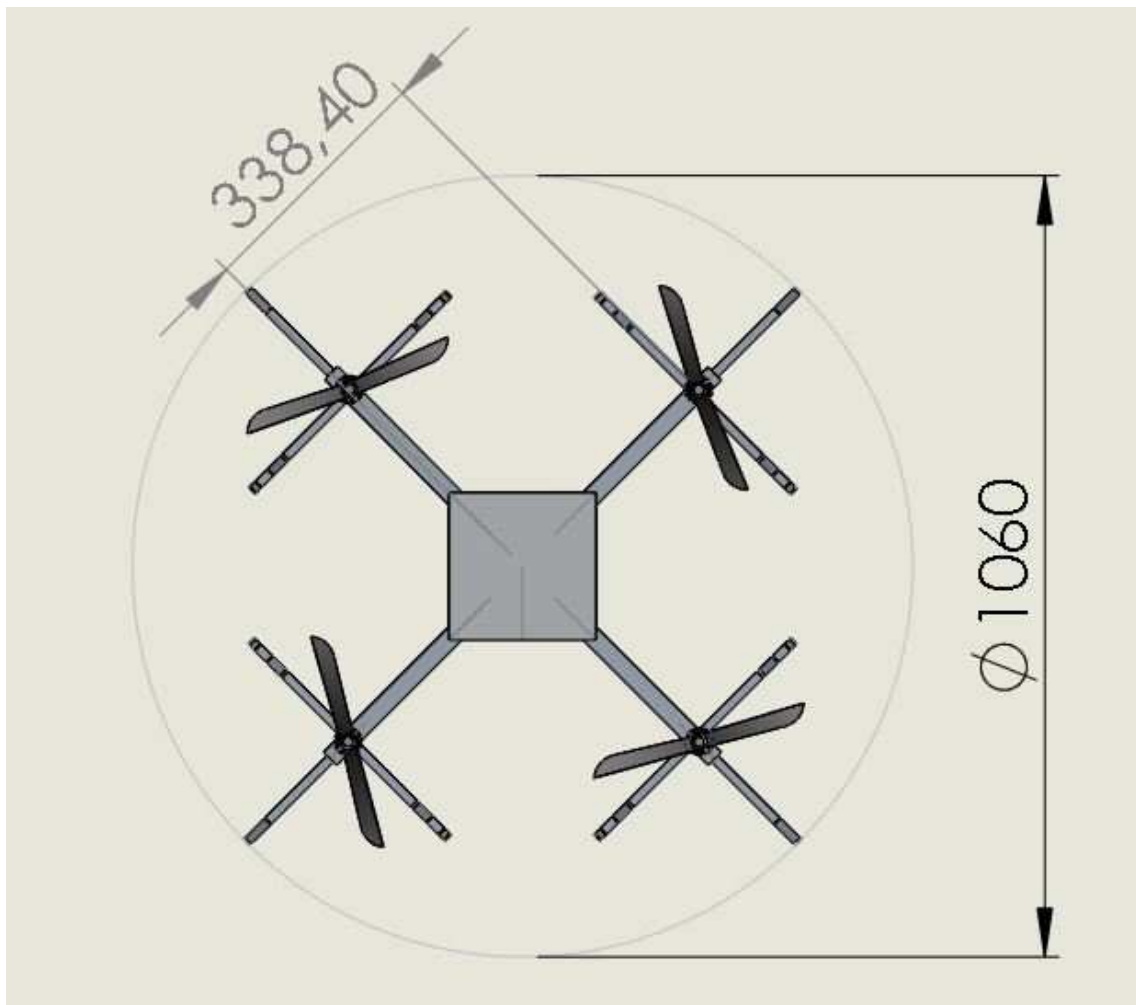


Figura 3.2: Esboço que mostra as dimensões físicas do veículo aéreo construído em milímetros.

Esse tipo de motor introduz uma confiabilidade mais elevada, ruído reduzido além de uma vida útil mais longa [Murray et al. 1997]. Para o acionamento, utilizou-se um controlador eletrônico de velocidade, *ESC - Eletronic Speed Control*, o qual é um hardware que recebe um sinal PWM  $\delta$  como referência e gera as ondas trifásicas necessárias ao acionamento desse tipo de motor. Com esse motor acoplado a uma hélice de 12 polegadas atingiu-se um empuxo máximo de até 20N, totalizando 80N quando consideramos os quatro motores que formam o conjunto. A alimentação dos motores se dá através de dois conjuntos de baterias de polímero de lítio de 14.8V com 4 células cada.

A estrutura física do VANT foi construída em alumínio e ocupa uma área de aproximadamente  $1,15m^2$  como pode ser visto na figura 3.2.

A tabela apresenta os diversos componentes do robô e suas respectivas massas.

A figura 3.3 mostra um gráfico de pizza que relaciona a distribuição das massas do VANT construído em relação a sua funcionalidade. Apenas a estrutura física, confecção-

Tabela 3.1: Itens do Quadricóptero e suas respectivas massas.

Item	Massa	Qtde	Total
Estrutura	1500g	1	1500g
Motores	152 g	4	608g
ESC	56g	4	224g
Helices	23g	4	92g
Bateria	470g	2	940g
Eletrônica	150g	1	150g
Computador	850g	1	850g
Cabos e presilhas	180g	1	180g
<b>Total:</b>			<b>4544g</b>



Figura 3.3: Gráfico de pizza que mostra a distribuição de massas de acordo com a sua funcionalidade no VANT.

nada em alumínio, corresponde a cerca de 37% da massa do robô. Os sistemas eletrônicos correspondem a cerca de 22% da massa do protótipo, cerca de 1000g. Entretanto, apenas o computador embarcado utilizado, um netbook, possui uma massa de 850g, que corresponde a 85%. As baterias correspondem atualmente a cerca de 21% da massa total do robô.

Espera-se que com a evolução da tecnologia do polímero de lítio, baterias com uma maior densidade energética devam surgir e com isso, aumentar o tempo de voo do VANT ou a possibilidade de embarcar carga útil. O mesmo raciocínio pode ser expandido para os demais componentes. Existem hoje no mercado computadores embarcados com cerca de metade da massa utilizada no momento. Além disso, o poder de processamento é cerca de três vezes superior. Em relação à estrutura física, a literatura sugere o uso de fibra de carbono por ser mais leve e resistente do que o alumínio. Com essas possíveis melhorias,



ou a carga útil payload ou o tempo de voo poderia ser expandido.

Na literatura existem poucos relatos de Quadrirrotores com grande capacidade de carga. No trabalho de Pounds et al. (2010), encontramos a descrição de um Quadrirrotor classificado pelo mesmo como de grande porte. Na verdade, suas dimensões não são tão grandes. O robô construído tem menos de  $1m^2$  de tamanho. Ele é considerado de grande porte pela massa envolvida. Com  $4Kg$  de massa e um tempo de voo de 11 minutos, o robô *X-4 Flyer* é o único exemplar encontrado na literatura que se assemelha com o protótipo desenvolvido ao longo desse trabalho. Ele possui  $59N$  de empuxo máximo e possui hélices especialmente projetadas para veículos com tais características [Pounds et al. 2009]. Sua capacidade de carga é de até  $1Kg$  de massa que para veículos aéreo dessa natureza, pode ser considerada uma grande capacidade de carga [Pounds et al. 2009].

### 3.1 Arquitetura de Hardware e Software

A arquitetura de hardware e software que foi adotada no protótipo desenvolvido é baseada no paradigma Mestre-Escravo, e utiliza um barramento USB padrão como interface de comunicação [Maranhão & Alsina 2009].

O mestre do barramento é um computador embarcado executando o sistema operacional Ubuntu Linux, conectado a diversos microcontroladores escravos através do barramento USB. Esta arquitetura foi concebida de tal forma que novos microcontroladores podem ser inseridos de forma modular, agregando funcionalidades ao robô. O diagrama de blocos da figura 3.4 ilustra a arquitetura adotada.

Por afinidade em relação a técnicas de programação e a disponibilidade de uma interface USB, o microcontrolador escolhido para compor o robô foi o PIC 18f2550 que é fabricado pela Microchip.

Um dos microcontroladores, referenciado na figura 3.4 como "Microcontrolador 1", foi utilizado para atuar exclusivamente como interface entre o computador embarcado e um sensor do tipo AHRS - *Attitude and heading reference system* - Sensor de atitude e orientação. Formado por girômetros, acelerômetros e magnetômetros, esse tipo de sensor provê, por meio de uma interface serial, os ângulos de rolagem, arfagem e guinada medidos em relação a um referencial inercial. O sensor é composto por três conjuntos de cada um dos sensores, provendo acelerações, velocidades angulares e uma referência em relação ao norte magnético ao longo dos três eixos. Por meio de técnicas de fusão sensorial, descritos no manual do fabricante e em diversos outros trabalhos encontrados na literatura, um microcontrolador é responsável por estimar a orientação e atitude do sensor a partir dos dados brutos desses três sensores através de um Filtro de Kalman Estendido [Yongliang et al. 2008], [Suh 2003], [Abeywardena & Munasinghe 2010].

Por ser de suma importância para o sistema de controle de estabilização do veículo, optou-se por deixar esse microcontrolador responsável somente por essa função de interfaceamento. Ele recebe os dados do sensor através de uma interface serial, e disponibiliza através do barramento USB ao computador embarcado. A figura 3.5 mostra um experimento de 1000 iterações. Em cada uma delas, foram utilizadas funções específicas do kernel do sistema operacional para medir o tempo de espera para que um dado novo proveniente do sensor seja disponibilizado ao programa responsável em alto nível. Em

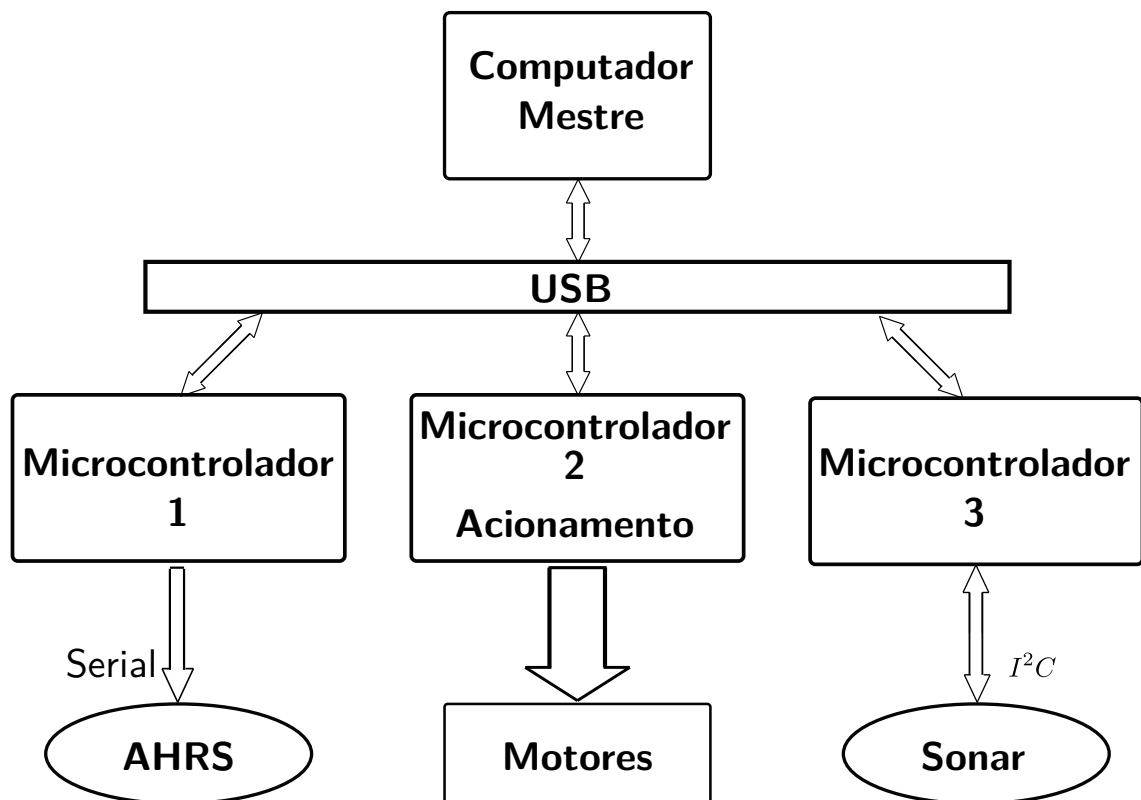


Figura 3.4: Arquitetura Mestre-Escravo adotada. Um microcontrolador é responsável pela aquisição dos dados do sensor inercial (*Attitude and heading reference system* - *AHRS*), um segundo pelo acionamento dos motores e por último, um terceiro para interfaceamento com um sonar.

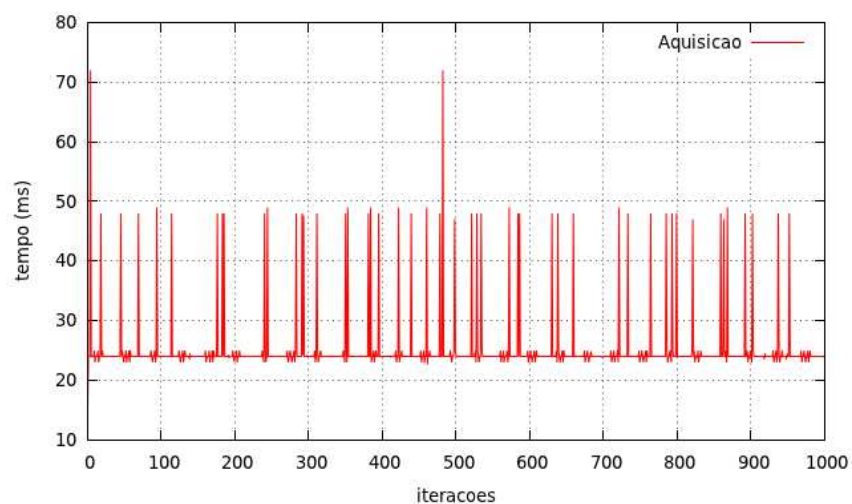


Figura 3.5: Gráfico que mostra experimento envolvendo a aquisição de dados.



