

# DESENVOLVIMENTO DE UM QUADRICÓPTERO AUTÔNOMO COM CONTROLE DINÂMICO DE ESTABILIDADE

Felipe Benincasa  
Marco Antonio Siqueira Camargo  
Orientador: Prof. Dr. Jun Okamoto Jr.

Departamento de Engenharia Mecatrônica e de Sistemas Mecânicos  
Escola Politécnica da Universidade de São Paulo

São Paulo  
Novembro de 2011



## **FICHA CATALOGRÁFICA**

**Benincasa, Felipe**

**Desenvolvimento de um quadricóptero autônomo com controle dinâmico de estabilidade / F. Benincasa, M.A.S. Camargo. -- São Paulo, 2011.**

**61 p.**

**Trabalho de Formatura - Escola Politécnica da Universidade de São Paulo. Departamento de Engenharia Mecatrônica e de Sistemas Mecânicos.**

**1. Protótipo (Desenvolvimento) 2. Quadricóptero 3. Dinâmica (Controle) 4. Estabilidade 5. Tempo real I. Camargo, Marco Antonio Siqueira II. Universidade de São Paulo. Escola Politécnica. Departamento de Engenharia Mecatrônica e de Sistemas Mecânicos  
III. t.**

---

# Agradecimentos

Gostariamos de agradecer a Escola Politécnica da Universidade de São Paulo e a École Centrale de Nantes pela contribuição a nossa formação como Engenheiros Mecatrônicos.

Agradecemos também ao nosso orientador, Professor Dr. Jun Okamoto Jr., por todo o auxílio prestado ao longo do ano e por seus conselhos sempre muito valiosos. Agradecemos também ao Professor Marcos Barretto por seus conselhos e por seu tempo e interesse.

Gostariamos de agradecer também a todos os integrantes do LPA da Universidade de São Paulo. Agradecemos a José Carlos dos Santos, Maria Angélica C. D. Pereira e Daniel Igor Mendoza Quiñones pela imensa solicitude e por todo aprendizado que obtivemos.

Um agradecimento especial ao Igor Souza pois foi um dos motivadores deste projeto. À Elisa G. Matté por toda paciência, auxílio e seu bom-humor.

E finalmente, gostariamos de agradecer aos nossos familiares e amigos que sempre nos apoiaram incondicionalmente durante toda a nossa formação. Sem eles, com certeza, não teríamos sido capazes de realizar este e nossos outros projetos.

Felipe Benincasa e Marco Antonio S. Camargo



## Resumo

Os UAVs são veículos aéreos não tripulados que podem ser autônomos ou comandados por um navegador. Os quadricópteros UAVs são aeronaves compostas de quatro rotores coplanares com hélices adjacentes girando em sentidos opostos. Devido à sua configuração, os quadricópteros, diferentemente dos helicópteros, controlados através da inclinação das pás, são controlados através das velocidades dos motores. O avanço no campo dos sensores e da eletrônica permitiu uma popularização destes veículos e uma maior facilidade no seu desenvolvimento.

Este projeto consiste no desenvolvimento completo de um quadricóptero UAV desde sua estrutura mecânica até o controle de estabilidade dinâmica do veículo em tempo real e em malha fechada. O dimensionamento da estrutura mecânica e a prototipagem resultaram em um modelo com aproximadamente 1440 g e envergadura de 80 cm. Foram realizadas duas tentativas de controle de estabilidade da aeronave com considerações sobre os sensores, comunicação, algoritmo de controle e modos de voo do veículo. Neste documento são apresentadas as estratégias de controle implementadas e os resultados dos testes realizados.

Apesar de não ter sido possível obter um resultado satisfatório para a estabilização dos ângulos de roll e pitch que permitissem testes de voo e estabilização do eixo vertical, nosso empenho ao longo do ano resultou num protótipo bastante funcional e organizado, que dispõe de uma estrutura de software robusta com comunicação serial por wifi, tomada de dados de sensores através do protocolo I2C, monitoração do nível de tensão da bateria, além de um código bastante organizado e documentado. Todo o controle de estabilidade em malha fechada está estruturado prevendo a utilização de filtros, estimadores, controladores e atuadores. Acreditamos fortemente no sucesso desse projeto e esperamos que outros alunos possam se concentrar no aperfeiçoamento do protótipo e da estrutura de controle e no tratamento dos dados oriundos dos sensores para concluir nosso trabalho.

**Palavras chave:** UAV, quadricóptero, controle de estabilidade, tempo real, PID, malha fechada, I2C.



# Sumário

<b>1</b>	<b>Introdução</b>	<b>8</b>
<b>2</b>	<b>Quadricópteros</b>	<b>9</b>
2.1	Histórico . . . . .	9
2.2	Dinâmica e cinemática de voo . . . . .	9
2.2.1	Cinemática . . . . .	11
2.2.2	Dinâmica de translação . . . . .	12
2.2.3	Dinâmica de rotação . . . . .	14
2.3	Estabilização dinâmica . . . . .	15
2.3.1	Controlador PID . . . . .	15
2.4	Projetos similares . . . . .	17
<b>3</b>	<b>Projeto e Protótipo</b>	<b>20</b>
3.1	Especificação . . . . .	20
3.2	Modelo . . . . .	21
3.3	Protótipo . . . . .	22
3.4	Projeto de Hardware . . . . .	26
3.4.1	Sensores de movimento . . . . .	27
3.5	Projeto de Software . . . . .	27
3.5.1	Estrutura de funcionamento . . . . .	27
3.5.2	Modos de voo . . . . .	28
3.5.3	Estrutura de controle . . . . .	29
3.5.4	Segurança . . . . .	29
3.5.5	Comandos . . . . .	30
3.5.6	Dados dos sensores . . . . .	31
3.5.7	Funções matemáticas implementadas . . . . .	32



<b>4</b>	<b>Estabilização por Ângulo</b>	<b>37</b>
4.1	Composição dos sensores . . . . .	37
4.1.1	Acelerômetro . . . . .	37
4.1.2	Análise tridimensional . . . . .	38
4.1.3	Medida angular com o giroscópio tri-axial . . . . .	39
4.1.4	Combinação das duas medidas para uma melhor estimativa dos ângulos de <i>pitch</i> e <i>roll</i> (Estimador) . . . . .	39
4.1.5	Estimativa da aceleração na direção z . . . . .	41
4.1.6	Teste da estimativa realizada pelo filtro . . . . .	41
4.2	Ajuste dos motores . . . . .	44
4.3	Bancada de testes - Sintonia do PID . . . . .	45
<b>5</b>	<b>Estabilização por Velocidade Angular</b>	<b>47</b>
5.1	Motivações . . . . .	47
5.2	Filtros das medidas do sensor . . . . .	47
5.3	Testes - Controle de estabilidade PID . . . . .	49
<b>6</b>	<b>Futuro do Projeto</b>	<b>51</b>
<b>7</b>	<b>Conclusão</b>	<b>52</b>
<b>8</b>	<b>Referências Bibliográficas</b>	<b>54</b>