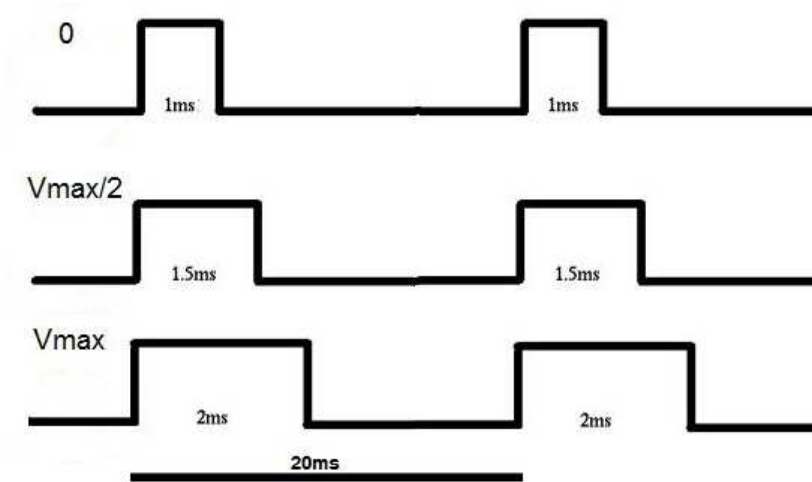


Figura 3.6: Onda gerada pelos microcontroladores para acionamento dos motores elétricos Brushless. O motor varia sua velocidade linearmente com a largura de pulso aplicada, de 1 a 2ms. O circuito implementado permite uma resolução de até 3000 pontos.

média, temos um dado novo referente ao sensor inercial a cada  $25.2359ms$ . No gráfico, pode-se observar também alguns picos que são decorrentes tanto de atrasos provenientes da comunicação quanto do chaveamento entre processos do próprio sistema operacional. ondas



Figura 3.7: Hardware desenvolvido para aquisição dos dados dos sensores e acionamento dos motores.

Já o "Microcontrolador 2", apontado na figura 3.4, é responsável pelo acionamento dos motores do Quadrirrotor. Como foi mencionado, foram utilizados motores próprios para aeromodelismo no protótipo construído. Tais motores são do tipo *Brushless* e com isso, necessitam de um acionamento específico. De forma a seguir o padrão adotado na indústria de aeromodelos, o Controlador Eletrônico de Velocidade desses motores, os chamados ESC, recebem como referência sinais de controle PWM e geram as ondas trifásicas para acionar os motores. O PWM segue o mesmo padrão de servo motores: o menor *Duty Cycle* é de  $1ms$  num período de  $20ms$ , referente à menor velocidade possível aplicada ao motor que é ele parado. A maior velocidade de giro motor é alcançada a partir de um *Duty Cycle* de 100%. As velocidades geradas são proporcionais as variações dentro dessa faixa de  $1ms$ , com 3000 pontos de resolução, ou seja, incrementos ou decrementos de aproximadamente 0,03%. A figura 3.6 descreve esse funcionamento. Em síntese, a tarefa do microcontrolador é receber as 4 referências de velocidade via barramento USB e gerar os 4 sinais de controle. A placa desenvolvida contendo esses dois microcontroladores pode ser observada na figura 3.7. Na literatura encontram-se relatos de ESCs construídos especialmente para esse tipo de veículo. Isso permite um aumento da frequência de atuação dos motores a até 1000Hz [Gurdan et al. 2007].

Por fim, um terceiro microcontrolador é necessário para fazer a interface entre o computador e diversos sonares. Tais dispositivos são utilizados no controlador de altitude e são conectados ao microcontrolador através de um barramento  $I^2C$ . Devido à natureza do protocolo, vários sonares podem ser ligados ao mesmo barramento e utilizaram o mesmo microcontrolador para fazer a interface com o computador embarcado através do barramento USB.

Essa arquitetura modular permite que outras funcionalidades possam ser implementadas em outros microcontroladores e adiciona ao robô simplesmente conectando-se ao barramento USB, facilitando o desenvolvimento de aplicações futuras.

### 3.1.1 Estação Base

A estação base é a interface utilizada pelo operador em terra para supervisionar o funcionamento do robô. Na figura 3.8 pode-se observar uma foto que mostra a aparência da interface. Todas as variáveis referentes aos sensores e controladores podem ser visualizadas de forma amigável por um usuário através de gráficos em diferentes abas. Além disso, o programa foi implementado de uma forma que comandos de alto nível, tais como "Pousar", "Decolar", "Parar" ou até coordenadas de referência GPS, por exemplo, podem ser enviados ao robô.

O software foi desenvolvido em módulos a fim de permitir que a comunicação entre o robô e a estação base possa ser feita por três enlaces distintos:

- Protocolo wi-fi 802.11
- Comutação de circuitos: Utilizando um modem GSM no computador embarcado e outro na estação base
- Rádio frequência: Módulos XBee de longo alcance

Como pode ser visto na figura 3.9, existem três módulos principais que trabalham de forma concorrente na estação base. O módulo de comunicação (soquete) é responsável

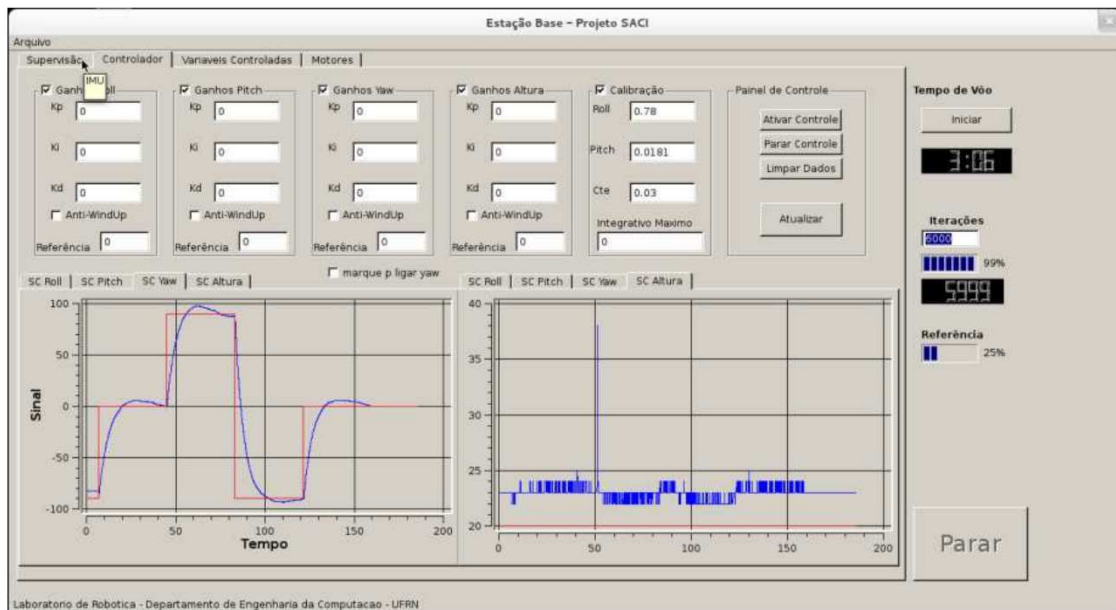


Figura 3.8: Interface gráfica do software desenvolvido para a estação rádio base.

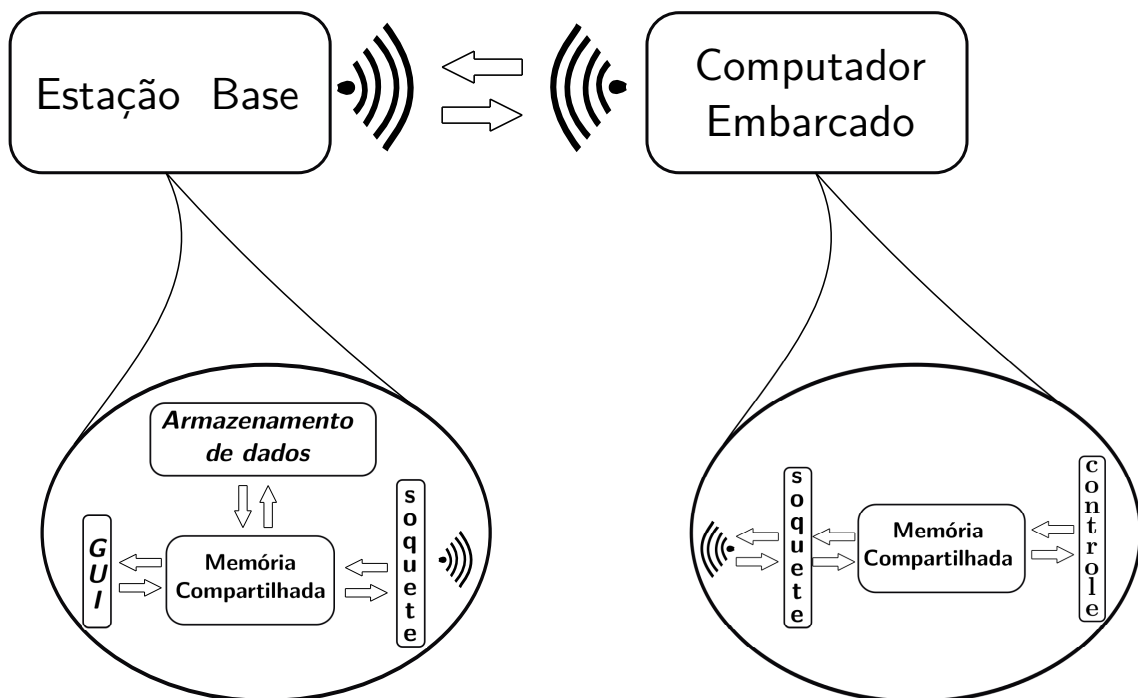


Figura 3.9: Diagrama de blocos referente a comunicação entre a estação base e o computador embarcado do Quadrirotor.

por receber e enviar dados por qualquer que seja o enlace utilizado e disponibilizá-los em uma área de memória compartilhada. O segundo módulo, (GUI - Graphy User Interface) o módulo de exibição, é responsável por ler essa área de memória e exibir de forma

amigável ao usuário informações relevantes referentes ao veículo aéreo. Por último, o módulo de armazenamento, é responsável por gravar em arquivo todos os dados referentes às experiências conduzidas.

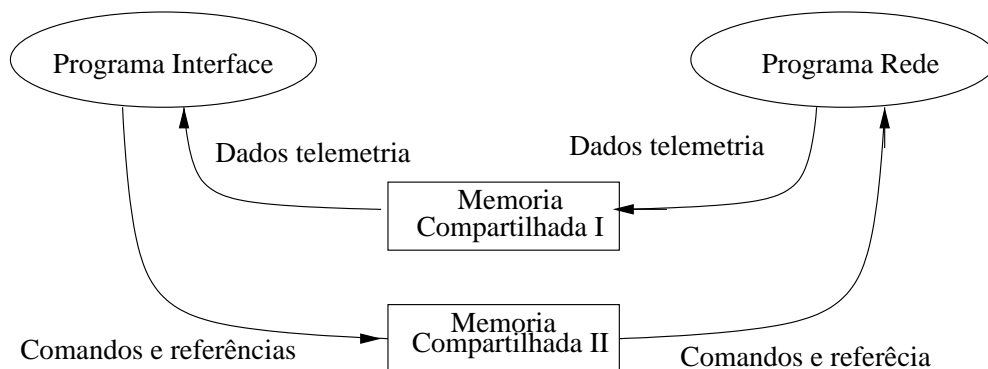


Figura 3.10: Fluxograma que mostra detalhes do funcionamento da estação base.

Embora tenha sido projetado para trabalhar com qualquer um dos enlaces mencionados acima, o único implementado até o momento é o Wi-Fi.

O programa responsável pela aquisição de dados e geração dos sinais de controle se comunica através de uma memória compartilhada com o programa de interface com a rede.

Para os módulos que se encontram no mesmo computador, a comunicação é feita por mecanismos de comunicação entre processos (IPC), sendo constituída por uma memória compartilhada de escrita, outra de leitura possibilitando a interface entre os módulos. A figura 3.10 mostra um fluxograma dessa comunicação entre os diversos processos na estação base.

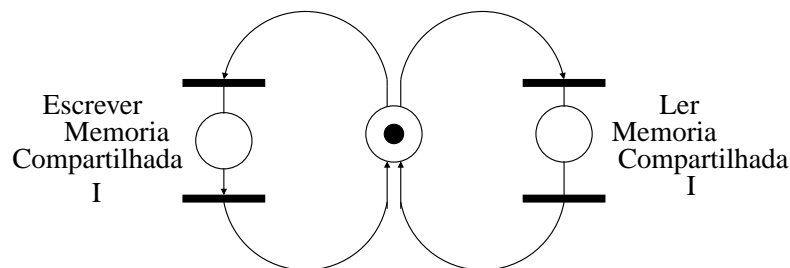


Figura 3.11: Rede de Petri do acesso a regiões críticas. Nesse exemplo, a memória compartilhada I.

Para evitar qualquer tipo de problema relacionado a inconsistência de dados graças ao múltiplo acesso da mesma região de memória por diferentes processos, utilizou-se um semáforo simples para acessar as regiões críticas. A figura 3.11 mostra a rede de Petri que representa a coordenação do acesso a memória compartilhada I, responsável pelo interfaceamento entre os dados referentes a telemetria do VANT e a exibição desses na interface gráfica para o usuário. Vale salientar que todos os acessos às regiões críticas usam o mesmo procedimento.

### 3.1.2 Computador Embarcado

A principal tarefa desse computador é de processar os algoritmos de controle e navegação a partir dos dados recebidos pelos sensores via USB. Trata-se de um netbook executando um Ubuntu Linux como sistema operacional. Além disso, através da interface Wi-fi, o computador embarcado também reporta a estação base todos os dados de telemetria do robô.

Da mesma forma que na estação base, os processos referentes a comunicação e ao controle do veículo trocam dados a partir de uma região de memória compartilhada entre ambos. A figura 3.12 ilustra essa dinâmica.

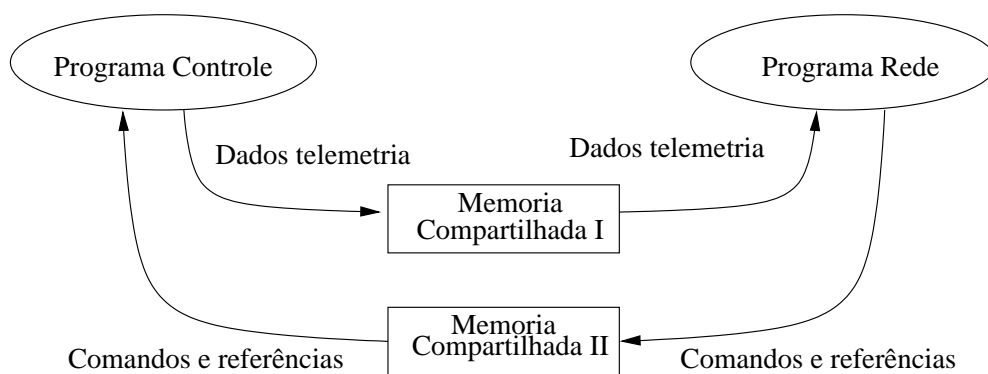


Figura 3.12: Fluxograma que mostra detalhes do funcionamento do computador embarcado.

---

## Capítulo 4

# Modelagem e Controle

---

### 4.1 Modelagem

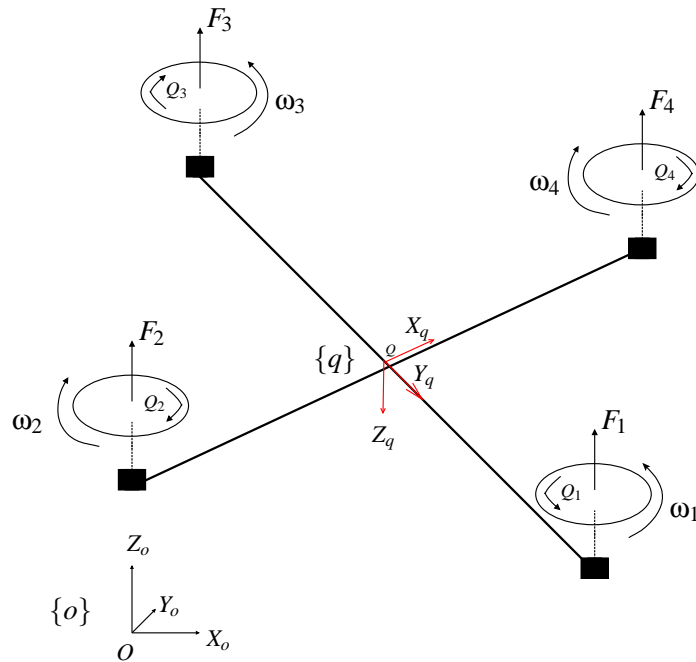


Figura 4.1: Referenciais utilizados nesse trabalho.  $\{o\}$  é o referencial inercial, enquanto que  $\{q\}$  é o referencial fixo no robô.

O sistema de referência ENU (*East-North-Up* - Leste, Norte, Cima) é bastante utilizado em aplicações que envolvem veículos aéreos. Trata-se de um sistema de navegação local, ou seja, a origem pode ser qualquer ponto do globo terrestre, geralmente a estação rádio base que monitora o VANT [Zanoni 2012]. Define-se como  $\{o\}$  o referencial inercial fixo na Terra, formado pelos vetores ortogonais  $X, Y, Z$  e cuja a origem é o ponto  $O$ .

Define-se também um referencial fixo no robô,  $\{q\}$ , com origem no ponto  $\{Q\}$  posicionado no centro de massa do veículo aéreo. Tal referencial é formado pelos vetores  $X_q, Y_q, Z_q$  mas dessa vez adota-se o padrão NED (North-East-Down), onde o eixo  $X$  aponta

inicialmente para o norte, Y para o leste e Z para baixo. Optou-se por esse sistema já que ele é o mesmo utilizado pelo sensor de atitude desse trabalho. Os ângulos de guinada (*yaw* -  $\psi$ ), arfagem (*pitch* -  $\theta$ ) e rolamento (*roll* -  $\phi$ ), são usados para descrever os ângulos formados em torno dos eixos móveis  $Z_q, Y_q, X_q$  nessa ordem.

A figura 4.1 demonstra isso. Podemos observar também as forças de empuxo  $F_i$  geradas em reação ao movimento de rotação das pás  $\omega_i$ , que continuamente empurram o ar para baixo.

A matriz de rotação  $Q$  expressa em relação ao referencial  $O$ , inercial e de eixos fixos é dada por:

$$R(\Phi, \Theta, \Psi) = R(Z, \Psi)R(Y, \Theta)R(X, \Phi) \quad (4.1)$$

Considerando que a rotação se deu primeiro de  $\Phi$  em torno do vetor  $X_o$ , depois uma rotação de  $\Theta$  em torno do vetor  $Y_o$  e por último uma rotação de  $\Psi$  em torno de  $Z_o$ .

$$R(Z, \Psi)R(Y, \Theta)R(X, \Phi) = \begin{pmatrix} \cos\Psi & -\sin\Psi & 0 \\ \sin\Psi & \cos\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\Theta & 0 & \sin\Theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\Theta & 0 & \cos\Theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\Phi & -\sin\Phi \\ 0 & \sin\Phi & \cos\Phi \end{pmatrix} \quad (4.2)$$

Logo:

$$R(\Phi, \Theta, \Psi) = \begin{pmatrix} \cos\Psi\cos\Theta & \cos\Phi\sin\Theta\sin\Phi - \sin\Psi\cos\Phi & \cos\Psi\sin\Theta\cos\Phi + \sin\Psi\sin\Phi \\ \sin\Psi\cos\Theta & \sin\Psi\sin\Theta\sin\Phi + \cos\Psi\cos\Phi & \sin\Psi\sin\Theta\cos\Phi - \sin\Phi\cos\Psi \\ -\sin\Theta & \cos\Theta\sin\Phi & \cos\Theta\cos\Phi \end{pmatrix} \quad (4.3)$$

Vale salientar que a variação no tempo dos ângulos  $(\Phi, \Theta, \Psi)$  é uma função descontínua. Sendo assim, é diferente das velocidades angulares no robô,  $\dot{\Phi}, \dot{\Theta}, \dot{\Psi}$ . A transformação entre elas é dada pela matriz [Bouabdallah 2007]:

$$\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{pmatrix} = R_r * \begin{pmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{pmatrix} \quad (4.4)$$

onde:

$$R_r = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -\sin\Theta \\ 0 & \cos\Phi & \sin\Phi\cos\Theta \\ 0 & -\sin\Phi & \cos\Phi\cos\Theta \end{pmatrix} \quad (4.5)$$

Descreve-se a seguir como as saídas estão relacionadas com as entradas do sistema, ou seja, como os quatro empuxos dos rotores modificam a dinâmica dos ângulos de rolagem, guinada e arfagem, além da posição do Quadrirrotor no mundo. Expõe-se aqui a modelagem encontrada no trabalho de Bouabdallah (2007) que é bastante completa. Vários trabalhos da literatura seguem essa modelagem, apenas desconsiderando alguns efeitos como será feito também aqui.

### 4.1.1 Modelo do atuador



Figura 4.2: Bancada construída para realizar ensaios experimentais para o levantamento do modelo do atuador.

As forças de empuxo  $F_i$ , mostradas na figura 4.1, são geradas em reação ao movimento de rotação das pás que continuamente empurram o ar para baixo. Desprezando a dinâmica do rotor, a velocidade angular  $\omega_i$  é diretamente proporcional ao sinal PWM  $\delta_i$  de entrada:

$$\omega_i \propto \delta_i \quad (4.6)$$

Na literatura, encontramos a relação entre o sinal de controle e o empuxo e o contra-torque que o motor aplica no corpo da aeronave [Fay 2001].

$$F_i(t) = \rho C_T A R^2 (\omega_i(t))^2 \quad (4.7)$$

$$Q_i(t) = \rho C_Q A R^3 (\omega_i(t))^2 \quad (4.8)$$

Onde  $\rho$  é a densidade do ar,  $A$  é a área do disco imaginário formado pela hélice quando em movimento e  $R$  é o raio da hélice. As constantes  $C_T$  e  $C_Q$  são respectivamente os coeficientes de empuxo e torque. Ambos só são obtidos com exatidão de forma experimental e dependem de diversos fatores relacionados à aerodinâmica da hélice [Coleman 1997].

Como pode ser observado na equação 4.7, o empuxo  $F_i$  é proporcional ao quadrado da velocidade angular  $\omega_i$  [Bramwell et al. 2001], [Seddon 1990], [Sanca et al. 2008]:

$$F_i \propto \omega_i^2 \quad (4.9)$$



Portanto, a partir de 4.6 e 4.9 é possível concluir que o empuxo é diretamente proporcional ao quadrado do sinal de controle aplicado:

$$F_i \propto \delta_i^2 \quad (4.10)$$

Como as equações 4.7 e 4.8 são de difícil modelagem, graças à grande quantidade de variáveis e constantes a serem estimadas experimentalmente, ensaios de laboratório foram realizados de forma a encontrar a relação entre o sinal de controle aplicado ao motor e o empuxo gerado pelo sistema hélice-motor. A figura 4.2 mostra a bancada de testes construída. Tal estrutura consiste basicamente de uma barra rígida onde, no seu extremo móvel capaz acoplado a uma estrutura rígida. O gráfico resultante dessa comparação pode ser visto na figura 4.3.

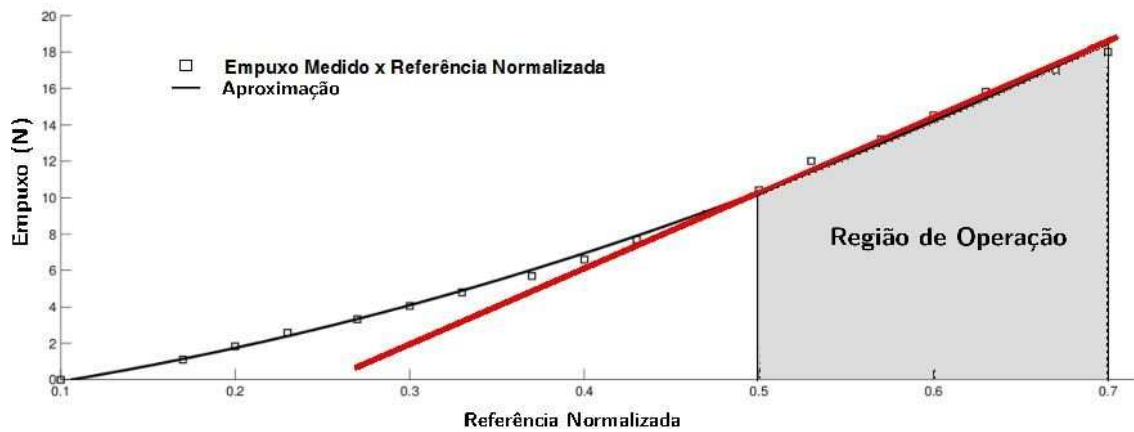


Figura 4.3: Gráfico obtido a partir de ensaios experimentais que mostra a relação entre o sinal de controle aplicado no motor e o seu respectivo empuxo.

Após os experimentos, a equação 4.10 foi comprovada. Verificou-se que o empuxo mínimo para levantar o peso da aeronave exige sinais de entrada superiores a 50%. Além disso, o fabricante dos motores recomenda que os mesmos não trabalhem sob esforço máximo durante todo o tempo. Sendo assim, devido à folga existente na quantidade de carga máxima que o robô pode suportar, optou-se por trabalhar com o motor numa faixa de operação que varia de 50 a 70% do sinal de controle máximo. Para esta faixa de operação, verificou-se também que a relação entre empuxo e o sinal PWM de entrada pode ser aproximada razoavelmente bem por uma relação linear. Sendo assim, decidiu-se por simplificar a relação sinal de controle-empuxo que constitui o nosso sistema por:

$$F_i = k_m * \delta_i \quad (4.11)$$

Onde  $k_m$ , é uma constante obtida experimentalmente, igual ao valor da tangente à curva na faixa de operação.

Já os contra-torques podem ser modelados usando 4.7 e 4.8:

$$Q_i = \frac{C_Q}{C_T} R * F_i \quad (4.12)$$

Após uma análise de estudos experimentais em hélices feito pelos trabalhos de Bramwell et al. (2001) e Coleman (1997), podemos observar que geralmente,  $C_Q$  é 10 vezes menor do que  $C_T$ . Como é extremamente difícil de se estimar essas constantes se contar com uma infra-estrutura mínima necessária, generalizamos aqui a equação 4.13:

$$Q_i = bF_i \quad (4.13)$$

E conseqüentemente:

$$Q_i = bK_m * \delta_i \quad (4.14)$$

Onde  $b$  é  $0.1 * R$ .

### 4.1.2 Dinâmica Rotacional

A equação 4.15 descreve a dinâmica do arfagem:

$$J_{xx}\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}(J_{yy} - J_{zz}) + J_r\dot{\theta}\Omega_r + l(-F_2 + F_4) + \alpha_\phi \quad (4.15)$$

- $\dot{\theta}\dot{\psi}(J_{yy} - J_{zz})$  descreve o efeito giroscópico da rotação do corpo do veículo;
- $J_r\dot{\theta}\Omega_r$  descreve o efeito giroscópico da rotação da hélice;
- $l(F_1 - F_3)$  Torque produzido pela diferença entre os empuxos dos motores;

De forma análoga, a equação 4.16 correspondente a dinâmica de rolagem:

$$J_{yy}\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(J_{zz} - J_{xx}) - J_r\dot{\phi}\Omega_r + l(F_1 - F_3) + \alpha_\theta \quad (4.16)$$

4.17 expressa a dinâmica de yaw:

$$J_{zz}\ddot{\psi} = \dot{\theta}\dot{\phi}(J_{xx} - J_{yy}) + J_r\dot{\Omega}_r + (-1)^i \sum_{i=1}^4 Q_i + \alpha_\psi \quad (4.17)$$

- $\dot{\theta}\dot{\phi}(J_{xx} - J_{yy})$  descreve o efeito giroscópico da rotação do corpo do veículo;
- $J_r\dot{\Omega}_r$  representa o contra-torque inercial;
- $(-1)^i \sum_{i=1}^4 Q_i$  Diferença dos contra-torques produzidos em reação ao giro dos motores;

$\alpha_{\phi, \theta, \psi}$  modelam efeitos aerodinâmicos que são melhor descritos no Apêndice A;

As equações 4.15, 4.16 e 4.17 descrevem a dinâmica rotacional do Quadrrirrotor. Vale ressaltar que  $\psi$ ,  $\theta$  e  $\phi$  são respectivamente os ângulos de guinada, arfagem e rolagem,

também chamados de yaw, pitch e roll. São medidos em relação aos eixos móveis  $X_q$ ,  $Y_q$  e  $Z_q$ .