# Lista de Figuras

2.1	Primeiro quadricóptero construído com sucesso: “Jerome-de BothezatFlying Octopus” em 1923 (Extraído de [4]) . . . . .	9
2.2	Foto de um AR.Drone, quadricóptero de lazer desenvolvido pela Parrot S.A. (Extraído de [1]) . . . . .	10
2.3	Sistema de coordenadas do Veículo (SV) . . . . .	10
2.4	Força de sustentação gerada por cada motor . . . . .	12
3.1	Dimensões iniciais do projeto . . . . .	21
3.2	Vista geral da estrutura mecanica do quadrocóptero projetado . . . . .	22
3.3	Os dois sensores são representados em verde e os ESCs em vermelho . . . . .	23
3.5	Chicote de acionamento dos motores . . . . .	23
3.4	Detalhe dos componentes (bateria em azul) . . . . .	24
3.6	Sensores inerciais . . . . .	25
3.7	Protótipo . . . . .	26
3.8	Pass-through mode: Nunchuk conectado no Wii Motion Plus (Extraído de [6]) . .	27
3.9	Estados de voo do quadricóptero . . . . .	28
3.10	Diagrama de controle . . . . .	29
3.11	Dados obtidos do Wii Motion Plus (Extraído de [9]) . . . . .	32
3.12	Dados obtidos do Nunchuk (Extraído de [9]) . . . . .	32
3.13	Implementação de $\sin(x)$ . . . . .	33
3.14	Implementação de $\sin(x)$ . . . . .	34
3.15	Implementação de $\sqrt{x}$ . . . . .	36
4.1	Ângulo real e ângulo percebido pelo acelerômetro . . . . .	38
4.2	Filtragem e estimativa dos ângulos . . . . .	40
4.3	Erro da estimativa angular do acelerômetro . . . . .	40
4.4	Ponderação dos sensores . . . . .	41
4.5	Teste angular . . . . .	42
4.6	Estimativa angular realizada pelo acelerômetro . . . . .	43
4.7	Estimativa angular obtida pelo filtro . . . . .	43
4.8	Relação entre as velocidades do motor dianteiro e traseiro . . . . .	44

4.9	Montagem utilizada para tuning do PID . . . . .	45
4.10	Análise da oscilação do quadricóptero . . . . .	46
5.1	Sinal do giroscópio com os motores desligados . . . . .	48
5.2	Sinal do giroscópio e filtro com motores ligados . . . . .	48
5.3	Controle com $P = 100$ . . . . .	49
5.4	Controle com $P = 500$ . . . . .	50
5.5	Controle com $P = 1000$ . . . . .	50



# Capítulo 1

## Introdução

Os UAVs (Unmanned Aerial Vehicles), ou veículos aéreos não tripulados, na sigla em português, podem auxiliar o homem em tarefas diversas nas quais o acesso é difícil por operadores humanos ou em situações que oferecem risco à sua integridade física. Existem vários tipos de UAV dos quais podemos citar aeromodelos controlados por rádio, helicópteros e quadricópteros.

O quadricóptero possui quatro rotores coplanares, com hélices adjacentes girando em sentidos opostos. Uma das diferenças do quadricóptero em relação ao helicóptero convencional é que o controle atua na velocidade dos motores e não na inclinação das pás do rotor principal ou na velocidade de rotação do rotor de cauda. Com o desenvolvimento tecnológico, sobretudo de componentes eletrônicos como sensores e microprocessadores, a construção de pequeno modelos de quadricópteros tornou-se mais simples e mais acessível financeiramente. A aplicação prática desse tipo de veículo aéreo depende de um controle dinâmico de estabilidade em tempo real em malha fechada. [19]

Nesse projeto propomos o desenvolvimento de um quadricóptero incluindo a sua construção mecânica, sistema de controle embarcado e desenvolvimento de software de controle de movimentos que executa um controle dinâmico de estabilidade em tempo real e em malha fechada. Para a operação em malha fechada de controle, será necessário o uso de acelerômetros e giroscópios, a fim de obter as acelerações e rotações com relação ao sistema de referência inercial (neste caso, a Terra).

## Capítulo 2

# Quadricópteros

### 2.1 Histórico

O Quadricóptero foi uma das primeiras aeronaves mais pesadas que o ar capaz de realizar uma decolagem e um pouso vertical. Os protótipos que vieram em seguida não possuíam ainda um controle de estabilidade muito avançado, e por esta razão, os quadricópteros não vingaram como aeronaves para uso comercial e industrial Leishman [18].