As expressões levam em consideração uma matriz de inércia da aeronave dada por:

$$J = \begin{pmatrix} J_{xx} & J_{xy} & J_{xz} \\ J_{yx} & J_{yy} & J_{yz} \\ J_{zx} & J_{zy} & J_{zz} \end{pmatrix} \quad (4.18)$$

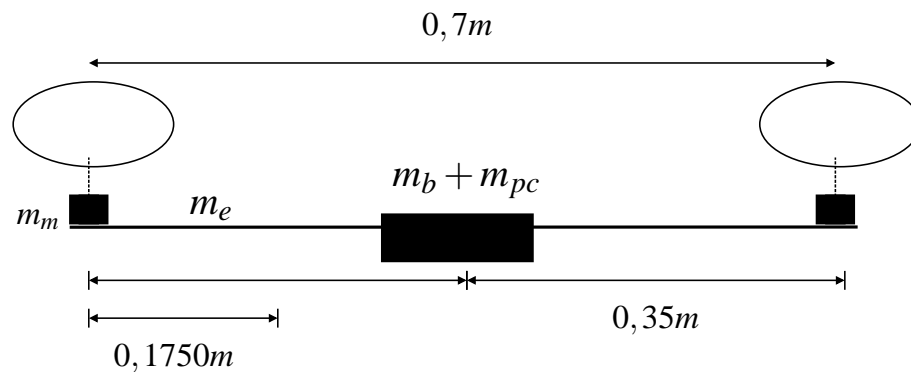


Figura 4.4: Vista lateral simplificada do VANT.

Na figura 4.4 é possível observar uma vista lateral simplificada do VANT com as respectivas distâncias referentes ao centroide do robô. Para o cálculo dos momentos de inércia, foram feitas simplificações: Considerou-se que a estrutura da aeronave é simétrica nos três eixos, então é válido dizer que  $J_{xy} = J_{yx} = J_{yz} = J_{zy} = J_{zx} = J_{xz} = 0$ , logo:

$$J = \begin{pmatrix} J_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz} \end{pmatrix} \quad (4.19)$$

Apenas as massas mais significativas foram usadas para os cálculos dos momentos de inércia em torno de cada eixo, ou seja, as baterias, motores, estrutura física e computador embarcado.

$m_m$  representa a soma das massas do motor e da hélice.  $m_e$  corresponde a massa da estrutura. Boa parte da massa do robô é concentrada no seu centro:  $m_b$  é a massa das baterias enquanto que  $m_{pc}$  é a soma das massas do computador embarcado e da eletrônica do robô.

Para cálculo dos momentos de inércia  $J_{xx}$ ,  $J_{yy}$ ,  $J_{zz}$ , as massas são consideradas pontuais como mostra a figura 4.5. Define-se:

$$m_1 = m_m \quad (4.20)$$

$$m_2 = \frac{m_e}{4} \quad (4.21)$$

$$m_3 = m_b + m_{pc} \quad (4.22)$$

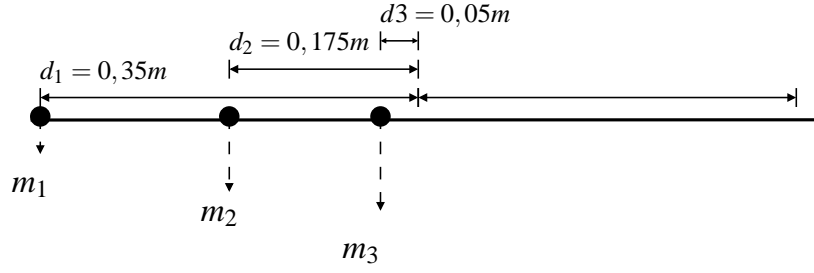


Figura 4.5: Análise simplificada da distribuição das massas considerando massas pontuais.

Sendo assim, o cálculo de  $J_{xx} \approx J_{yy}$  é:

$$J_{xx} \approx J_{yy} = 2 * (m_1 * (d_1)^2 + m_2 * (d_2)^2 + m_3 * (d_3)^2) \quad (4.23)$$

Onde  $d_1$  é a distância entre o centroide do robô e o centro do motor ( $0,35m$ ),  $d_2$  é a metade do comprimento do braço do robô ( $0,175m$ ) e  $d_3$  é a distância do centroide ao fim da estrutura central que sustenta as baterias e o computador embarcado ( $0,05m$ ).

Seguindo o mesmo raciocínio, o momento de inércia em torno do eixo  $z$  será:

$$J_{zz} = 4 * (m_1 * (d_1)^2 + m_3 * (d_3)^2) \quad (4.24)$$

### 4.1.3 Dinâmica Translacional

Expõem-se as equações responsáveis pela dinâmica translacional do veículo.

$$m\ddot{z} = mg - (\cos\Psi\cos\Theta) \sum_{i=1}^4 F_i \quad (4.25)$$

$$m\ddot{x} = (\sin\Phi\sin\theta + \cos\Psi\sin\Theta\cos\Phi) \sum_{i=1}^4 F_i + \alpha_x \quad (4.26)$$

$$m\ddot{y} = (-\cos\Psi\sin\Phi + \sin\Psi\sin\Theta\cos\Phi) \sum_{i=1}^4 F_i + \alpha_y \quad (4.27)$$

Onde,

- $(\cos\Psi\cos\theta) \sum_{i=1}^4 F_i$  Ação dos atuadores;
- $(\sin\phi\sin\theta + \cos\Psi\sin\theta\cos\phi) \sum_{i=1}^4 F_i$  Ação dos atuadores;
- $mg$  Força da gravidade;

## 4.2 Sistema de controle

Como em vários trabalhos da literatura, optou-se por realizar o controle em cascata, com duas malhas de controle como nos trabalhos [Bouabdallah & Siegwart 2007], [Michael et al. 2010], [Kottenstette & Porter 2009], [Orsag et al. 2010], [Zul Azfar & Hazry 2011]. O diagrama de blocos da figura 4.6 mostra esse esquema.

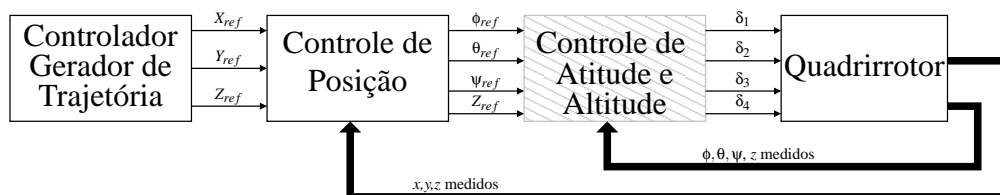


Figura 4.6: Estratégia de controle em cascata para o Quadrrirrotor.

Nesta estratégia, a malha interna (bloco hachurado) é responsável pela estabilização do sistema em uma determinada orientação e altura de referência, ou seja, tem como objetivo somente levar o veículo a um determinado ângulo de rolagem, guinada e arfagem, mantendo a sua altitude. O controlador da malha interna então, gera os sinais de entrada PWM ( $\delta_i$ ) para cada um dos quatro motores do robô baseado nos ângulos de orientação e na altura medidos.

Já a malha externa tem como objetivo gerar referências angulares e de altitude para a malha interna possibilitando a navegação. Assim, seu objetivo é posicionar o veículo num determinado ponto X,Y,Z do mundo. Essas referências por sua vez, devem ser geradas em uma camada mais acima, por um software responsável pela geração da trajetória de acordo com a missão de supervisão que o robô deve realizar.

Dessa forma, resolve-se o problema da sub-atuação já que temos 4 variáveis de entrada, os quatro sinais de controle de cada um dos motores, e quatro variáveis de saída, rolagem, arfagem, guinada e altitude. Entretanto, as variáveis ainda encontram-se acopladas.

Contudo, este trabalho vai se concentrar no problema de estabilização do Quadrrirrotor, ou seja, no desenvolvimento do sistema de controle da malha interna. Será considerado também que a altitude do veículo, ou seja, a variável Z, é também parte do problema de estabilização.

A figura 4.7 especifica melhor o problema de controle a ser abordado. Pretende-se utilizar uma unidade de medida inercial, composta por girômetros, acelerômetros e magnetômetros, que através de técnicas de fusão sensorial é capaz de estimar os ângulos de guinada (*pitch*), rolagem (*rolagem*), e arfagem (*yaw*). A IMU então será utilizada como sensor principal na tarefa de estabilização dos ângulos do Quadrrirrotor. No que diz respeito à altitude, utilizou-se um sonar.

Uma vez que o protótipo desenvolvido neste trabalho será utilizado em aplicações de supervisão aérea em voo pairado, assume-se que as velocidades da aeronave são pequenas. Portanto é possível desprezar os efeitos de arrasto aerodinâmico bem como as reações coreolis e centrífugas. Bouabdallah (2007) também desconsidera tais efeitos afirmando

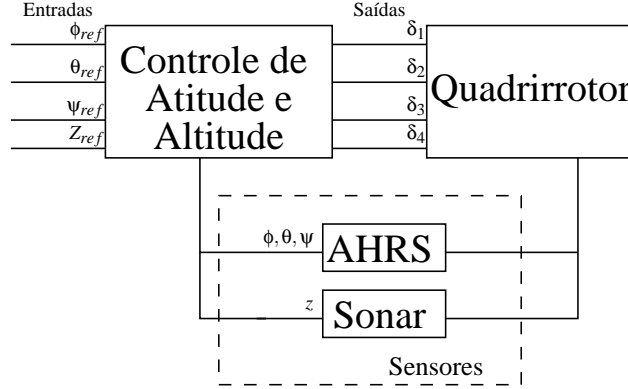


Figura 4.7: Malha interna do controle. Principal objetivo desse trabalho.

que a influência desses sobre o veículo é muito menor do que a ação dos motores. Principalmente em situações em que ele se encontra pairando. Além disso, uma importante suposição é demonstrada por Bouabdallah (2007): A matriz de transformação  $R_r$  (equação 4.4), pode ser considerada uma matriz identidade se as perturbações forem pequenas. Sendo assim, pode-se dizer que  $(\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}) \approx (p, q, r)$ . Desta forma, pode-se trabalhar com um modelo dinâmico simplificado, que é descrito pelas equações 4.28 a 4.30 (dinâmica rotacional) e 4.31 a 4.33 (dinâmica translacional):

$$\ddot{\phi} = \frac{d}{J_x}(F_2 - F_4) \quad (4.28)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{d}{J_y}(F_1 - F_3) \quad (4.29)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{b}{J_z}(F_1 - F_2 + F_3 - F_4) \quad (4.30)$$

$$\ddot{X} = (\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi)F_t/m \quad (4.31)$$

$$\ddot{Y} = (\cos\phi \sin\theta \cos\psi - \sin\phi \cos\psi)F_t/m \quad (4.32)$$

$$\ddot{Z} = -g + (\cos\phi \cos\theta)F_t/m \quad (4.33)$$

Onde  $\phi$ ,  $\theta$  e  $\psi$  são os ângulos de rolagem, arfagem e guinada;  $X, Y$  e  $Z$  são as coordenadas de posição no referencial inercial;  $m$  é a massa do Quadrirrotor;  $d$  é a metade da distância entre dois rotores opostos;  $b$  é a constante que relaciona os empuxos com os torques de guinada;  $J_x, J_y$  e  $J_z$  são os momentos de inércia em torno dos eixos  $X_q, Y_q$  e  $Z_q$ , respectivamente;  $g$  é aceleração da gravidade e  $F_t = F_1 + F_2 + F_3 + F_4$  é o empuxo total produzido pelo rotores sobre a aeronave.

Neste trabalho adota-se um procedimento de desacoplamento baseado na transformação das variáveis de entrada do sistema. Essa mesma estratégia pode ser observada em diversos trabalhos como Bouabdallah & Siegwart (2007), Kottenstette & Porter (2009),

Altug et al. (2003). Feita as devidas simplificações no modelo, o acoplamento nas variáveis relacionadas a atitude desaparece, facilitando o projeto de controladores para esse fim [Bouabdallah 2007].

Supondo que os quatro motores são idênticos e usando as equações 4.11 e 4.14, define-se o seguinte conjunto de novas entradas:

$$\begin{cases} \tau_{24} = (\delta_2 - \delta_4)(k_m d) \\ \tau_{13} = (\delta_1 - \delta_3)(k_m d) \\ \tau_g = (\delta_1 - \delta_2 + \delta_3 - \delta_4)(k_m b) \\ F_t = (\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4)(k_m) \end{cases} \quad (4.34)$$

Onde  $\tau_{13}$ ,  $\tau_{24}$ ,  $\tau_g$  são respectivamente os torques responsáveis pelos movimentos de rolagem, arfagem e guinada e  $F_t$  é o empuxo total. Usando-se as novas entradas, as equações 4.28, 4.29, 4.30 e 4.33 podem ser reescritas como:

$$\ddot{\phi} = \frac{\tau_{24}}{J_x} \quad (4.35)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{\tau_{13}}{J_y} \quad (4.36)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{\tau_g}{J_z} \quad (4.37)$$

$$\ddot{Z} = -g + (\cos\phi\cos\theta)F_t/m \quad (4.38)$$

Pelas equações 4.35, 4.36, 4.37 percebe-se que é possível controlar de forma desacoplada os angulos de arfagem, rolagem e guinada através das novas entradas  $\tau_{24}$ ,  $\tau_{13}$  e  $\tau_g$ . A equação 4.38 mostra que a única variável que continua acoplada é a altitude.

As equações encontradas em 4.34 podem ser escritas de forma matricial:

$$\begin{pmatrix} \tau_{13}/(k_m d) \\ \tau_{24}/(k_m d) \\ \tau_g/(k_m b) \\ F_t/K_m \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & -1 \\ 1 & -1 & 1 & -1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \end{pmatrix} \quad (4.39)$$

Desta forma, é possível projetar quatro controladores independentes para estabilizar o sistema. Controladores quaisquer para sistemas de segunda ordem podem ser aplicados.

A figura 4.8 mostra um esquema de como, tendo as referências de atitude e altitude,  $ref_{\phi, \theta, \psi, alt}$ , através de quatro controladores independentes é possível obter  $\gamma_{13}, \gamma_{24}, \gamma_g$  e  $\gamma_{alt}$  que são respectivamente as saídas dos controladores de rolagem, guinada, arfagem e altitude.