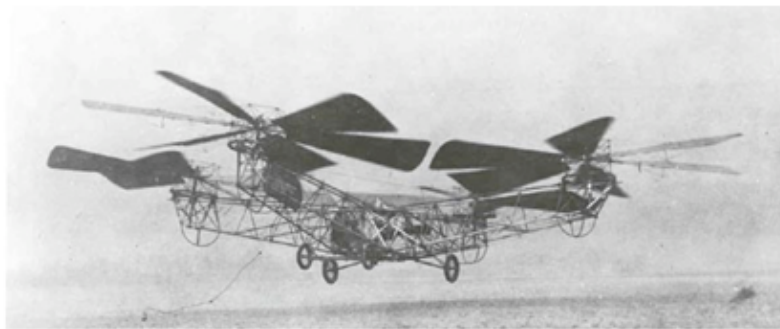


Figura 2.1: Primeiro quadricóptero construído com sucesso: “Jerome-de Bothezat Flying Octopus” em 1923 (Extraído de [4])

Entretanto, uma nova geração de quadricópteros, não tripulados e de dimensões reduzidas, começou a surgir e ganhar espaço. O interesse comercial nesse tipo de aeronaves é, sobretudo, pelo fato desses veículos serem pequenos e possuírem certa agilidade de manobra. Assim, são capazes de voar em lugares fechados ou abertos e podem atingir lugares de difícil acesso. Duas indústrias que têm um interesse particular sobre esse tipo de veículo hoje em dia são a indústria militar e a indústria de lazer.

### 2.2 Dinâmica e cinemática de voo

O ponto de partida do projeto é a realização de um estudo do movimento do veículo para melhor entender como funciona sua sustentação, translação, rotação e estabilidade.

Baseado em [11], para a determinação do movimento de um corpo rígido são necessárias 12 equações diferenciais, que caracterizam, assim, a posição do veículo e suas velocidades em relação a um dado referencial. Temos então seis graus de liberdade a serem estudados sendo que três correspondem à posição do centro de massa e os outros três às orientações do veículo.



Figura 2.2: Foto de um AR.Drone, quadricóptero de lazer desenvolvido pela Parrot S.A. (Extraído de [1])

Podemos representar um quadricóptero com um sistema de coordenadas fixo ao centro de massa. Esse sistema é adjacente ao corpo, se movimenta junto com ele e é representado pelos versores  $(\vec{i}, \vec{j}, \vec{k})$ .

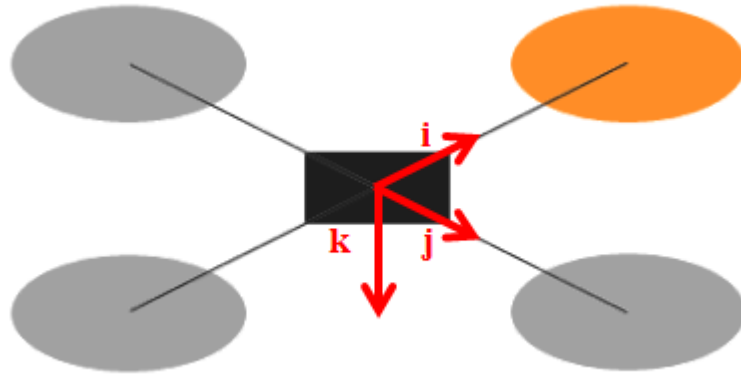


Figura 2.3: Sistema de coordenadas do Veículo (SV)

O outro sistema de coordenadas é o associado ao referencial inercial fixado na terra. Esse sistema de coordenadas (SI) é representado pelos versores  $(\vec{i}_i, \vec{j}_i, \vec{k}_i)$ . A partir desses dois sistemas de coordenadas, definimos as seguintes variáveis:

$\vec{s} = (x, y, z)$ ; vetor posição do centro de massa em relação a SI

$\vec{v} = (u, v, w)$ ; vetor velocidade em relação a SV

$\vec{\alpha} = (\phi, \theta, \psi)$ ; ângulos de Euler (pitch, roll e yaw) em relação a SI

$\vec{\omega} = (p, q, r)$ ; velocidade angular em relação a SV



### 2.2.1 Cinemática

O vetor posição é definido em relação a SI ao passo que o vetor de velocidade é definido em relação ao sistema de coordenadas do veículo, SV. Descrever a cinemática do modelo impõe que sejamos capazes de representar qualquer grandeza tanto em SI quanto em SV. Necessitamos, portanto, definir a matriz de transformação de coordenadas, ou matriz de rotação de Euler. Ela é definida a partir de uma rotação  $\psi$  em torno do eixo  $k$ , seguida de uma rotação  $\theta$  em torno do eixo  $j$  e uma rotação  $\phi$  em torno do eixo  $i$ , todas no sentido horário. A matriz de rotação de Euler de SV para SI ( $T_{VI}$ ) é dada por:

$$T_{\psi} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\psi & \sin\psi \\ 0 & -\sin\psi & \cos\psi \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

$$T_{\theta} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

$$T_{\phi} = \begin{bmatrix} \cos\phi & \sin\phi & 0 \\ -\sin\phi & \cos\phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

$$T_{VI} = T_{SV \rightarrow SI} = T_{\phi} \cdot T_{\theta} \cdot T_{\psi} \quad (2.4)$$

$$T_{IV} = T_{VI}^t \quad (2.5)$$

Dessa maneira, tomando a primeira derivada temporal de  $s$ , temos:

$$\frac{d\vec{s}}{dt} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = T_{IV} \cdot \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \Rightarrow \dot{s} = T_{IV} \cdot \vec{v} \quad (2.6)$$

Analogamente, a relação entre velocidade angular e ângulos de Euler é dada por:

$$\vec{\omega} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \cdot \cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \cdot \sin\theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \Rightarrow \vec{\omega} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \cdot \cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \cdot \sin\theta \end{bmatrix} \cdot \vec{\dot{\alpha}} \quad (2.7)$$

Invertendo a equação, temos:

$$\vec{\dot{\alpha}} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \cdot \tan\theta & \cos\phi \cdot \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi \cdot \sec\theta & \cos\phi \cdot \sec\theta \end{bmatrix} \cdot \vec{\omega} \quad (2.8)$$

Dessa maneira, a cinemática do modelo pode ser completamente descrita. Necessitamos, agora, compreender a dinâmica da aeronave.

### 2.2.2 Dinâmica de translação

Da segunda lei de Newton, considerando que a massa do modelo não varia com o tempo, no sistema de coordenadas SI, obtemos:

$$M \cdot \ddot{s} = f \quad (2.9)$$

Como SV é um sistema em translação e rotação em relação ao referencial inercial SI, devemos considerar as forças de Coriolis. A nova relação, no SV, é dada pela seguinte equação:

$$M \cdot (\dot{v} + \omega \wedge v) = f \quad (2.10)$$

Onde  $M$  é a massa total da aeronave, e  $f$ , a resultante das forças externas atuando no quadricóptero.

Da relação anterior:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \wedge \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \frac{f}{M} \Rightarrow \vec{\dot{v}} = \begin{bmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{bmatrix} + \frac{f}{M} \quad (2.11)$$

A resultante das forças externas atuando no quadricóptero pode ser subdividida em três: peso, reação dos motores, e arrasto.