Uma vez tendo a saída dos quatro controladores, a equação 4.39 pode ser invertida para obter os sinais reais de controle que serão aplicadas na planta, equação 4.40.

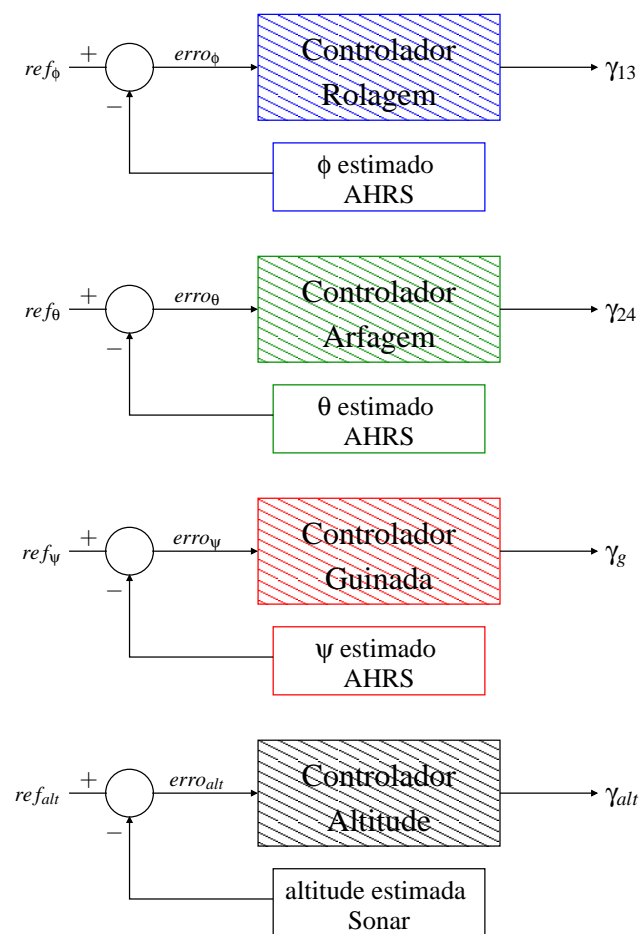


Figura 4.8: Sinais de controle  $\gamma_{13}, \gamma_{24}, \gamma_g$  e  $\gamma_{alt}$  gerados em função dos controladores de rolagem, guinada, arfagem e altitude, respectivamente.



$$\begin{pmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1/2 & 0 & 1/4 & 1/4 \\ 0 & 1/2 & -1/4 & 1/4 \\ -1/2 & 0 & 1/4 & 1/4 \\ 0 & -1/2 & -1/4 & 1/4 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \tau_{13}/(k_m d) \\ \tau_{24}/(k_m d) \\ \tau_g/(k_m b) \\ F_t/K_m \end{pmatrix} \quad (4.40)$$

A figura 4.9 mostra como as saídas dos controladores  $\gamma_{13}$ ,  $\gamma_{24}$ ,  $\gamma_g$  e  $\gamma_{alt}$  são combinados para formar as referências dos motores  $\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4$ .

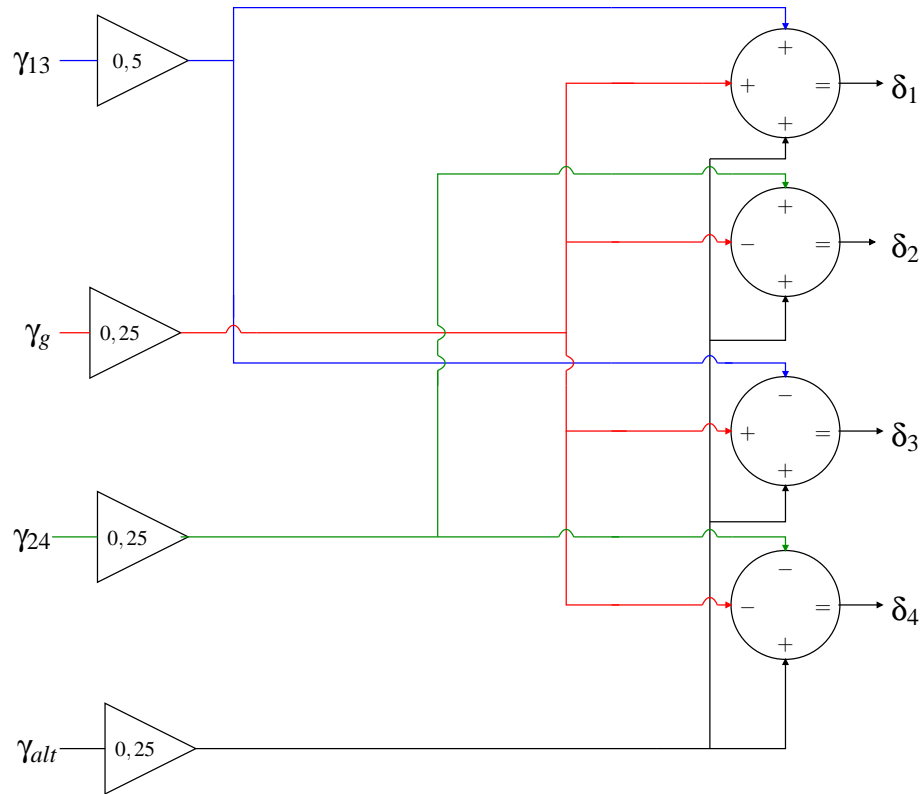


Figura 4.9: Os sinais de controle de cada motor são formados pela combinação da saída dos controladores de altitude e atitude seguindo a equação 4.40.

Desta forma, é possível projetar quatro controladores independentes para estabilizar o sistema. Controladores quaisquer para sistemas de segunda ordem podem ser aplicados. Neste trabalho foram usados controladores convencionais do tipo PID.

#### 4.2.1 A implementação do controlador PID

O período de amostragem,  $h$ , foi estimado baseado em resultados experimentais (como mostra a figura 3.5). Ele vale  $25,2351ms$  nos controladores de rolagem, arfagem e guinada já que todos se utilizam da estimativa produzida pelo sensor AHRS. Assim, utilizou-se o valor de  $26ms$ . Já o controlador de altitude utiliza o sonar como realimentação. Seu período de amostragem é de  $100ms$ .

Foi desenvolvido, utilizando a linguagem C++, um controlador PID discretizado baseado no livro de Åström & Wittenmark (1997). O sinal de controle  $u_c$  é:

$$u_c(kh) = P(kh) + I(kh) + D(kh) \quad (4.41)$$

Onde  $P(kh)$ ,  $I(kh)$  e  $D(kh)$  são respectivamente as ações proporcional, integrativa e derivativa.

A ação proporcional é calculada da seguinte forma:

$$P(kh) = Ke(kh) \quad (4.42)$$

$K$  é ganho proporcional;  $e(kh)$  é o erro, ou seja, a diferença entre a referência  $u_c$  e o valor lido,  $y$ .

$$e(kh) = u_{sp}(kh) - y(kh) \quad (4.43)$$

Já para a ação integrativa, foi utilizada a discretização pelo método de euler (*Forward approximation*).

$$I(kh + h) = I(kh) + \frac{K}{\tau_i} e(kh) \quad (4.44)$$

$\tau_i$  é chamado de tempo integrativo (*reset time*).  $\frac{K}{\tau_i}$  também é chamado de ganho integrativo, ou simplesmente como  $K_i$ .

Visando evitar uma amplificação do ruído contido no sensor na parte derivativa, foi utilizado a seguinte aproximação:

$$s\tau_d \approx \frac{s\tau_d}{(1 + s\tau_d/N)} \quad (4.45)$$

Para baixas frequências, o lado direito da equação se comporta de maneira muito semelhante ao lado esquerdo. Entretanto, sob altas frequências, o ganho é limitado em  $N$  [Åström & Wittenmark 1997]. Utilizando do método da diferença finita para trás, *Backward approximation*, temos:

$$D(kh) = \frac{\tau_d}{\tau_d + Nh} D(kh - h) - \frac{K\tau_d N}{\tau_d + Nh} (y(kh) - y(kh - h)) \quad (4.46)$$

$K\tau_d$  é o chamado ganho derivativo, ou apenas  $K_d$ .

---

# Capítulo 5

## Resultados

---

### 5.1 Testes em bancada

A fim de sintonizar os controladores, em se tratando de um veículo aéreo, foi seguida a metodologia proposta pela literatura, a qual aconselha a construção de estruturas de teste de forma a limitar os graus de liberdade do robô para que os ganhos dos controladores possam ser ajustados sem a necessidade de arriscar o comprometimento da estrutura física do mesmo [Bouabdallah 2007].

Foi utilizado um sensor de postura (*Attitude and Head Referece System - AHRS*) da empresa CHrobotics, composto por girômetros, acelerômetros e magnetômetros. Esse tipo de sensor utilizada técnicas de fusão sensorial através de um filtro de Kalman Estendido para estimar os ângulos de guinada (*yaw*), rolagem (*roll*), e arfagem (*pitch*) em relação às coordenadas de mundo, ao referencial inercial. Este sensor foi usado na tarefa de estabilização dos ângulos do Quadrirrotor. O sensor foi preso o mais próximo possível do centróide do robô. Sendo assim, as medições angulares cumprem os requisitos impostos pela modelagem como foi relatado no capítulo anterior.

A partir do modelo simplificado das equações 4.35 a 4.38, com ajuda da ferramenta *pidtool* do Software Matlab, foi possível encontrar ganhos iniciais para os testes iniciais dos controladores em bancada. Tendo tais ganhos como ponto de partida, ajustes foram feitos de forma a encontrar melhores respostas dos controladores.

#### 5.1.1 Testes com rolagem e arfagem

Na primeira bancada de testes havia um atrito considerável entre o robô e a bancada. Isso permitia o uso de controladores mais agressivos, onde os ganhos eram mais parecidos com os do projeto. Além disso foi possível restringir os movimentos do robô a um único grau de liberdade, sempre aquele que se ajustava os ganhos do controlador. A figura 5.1 mostra a resposta da planta a mudanças na referência de arfagem. O eixo das ordenadas do gráfico da figura 5.1 mostra o ângulo em graus, enquanto que o eixo das abscissas mostra a evolução do tempo em forma de iterações. O período de amostragem é de 25ms. A aeronave inicia o experimento estabilizada a 0 graus. A referência é mudada para -25 já na primeira iteração. Na iteração 1500, muda-se a referência angular para 25 graus. Observa-se um maior overshoot graças a grande diferença entre o ângulo atual e o requerido. A referência é mudada também na iteração 3500 de volta a 0 grau. Com ajuda

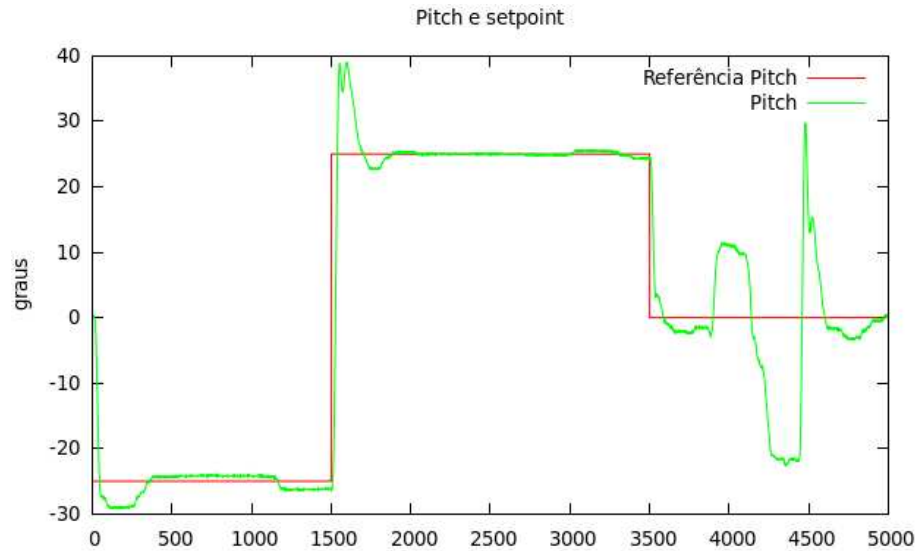


Figura 5.1: Resposta a mudança da referência e a perturbação do controlador de arfagem (pitch).

de uma haste, à partir da iteração 3900, para fins de teste, foi introduzida uma perturbação empurrando o veículo e produzindo uma mudança brusca no ângulo medido. Percebe-se que o controlador consegue estabilizar o ângulo de arfagem de volta a referência de forma satisfatória.

Posteriormente, uma segunda bancada foi feita a fim de reduzir o atrito entre o robô e a estrutura e dessa forma, para que ganhos pudessem ser adquiridos em condições mais próximas a um voo livre.

Verificou-se que a redução do atrito dificultava a estabilização dos ângulos de rolagem e arfagem. Vários ajustes foram feitos até que o desempenho fosse melhorado. Na figura 5.2 pode-se verificar uma maior oscilação em torno da referência. Tal oscilação é acentuada com o aumento do ganho proporcional. Este teve de ser bastante reduzido de forma a não instabilizar o sistema.

Já a figura 5.3 mostra a resposta do mesmo controlador a perturbações. Perturbações foram feitas nas iterações 1200, 1600, 2340, 2915, sempre com a intensidade maior. Pode-se observar que o controlador consegue trazer o robô de volta à referência de forma satisfatória em todos os casos.

Na figura 5.4 podemos observar o desempenho do controlador desenvolvido ao seguir uma referência móvel.

### 5.1.2 Testes de altitude

Na figura 5.5 podemos observar o resultado da estabilização de altitude do veículo, feito em bancada. Para isso, utilizou-se de um sonar *SRF08*. Tal sensor pode ser configurado da forma que o alcance torna-se maior à medida que o tempo de amostragem cresce. Foi configurado um alcance de 50cm sob um período de amostragem de 75ms. Como

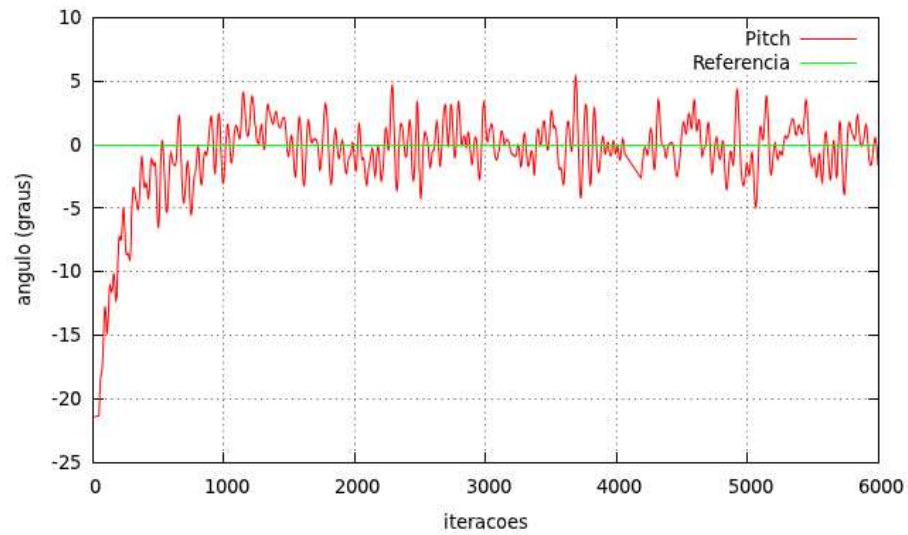


Figura 5.2: Resultado do controlador de arfagem (Pitch) na bancada com atrito reduzido.

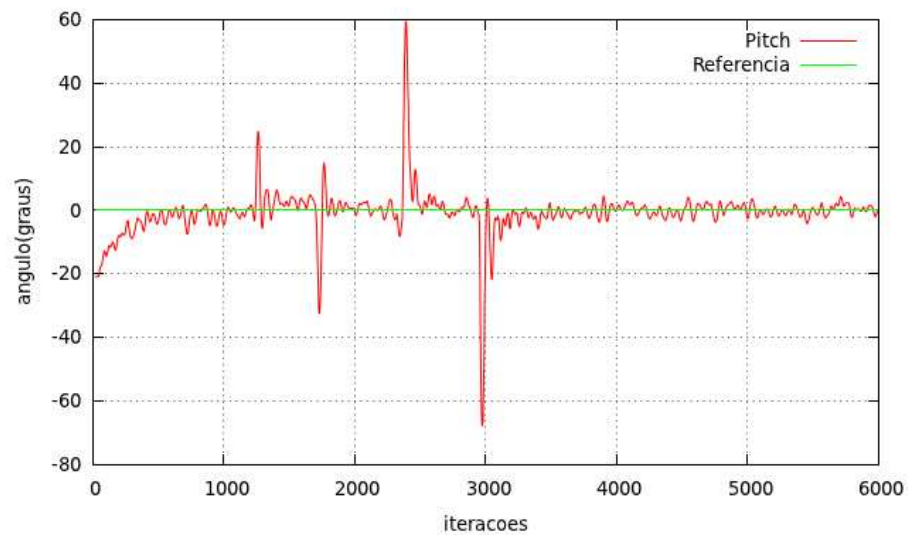


Figura 5.3: Resultado do controlador de arfagem (Pitch) a perturbações nas iterações 1200, 1600, 2340 e 2915. Resultados foram obtidos em bancada com atrito reduzido.

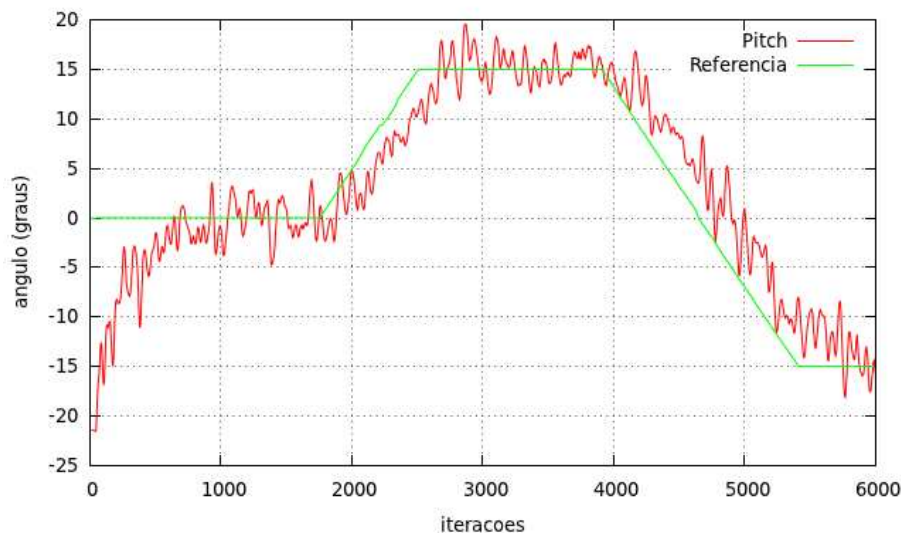


Figura 5.4: Resultado do controlador de arfagem (Pitch) na bancada com atrito reduzido seguindo uma referência móvel.

pode ser observado na figura 5.5, o sensor apresenta um ruído considerável, que prejudica a performance do controlador. Além do alto ruído imposto pelo sensor, na iteração 4000 podemos notar um pico. Tais falhas de medição impediram o uso de um ganho derivativo maior.

### 5.1.3 Testes com guinada

Dos ganhos calculados no software Matlab, o controlador de guinada foi o que apresentou os resultados mais semelhantes à resposta calculada no projeto. A figura 5.6 mostra a resposta da guinada a mudança de referência. Entretanto, tais ganhos só puderam ser utilizados na primeira bancada de testes construída já que esta possuía um atrito maior.

Foi construída uma segunda estrutura de testes cujo atrito entre o robô e a estrutura era muito menor. Além disso ela podia ser levada para ambientes externos. Ao se testarem os mesmos ganhos nessa estrutura, o controlador se tornava muito agressivo, chegando a instabilizar o sistema. Sendo assim, os ganhos foram ajustados de modo a tornar a resposta mais suave. A figura 5.7 mostra a resposta do controlador a essas condições. Esse foi o único experimento conduzido em ambiente externo, sob influência de fortes perturbações provenientes de ventos. mesmo assim o controlador apresentou um bom desempenho. O controlador só foi ligado após a iteração 500 e perturbações foram introduzidas em torno das iterações de número 3000 e 4000. Particularmente durante as iterações 3050 a 3150, pode-se observar uma discontinuidade no gráfico. Tal anomalia é devida a uma perda momentânea de comunicação entre o robô e a estação rádio base, que recebe os dados via rede e grava os arquivos de telemetria.

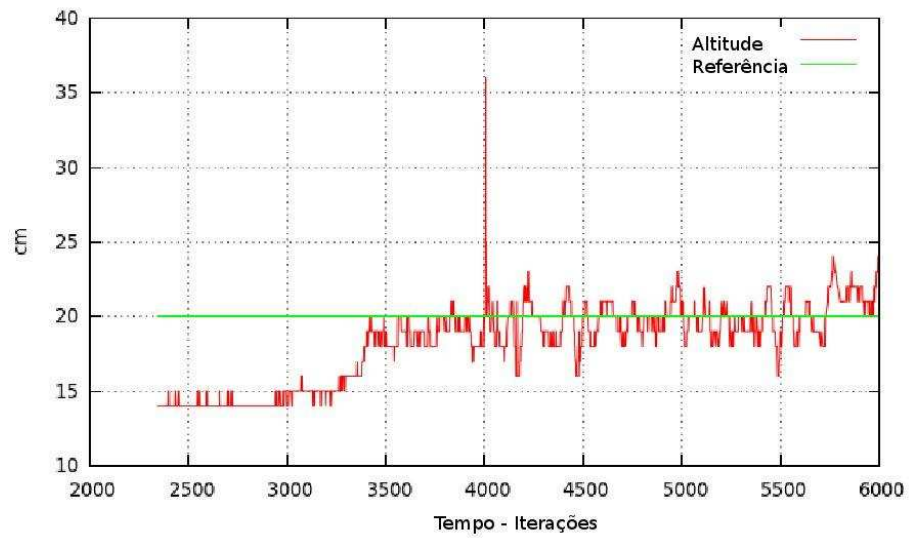


Figura 5.5: Teste em bancada com a estabilização da altitude.

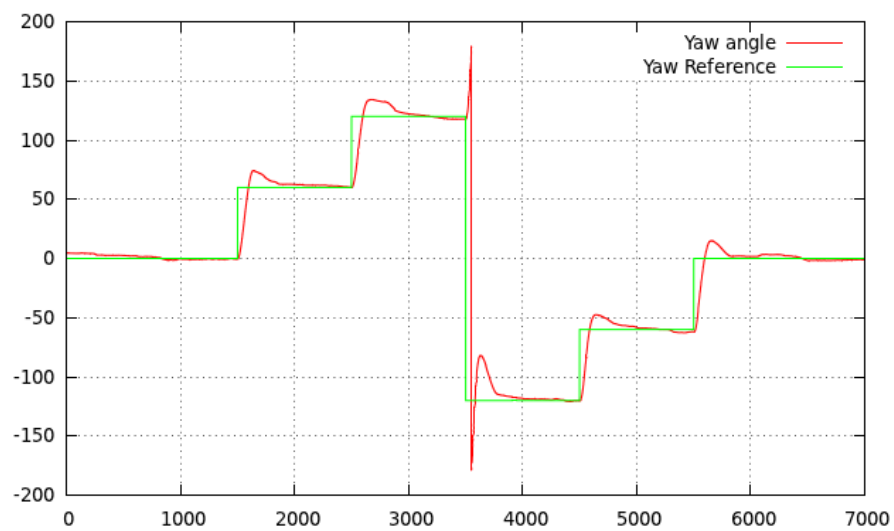


Figura 5.6: Resposta a mudança da referência do controlador de guinada (yaw).

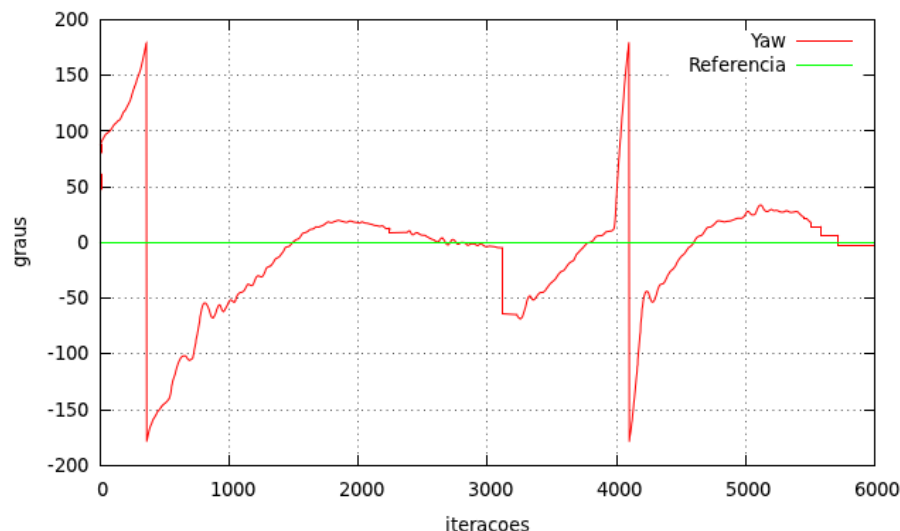


Figura 5.7: Resposta do controlador de guinada (yaw) com a bancada montada em ambiente externo. Perturbação constante devido ao vento no local. Perturbações maiores introduzidas nos instantes 2950 e 3950.

### Guinada e altitude simultâneos

A primeira bancada de testes contruída possuía a capacidade de teste simultâneo dos controladores de guinada e altitude.

Os gráficos apresentados na figura 5.8 e 5.9 correspondem à mesma experiência mostrando que foram controladas a altitude e a guinada do veículo ao mesmo tempo. Durante a iteração 2800, o controlador de yaw que se encontrava desligado foi ativado, levando o veículo à referência desejada. Na iteração 4100 o controlador de guinada foi desativado. Percebe-se que rapidamente o robô começa a girar em torno do próprio eixo. Deve-se destacar também a mudança na referência de altitude a partir da iteração 4800, que pode ser observada na figura 5.9. Verificou-se que o sistema responde bem melhor a mudanças suaves na referência de altitude.

## 5.2 Vôo Livre

Para testar a eficiência dos ganhos encontrados em bancada, o Quadrrirrotor foi levado para um ambiente amplo para que fosse possível realizar testes de vôo livre. Na figura 5.10 podemos ver o gráfico da estabilização de altitude feita num experimento de vôo livre. Verifica-se que o VANT não conseguiu seguir a referência requisitada. Entretanto, o sonar utilizado para a realimentação da altitude limitou a qualidade das experiências. Um alto grau de ruído pode ser observado. Além disso, para não comprometer a amostragem, o alcance máximo conseguido com esse sensor foi de 50cm. A baixas altitudes como essa, o robô sofre altas perturbações decorrentes da turbulência do vento gerado pelas hélices com o chão o que dificulta ainda mais o controle e a aquisição de dados. Já a figura



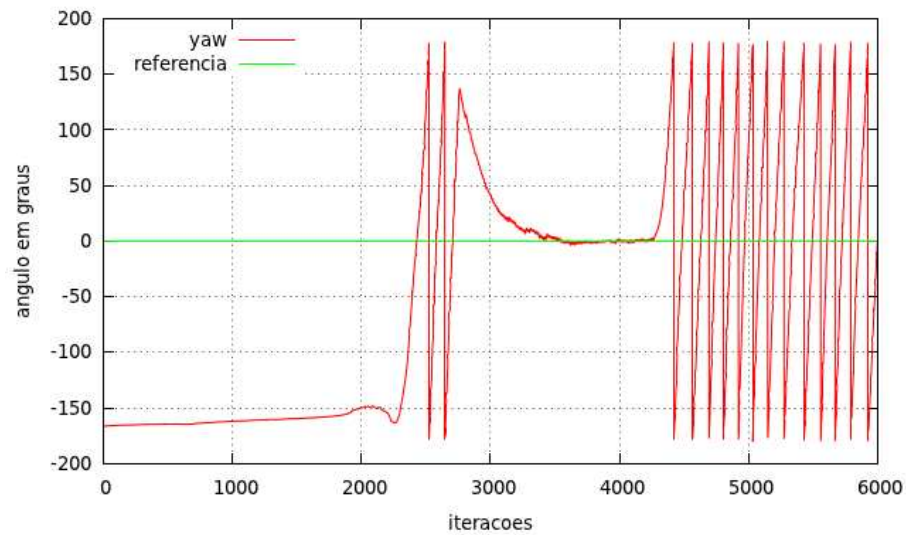


Figura 5.8: Resposta do controlador de guinada (Yaw) atuando junto ao controlador de altitude. O controlador foi ligado no instante 2850 e desligado no instante 4180. Durante esse intervalo percebe-se o bom desempenho do controlador.