#### Peso

$$P_{SI} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ M \cdot g \end{bmatrix} \Rightarrow M \cdot g \cdot \begin{bmatrix} -\sin\theta \\ \sin\phi \cdot \cos\theta \\ \cos\phi \cdot \cos\theta \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

#### Ação dos motores

A força de sustentação  $F_i$  gerada por cada motor é dada na figura a seguir:

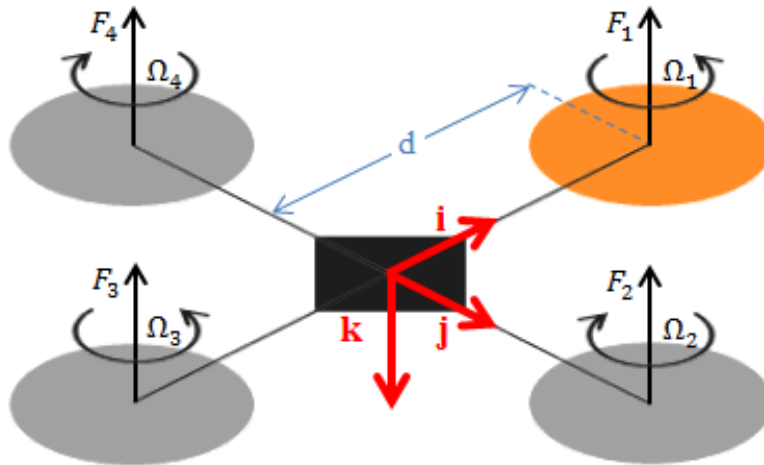


Figura 2.4: Força de sustentação gerada por cada motor

Da figura 4, obtemos:

$$\vec{s}_{sv} = - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

O sinal negativo é devido à orientação do versor  $\hat{k}$  (para baixo). Cada uma dessas forças  $F_i$  é proporcional ao pulso elétrico enviado ao motor. A constante de proporcionalidade pode ser calculada através métodos empíricos. Temos então que:

$$F_i = c \cdot \Omega_i \quad (2.14)$$

Onde  $\Omega_i$  é o pulso enviado ao motor e  $c$ , a constante citada anteriormente. Dessa maneira, a força de sustentação global é dada, em função do pulso enviado ao motor, por:

$$\vec{s}_{sv} = -c \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4 \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

### Arrasto

Nossa aeronave sofre, em cada direção, influência de uma força proporcional a velocidade provinda da ação da resistência do ar ao movimento. Essa força de arrasto pode ser calculada pela seguinte formula:

$$A_{SV} = \frac{1}{2} \cdot C_D \cdot \rho \cdot A \cdot \langle v, v \rangle \cdot \frac{v}{\|v\|} \quad (2.16)$$

onde:

$C_D$  é o coeficiente de arrasto que depende da geometria do objeto e é um parâmetro adimensional. Para uma superfície de referencia quadrada o coeficiente de arrasto é 1,05;

$\rho$  é a densidade do fluido - no caso, o ar. Pode ser considerada constante e igual a  $1,293 \text{ kg/m}^3$  ;

$A$  é a área de referencia - e normalmente corresponde a projeção do objeto no plano perpendicular a velocidade;

$\langle a, b \rangle$  designa o produto escalar de  $a$  por  $b$ ;

$v$  é a velocidade na direção em que o arrasto está sendo calculado.

Se a maior área de um quadricóptero é sua projeção no plano perpendicular a  $\vec{k}$ , e se exagerarmos e considerarmos que ela é equivalente a um quadrado com os eixos como diagonais. Temos que a área de referência para esta direção é de  $\frac{1}{2} \cdot 50 \cdot 50 \text{ cm}^2 = 0,125 \text{ m}^2$ , relativamente pequena.