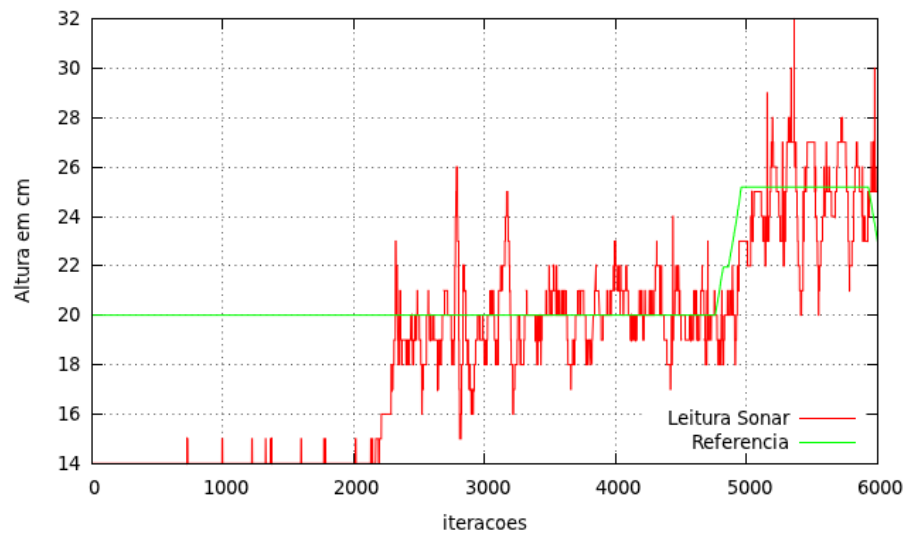


Figura 5.9: Resposta do controlador de altitude atuando junto ao controlador de guinada. O veículo decolou por volta da iteração 2300 atingindo a referência e a seguindo junto com a mudança durante a iteração 4800.

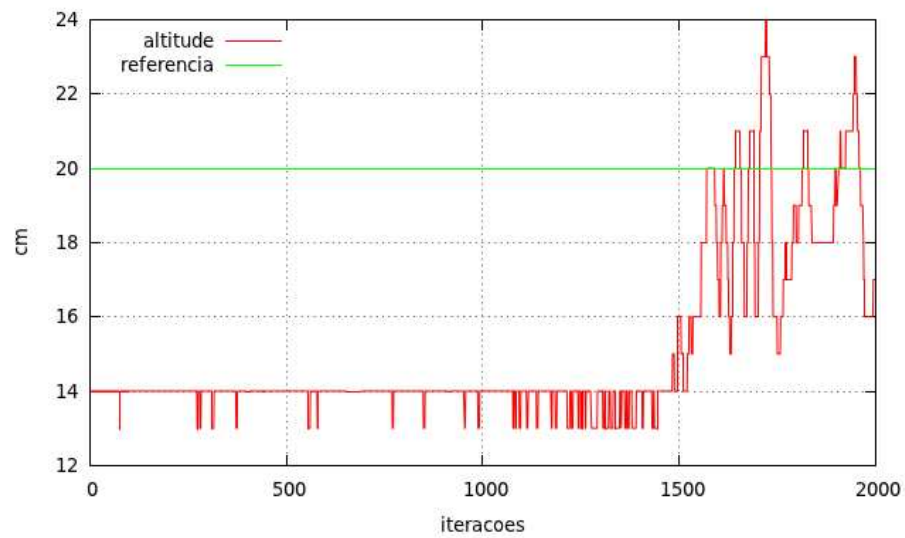


Figura 5.10: Resposta do controlador de altitude durante o voo livre.

5.11 mostra instantes em que o controle de atitude atuou na tentativa de corrigir os erros angulares. Os gráficos foram adquiridos em momentos distintos, ou seja, em diferentes experiências. Em ambas, o robô sofreu sérias avarias depois da aquisição desses dados.

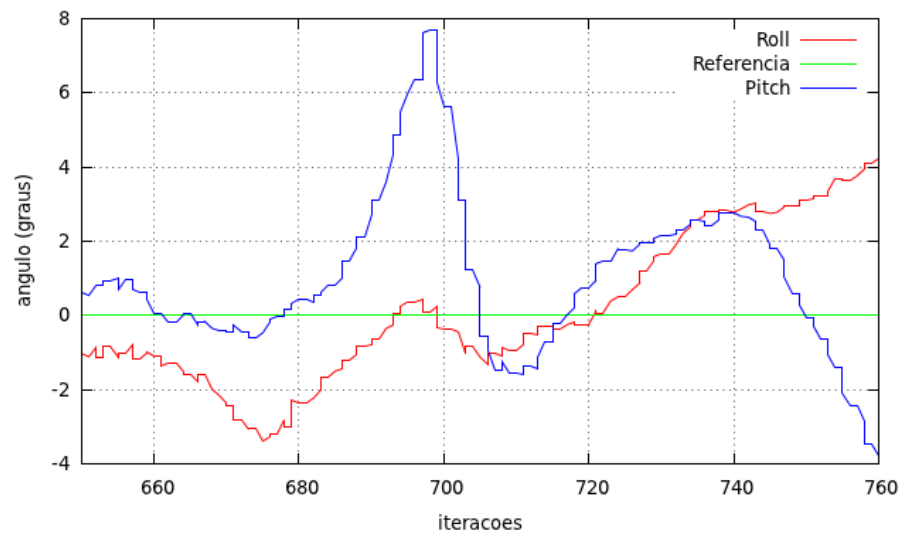


Figura 5.11: Resposta dos controladores de rolagem (roll) e arfagem (Pitch) durante o voo livre.

---

## Capítulo 6

# Conclusões e Trabalhos Futuros

---

Como destacado pelo recente trabalho de Mahony et al. (2012b), o Quadrirrotor vem se tornando uma plataforma padrão para pesquisa de robótica aérea em todo o mundo. Por mais encorajadora que seja a difusão da pesquisa desse tipo de VANT em todo o mundo, no Brasil esses números ainda são bastante discretos. Nonami et al. (2010) por exemplo, ao fazer um apurado da produção de VANTS em todo mundo, não considera o país como produtor, desenvolvedor e nem operador de VANTS.

Esse trabalho teve como objetivo construir um VANT do tipo Quadrirrotor com alta capacidade de carga, 1Kg, e que fosse capaz de ter características que o fizesse ser autônomo. Pounds et al. (2010) relatam, tanto a pouca literatura presente até então sobre veículos considerados de grande porte, quanto aos desafios encontrados pela maior inércia encontrada no robô.

Um veículo que cumpria os requisitos de área e carga útil foi construído e testado com sucesso. Para isso foi apresentada uma arquitetura de hardware e software especialmente projetada para atender os requisitos impostos que foi validada através de diversos ensaios experimentais.

Testes em bancada foram realizados a fim de ajustar os ganhos dos controladores produzidos pelo projeto baseado no modelo apresentado. Os resultados mostraram que os controladores implementados utilizando a estratégia de desacoplamento conseguiram estabilizar o Quadrirrotor com sucesso, tanto nos ângulos de rolagem e guinada quando na arfagem. Também foi implementado e testado com sucesso um controle de altitude.

Experiências de vôo livre foram executadas. O aprimoramento do controle de atitude e altitude ainda é necessário para que mais testes possam ser realizados sem que avarias sejam sofridas pelo robô. Entretanto, observou-se que a estratégia de controle utilizada é plausível para tal.

### 6.1 Trabalhos Futuros

Claras melhorias podem ser apontadas como trabalhos futuros. Como destacado no capítulo 3, boa parte da massa do VANT construído pode ser otimizada substituindo o alumínio por fibra de carbono. Além disso, baterias e computadores embarcados mais modernos também podem contribuir para a diminuição da massa do protótipo e consequente aumento do tempo de vôo.

Executar o algoritmo de controle no computador embarcado restringe o tempo de amostragem do sistema a taxa de aquisição utilizada pela USB, 25ms. Para conseguir um desempenho ainda melhor é necessário implementar os controladores no próprio microcontrolador, deixando livre o computador embarcado para executar programas de mais alto nível como processamento visual, navegação e mapeamento de ambientes, por exemplo.

Outro gargalo está no acionamento dos motores. Os acionamentos de motores *Brushless* encontrados no mercado trabalham com uma atualização de velocidade a cada 20ms. A implementação do circuito de acionamento do motor flexibilizaria a taxa de atuação desse e possibilitando com isso, taxas de atuação mais altas, que iriam possibilitar correções angulares mais rápidas e manobras bruscas.

Um sonar foi utilizado para realimentação do controle de altitude mas mostrou-se inadequado para altitude maiores do que 50cm. Além do alto ruído e de perdas de sinais constantes, a unidade microcontrolada utilizada impossibilitou a diminuição do alcance sem comprometer o tempo de amostragem. Sendo assim, para tarefas de decolagem e pouso é possível utilizar tal sensor. Entretanto, para navegação e controle de altitude, verificou-se que outros sensores deverão ser empregados para a estimação da altitude e possível controle do veículo de forma autônoma a grandes altitudes tais como acelerômetros e/ou barômetros.

## 6.2 Trabalhos publicados

Durante a realização dessa dissertação, foram gerados os seguintes trabalhos: [Guimarães, Deus, Luna, Schildt, Sanca, Medeiros & Alsina 2012] e [Guimarães, Schildt, Deus, Luna, Sanca & Alsina 2012], além do suporte aos seguintes trabalhos [Sanca et al. 2010], [Sanca et al. 2011], [Luna et al. 2012], [Schildt et al. 2012], [Laura et al. 2011].

---

## Referências Bibliográficas

---

- Abeywardena, D.M.W. & S.R. Munasinghe (2010), Performance analysis of a kalman filter based attitude estimator for a quad rotor uav, *em* 'Ultra Modern Telecommunications and Control Systems and Workshops (ICUMT), 2010 International Congress on', pp. 466 –471.
- 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.
- Altug, E., J.P. Ostrowski & C.J. Taylor (2003), Quadrotor control using dual camera visual feedback, *em* 'Robotics and Automation, 2003. Proceedings. ICRA '03. IEEE International Conference on', Vol. 3, pp. 4294 – 4299 vol.3.
- Altug, E., J.P. Ostrowski & R. Mahony (2002), Control of a quadrotor helicopter using visual feedback, *em* 'Robotics and Automation, 2002. Proceedings. ICRA '02. IEEE International Conference on', Vol. 1, pp. 72 – 77 vol.1.
- Åström, K.J. & B. Wittenmark (1997), *Computer-controlled systems: theory and design*, Prentice Hall information and system sciences series, Prentice Hall.
- Bhave, A., B.H. Krogh, D. Garlan & B. Schmerl (2011), View consistency in architectures for cyber-physical systems, *em* 'Cyber-Physical Systems (ICCPS), 2011 IEEE/ACM International Conference on', pp. 151 –160.
- Bouabdallah, S., A. Noth & R. Siegwart (2004), Pid vs lq control techniques applied to an indoor micro quadrotor, *em* 'Intelligent Robots and Systems, 2004. (IROS 2004). Proceedings. 2004 IEEE/RSJ International Conference on', Vol. 3, pp. 2451 – 2456 vol.3.
- Bouabdallah, S., M. Becker & R. Siegwart (2007), 'Autonomous miniature flying robots: coming soon! - research, development, and results', *Robotics Automation Magazine, IEEE* **14**(3), 88 –98.
- Bouabdallah, S., P. Murrieri & R. Siegwart (2004), Design and control of an indoor micro quadrotor, *em* 'Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA '04. 2004 IEEE International Conference on', Vol. 5, pp. 4393 – 4398 Vol.5.
- Bouabdallah, S. & R. Siegwart (2007), Full control of a quadrotor, *em* 'Intelligent Robots and Systems, 2007. IROS 2007. IEEE/RSJ International Conference on', pp. 153 –158.

- Bouabdallah, Samir (2007), Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying, Tese de doutorado, ÉCOLE POLYTECHNIQUE FÉDÉRALE DE LAUSANNE.
- Bouhali, O. & H. Boudjedir (2011), Neural network control with neuro-sliding mode observer applied to quadrotor helicopter, *em* 'Innovations in Intelligent Systems and Applications (INISTA), 2011 International Symposium on', pp. 24 –28.
- Bramwell, A.R.S., G.T.S. Done, G. Done & D. Balmford (2001), *Bramwell's 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.
- 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.
- Colorado, J., A. Barrientos, A. Martinez, B. Lafaverge & J. Valente (2010), Mini-quadrotor attitude control based on hybrid backstepping and frenet-serret theory, *em* 'Robotics and Automation (ICRA), 2010 IEEE International Conference on', pp. 1617 –1622.
- Coza, C. & C.J.B. Macnab (2006), A new robust adaptive-fuzzy control method applied to quadrotor helicopter stabilization, *em* 'Fuzzy Information Processing Society, 2006. NAFIPS 2006. Annual meeting of the North American', pp. 454 –458.
- Diao, Chen, Bin Xian, Qiang Yin, Wei Zeng, Haotao Li & Yungao Yang (2011), A nonlinear adaptive control approach for quadrotor uavs, *em* 'Control Conference (ASCC), 2011 8th Asian', pp. 223 –228.
- Dunfield, J., M. Tarbouchi & G. Labonte (2004), Neural network based control of a four rotor helicopter, *em* 'Industrial Technology, 2004. IEEE ICIT '04. 2004 IEEE International Conference on', Vol. 3, pp. 1543 – 1548 Vol. 3.
- Erdoş, D. & S.E. Watkins (2008), Uav autopilot integration and testing, *em* 'Region 5 Conference, 2008 IEEE', pp. 1 –6.
- Erginer, B. & E. Altug (2007), Modeling and pd control of a quadrotor vtol vehicle, *em* 'Intelligent Vehicles Symposium, 2007 IEEE', pp. 894 –899.
- Evans, J., G. Inalhan, Jung Soon Jang, R. Teo & C.J. Tomlin (2001), Dragonfly: a versatile uav platform for the advancement of aircraft navigation and control, *em* 'Digital Avionics Systems, 2001. DASC. The 20th Conference', Vol. 1, pp. 1C3/1 –1C3/12 vol.1.
- Fay, Gary (2001), Derivation of the aerodynamic forces for the mesicopter simulation, Página na internet, Stanford University, USA.

- Fowers, S.G., Dah-Jye Lee, B.J. Tippetts, K.D. Lillywhite, A.W. Dennis & J.K. Archibald (2007), Vision aided stabilization and the development of a quad-rotor micro uav, *em* 'Computational Intelligence in Robotics and Automation, 2007. CIRA 2007. International Symposium on', pp. 143 –148.
- Ghadiok, Vaibhav, Jeremy Goldin & Wei Ren (2011), Autonomous indoor aerial gripping using a quadrotor, *em* 'Intelligent Robots and Systems (IROS), 2011 IEEE/RSJ International Conference on', pp. 4645 –4651.
- Grzonka, S., G. Grisetti & W. Burgard (2012), 'A fully autonomous indoor quadrotor', *Robotics, IEEE Transactions on* **28**(1), 90 –100.
- Guenard, N., T. Hamel & R. Mahony (2008), 'A practical visual servo control for an unmanned aerial vehicle', *Robotics, IEEE Transactions on* **24**(2), 331 –340.
- Guimarães, João Paulo F., Alessandro N. Schildt, Michel S. Deus, Tania L. Luna, Armando S. Sanca & Pablo J. Alsina (2012), Fully autonomous quadrotor: A testbed platform for aerial robotics tasks., *em* 'Latin American Robotics Symposium, LARS 2012', Brazil.
- Guimarães, João Paulo F., Michel S. Deus, Tania L. Luna, Alessandro N. Schildt, Armando S. Sanca, Adelardo A. D. Medeiros & Pablo J. Alsina (2012), Estratégia de estabilização para um helicóptero quadri-rotor autônomo, *em* 'Proceedings of the CBA 2012 - Congresso Brasileiro de Automação', BRA.
- Gurdan, D., J. Stumpf, M. Achtelik, K.-M. Doth, G. Hirzinger & D. Rus (2007), Energy-efficient autonomous four-rotor flying robot controlled at 1 khz, *em* 'Robotics and Automation, 2007 IEEE International Conference on', pp. 361 –366.
- Hall, C.E., Jr. (2001), A real-time linux system for autonomous navigation and flight attitude control of an uninhabited aerial vehicle, *em* 'Digital Avionics Systems, 2001. DASC. The 20th Conference', Vol. 1, pp. 1A1/1 –1A1/9 vol.1.
- Hamel, Tarek, Robert Mahony, Rogelio Lozano & James Ostrowski (2002), 'Dynamic modelling and configuration stabilization for an x4-flyer'.
- Hoffmann, Gabriel M., Haomiao Huang, Steven L. Waslander & Claire J. Tomlin (2007), Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment, *em* 'In the Proceedings of the 2007 AIAA Conference on Guidance, Control, and Navigation'.
- Huggins, R.A. (2008), *Advanced Batteries: Materials Science Aspects*, SpringerLink: Springer e-Books, Springer.  
**URL:** <http://books.google.com.br/books?id=atEOtixRHvcC>
- Ilarslan, M., M.K. Bayrakceken & A. Arisoy (2010), Avionics system design of a mini vtol uav, *em* 'Digital Avionics Systems Conference (DASC), 2010 IEEE/AIAA 29th', pp. 6.A.3–1 –6.A.3–7.



- Ilarslan, M., M.K. Bayrakceken & A. Arisoy (2011), 'Avionics system design of a mini vtol uav', *Aerospace and Electronic Systems Magazine, IEEE* **26**(10), 35 –40.
- Jang, J. S., Liccardo Darren (2006), Automation of small uavs using a low cost mems sensor and embedded computing platform, *em* '25th DASC paper'.
- Kendoul, F. & K. Nonami (2009), A visual navigation system for autonomous flight of micro air vehicles, *em* 'Intelligent Robots and Systems, 2009. IROS 2009. IEEE/RSJ International Conference on', pp. 3888 –3893.
- Kottenstette, N. & J. Porter (2009), Digital passive attitude and altitude control schemes for quadrotor aircraft, *em* 'Control and Automation, 2009. ICCA 2009. IEEE International Conference on', pp. 1761 –1768.
- Laura, Tania L., Pablo J. Alsina, Adelardo A. Medeiros, João Paulo F. Guimarães & Armando S. Sanca (2011), Posicionamento de um veículo aéreo não tripulado para detecção de corrosões em dutos, *em* 'Petro and Química', Valette Editora. vol 338.
- Leishman, J. Gordon (2002), The bréget-richet quad-rotor helicopter of 1907, Página na internet.  
**URL:** <http://terpconnect.umd.edu/~leishman/Aero/Breguet.pdf>
- Lim, Hyon, Jaemann Park, Daewon Lee & H.J. Kim (2012), 'Build your own quadrotor: Open-source projects on unmanned aerial vehicles', *Robotics Automation Magazine, IEEE* **19**(3), 33 –45.
- Luna, Tania L., João Paulo F. Guimarães, Michel S. Deus, , Alessandro N. Schildt, Armando S. Sanca, Adelardo A. D. Medeiros & Pablo J. Alsina (2012), Monitoring of sugar cane plantations by a micro-unmanned aerial vehicle., *em* 'First International Conference on Robotics, Associated High-Technologies and Equipement for Agriculture RHEA', Italy.
- Lupashin, S., A. Schoandl, M. Sherback & R. D'Andrea (2010), A simple learning strategy for high-speed quadrocopter multi-flips, *em* 'Robotics and Automation (ICRA), 2010 IEEE International Conference on', pp. 1642 –1648.
- Lupashin, S., A. Schollig, M. Hehn & R. D'Andrea (2011), The flying machine arena as of 2010, *em* 'Robotics and Automation (ICRA), 2011 IEEE International Conference on', pp. 2970 –2971.
- Madani, T. & A. Benallegue (2007), Sliding mode observer and backstepping control for a quadrotor unmanned aerial vehicles, *em* 'American Control Conference, 2007. ACC '07', pp. 5887 –5892.
- Mahony, R., V. Kumar & P. Corke (2012a), 'Multirotor aerial vehicles: Modeling, estimation, and control of quadrotor', *Robotics Automation Magazine, IEEE* **19**(3), 20 –32.

- Mahony, R., V. Kumar & P. Corke (2012b), 'Multirotor aerial vehicles: Modeling, estimation, and control of quadrotor', *Robotics Automation Magazine, IEEE* **19**(3), 20–32.
- Maranhão, D. & P. Alsina (2009), Project of a hardware and software architecture for an unmanned aerial vehicle, *em* 'Robotics Symposium (LARS), 2009 6th Latin American', pp. 1–6.
- Michael, N., D. Mellinger, Q. Lindsey & V. Kumar (2010), 'The grasp multiple micro-uav testbed', *Robotics Automation Magazine, IEEE* **17**(3), 56–65.
- Moir, Ian & Allan (2006), Military avionics systems, *em* 'Military Avionics Systems', Vol. 3, pp. 0–470–01632–9.
- Mokhtari, A. & A. Benallegue (2004), Dynamic feedback controller of euler angles and wind parameters estimation for a quadrotor unmanned aerial vehicle, *em* 'Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA '04. 2004 IEEE International Conference on', Vol. 3, pp. 2359–2366 Vol.3.
- Mokhtari, A., A. Benallegue & B. Daachi (2005), Robust feedback linearization and gh infin; controller for a quadrotor unmanned aerial vehicle, *em* 'Intelligent Robots and Systems, 2005. (IROS 2005). 2005 IEEE/RSJ International Conference on', pp. 1198–1203.
- Murray, A., P. Kettle & F. Moynihan (1997), Advances in brushless motor control, *em* 'American Control Conference, 1997. Proceedings of the 1997', Vol. 6, pp. 3985–3989 vol.6.
- Nikolakopoulos, G., K. Alexis, I. Arvanitakis & A. Tzes (2010), A collaborative unmanned helicopter control strategy for image compression and wireless transmission, *em* 'Control Automation (MED), 2010 18th Mediterranean Conference on', pp. 1206–1211.
- Nonami, K., F. Kendoul, S. Suzuki, W. Wang & D. Nakazawa (2010), *Autonomous Flying Robots: Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles*, Springer.  
**URL:** <http://books.google.com.br/books?id=6H-ANYxUKzwC>
- Orsag, M., M. Poropat & S. Bogdan (2010), Hybrid fly-by-wire quadrotor controller, *em* 'Industrial Electronics (ISIE), 2010 IEEE International Symposium on', pp. 202–207.
- Orsag, M. & S. Bogdan (2009), Hybrid control of quadrotor, *em* 'Control and Automation, 2009. MED '09. 17th Mediterranean Conference on', pp. 1239–1244.
- Pounds, P. & R. Mahony (2009a), Design principles of large quadrotors for practical applications, *em* 'Robotics and Automation, 2009. ICRA '09. IEEE International Conference on', pp. 3265–3270.

- Pounds, P. & R. Mahony (2009b), Design principles of large quadrotors for practical applications, *em* 'Robotics and Automation, 2009. ICRA '09. IEEE International Conference on', pp. 3265 –3270.
- Pounds, P., R. Mahony & P. Corke (2009), 'Design of a static thruster for microair vehicle rotorcraft', *Journal of Aerospace Engineering* **22**(1), 85–94.
- Pounds, P, R Mahony & Peter Corke (2010), 'Modelling and control of a large quadrotor robot', *Control Engineering Practice* **18**(7), 691 –699.
- Sanca, Armando S., João Paulo F. Guimarães, Jês de Jesus F. Cerqueira & Pablo J. Alsina (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, A.S., P.J. Alsina & J. de Jesus F. Cerqueira (2008), Dynamic modelling of a quadrotor aerial vehicle with nonlinear inputs, *em* 'Robotic Symposium, 2008. LARS '08. IEEE Latin American', pp. 143 –148.
- Schildt, Alessandro N., Michel S. Deus, João Paulo F. Guimarães, Tania L. Luna, Armando S. Sanca & Pablo J. Alsina (2012), Hardware and telemetry architectures to a quadrotor type unmanned aerial vehicle., *em* 'Robocontrol, 2012, Unesp, Baurú-SP. 5 Workshop Robocontrol', Brazil.
- Seddon, J. (1990), *Basic helicopter aerodynamics*, AIAA education series, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Siegwart, R. & R.S.I.R. Nourbakhsh (2004), *Intro to Autonomous Mobile Robots*, Intelligent Robots and Autonomous Agents Series, Mit Press.
- Soumelidis, A., P. Gaspar, G. Regula & B. Lantos (2008), Control of an experimental mini quad-rotor uav, *em* 'Control and Automation, 2008 16th Mediterranean Conference on', pp. 1252 –1257.
- Suh, Young Soo (2003), Attitude estimation using low cost accelerometer and gyroscope, *em* 'Science and Technology, 2003. Proceedings KORUS 2003. The 7th Korea-Russia International Symposium on', Vol. 2, pp. 423 –427 vol.2.
- Vicon (2011), 'Motion capture systems,' available online at [www.vicon.com](http://www.vicon.com)'.
- Waslander, S.L., G.M. Hoffmann, Jung Soon Jang & C.J. Tomlin (2005), Multi-agent quadrotor testbed control design: integral sliding mode vs. reinforcement learning, *em* 'Intelligent Robots and Systems, 2005. (IROS 2005). 2005 IEEE/RSJ International Conference on', pp. 3712 – 3717.

- Yongliang, W., W. Tianmiao, L. Jianhong, W. Chaolei & Z. Chen (2008), Attitude estimation for small helicopter using extended kalman filter, *em* 'Robotics, Automation and Mechatronics, 2008 IEEE Conference on', pp. 577 –581.
- Zairi, S. & D. Hazry (2011), Adaptive neural controller implementation in autonomous mini aircraft quadrotor (amac-q) for attitude control stabilization, *em* 'Signal Processing and its Applications (CSPA), 2011 IEEE 7th International Colloquium on', pp. 84 –89.
- Zanoni, Fábio Doro (2012), Modelagem e implementação do sistema de navegação para um AUV., Tese de doutorado, Universidade de São Paulo.
- Zul Azfar, A. & D. Hazry (2011), A simple approach on implementing imu sensor fusion in pid controller for stabilizing quadrotor flight control, *em* 'Signal Processing and its Applications (CSPA), 2011 IEEE 7th International Colloquium on', pp. 28 –32.

---

## Apêndice A

### Descrição dos efeitos aerodinâmicos

---

$$\alpha_{\phi} = -h\left(\sum_{i=1}^4 H_{yi}\right) + (-1)^{i+1} \sum_{i=1}^4 R_{mxi} \quad (\text{A.1})$$

$$\alpha_{\theta} = h\left(\sum_{i=1}^4 H_{xi}\right) + (-1)^{i+1} \sum_{i=1}^4 R_{myi} \quad (\text{A.2})$$

$$\alpha_{\psi} = l(H_{x2} - H_{x4}) + l(-H_{y1} + H_{y3}) \quad (\text{A.3})$$

$$\alpha_x = -\sum_{i=1}^4 H_{xi} - \frac{1}{2}C_x A_c \rho \dot{x} \quad (\text{A.4})$$

$$\alpha_y = \sum_{i=1}^4 H_{yi} - \frac{1}{2}C_x A_c \rho \dot{y} \quad (\text{A.5})$$

$H$  A força *Hub* representa a resultante das forças que atuam na horizontal da hélice;

$(-1)^{i+1} \sum_{i=1}^4 R_{mxi}$  Momento gerado pela diferença de empuxos produzidos pelos lados diferentes da pás de uma hélice.

$l(H_{x2} - H_{x4})$  Forças horizontais que atuam na hélice em um voo frontal;

$l(-H_{y1} + H_{y3})$  Forças horizontais que atuam na hélice em um voo lateral;

$\sum_{i=1}^4 H_{xi}$  Forças horizontais que atuam na hélice em torno do eixo x;

$\frac{1}{2}C_x A_c$  arrasto aerodinâmico;