Observamos então que as forças de arrasto de um quadricóptero UAV são muito pequenas em relação às outras forças que atuam na aeronave e então podem ser desprezadas afim de simplificar o modelo. Portanto, reescrevendo a equação Dinâmica de translação, temos:

$$\vec{\dot{v}} = \begin{bmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -g \cdot \sin\theta \\ g \cdot \sin\phi \cdot \cos\theta \\ g \cdot \cos\phi \cdot \cos\theta - \frac{c}{M} \cdot \sum \Omega_i \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

### 2.2.3 Dinâmica de rotação

Do Teorema do Momento Angular, temos:

$$\frac{dL_{SI}}{dx} = \tau_{SI} \quad (2.18)$$

onde  $L_{SI}$  é o momento angular do quadricóptero e  $\tau_{SI}$  é o torque externo aplicado.  $L_{SI}$  pode ser calculado através da matriz de inércia  $J$  e das velocidades angulares da aeronave  $\omega$ . Portanto  $L_{SI} = J \cdot \omega$ . Se nós considerarmos um modelo simétrico em relação a todos os eixos – o que é o caso de um quadricóptero – a matriz de inércia é diagonal, dada por:

$$J = \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

Os momentos de inércia podem ser determinado de maneira extremamente simples, decompondo a estrutura em elementos conhecidos (discos, paralelepípedos, ...), e será abordado posteriormente.

De acordo com a figura Força de sustentação gerada por cada motor o momento resultante em cada uma das direções é dado por:

**Roll:**  $\tau_\phi = d \cdot (F_1 - F_3)$  – o movimento de roll acontece quando há uma diferença entre as forças de sustentação dos motores laterais (localizados sobre o eixo  $j$ ).

**Pitch:**  $\tau_\theta = d \cdot (F_4 - F_2)$  – o movimento de pitch acontece quando há uma diferença entre as forças de sustentação dos motores longitudinais (localizados sobre o eixo  $i$ ).

**Yaw:**  $\tau_\psi = \tau_1 - \tau_2 + \tau_3 - \tau_4 = c' \cdot (\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4)$  – o movimento de yaw ocorrerá quando a soma do torque aplicado pelos rotores longitudinais for diferente, em modulo, da soma do torque aplicado pelos rotores laterais (vale lembrar que dois motores adjacentes possuem sentidos de rotação opostos).

A constante  $c'$ , similar à constante  $c$  da equação equação (2.15), pode ser obtida experimentalmente, e será objeto de um capítulo futuro. Mais uma vez, como  $SV$  não é inercial, devemos incluir as forças de Coriolis:

$$\frac{dL_{SV}}{dx} = \omega \wedge L_{SV} = \tau_{SI} \quad (2.20)$$

Assumindo que a distribuição de massa da aeronave não evolui com o tempo, obtemos na equação de Euler que relaciona as acelerações angulares com os torques externos:

$$J \cdot \dot{\omega} + \omega \wedge (J \cdot \omega) = \tau \Rightarrow \dot{\omega} = \begin{bmatrix} \frac{\tau_\phi}{J_x} \\ \frac{\tau_\theta}{J_y} \\ \frac{\tau_\psi}{J_z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{(J_y - J_z)}{J_x} \cdot qr \\ \frac{(J_z - J_x)}{J_y} \cdot pr \\ \frac{(J_x - J_y)}{J_z} \cdot pq \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

Dessa maneira, as 12 equações diferenciais que descrevem o movimento do quadricóptero são resumidas na Tabela

Tabela 2.1: Resumo das equações que regem o sistema do quadricóptero

Referência	Equação diferencial
Equação 2.6	$\dot{s} = T_{IV} \cdot \vec{v}$
Equação 2.8	$\vec{\alpha} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \cdot \tan\theta & \cos\phi \cdot \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi \cdot \sec\theta & \cos\phi \cdot \sec\theta \end{bmatrix} \cdot \vec{\omega}$
Equação 2.17	$\vec{v} = \begin{bmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -g \cdot \sin\theta \\ g \cdot \sin\phi \cdot \cos\theta \\ g \cdot \cos\phi \cdot \cos\theta - \frac{c}{M} \cdot \sum \Omega_i \end{bmatrix}$
Equação 2.21	$\dot{\omega} = \begin{bmatrix} \frac{\tau_\phi}{J_x} \\ \frac{\tau_\theta}{J_y} \\ \frac{\tau_\psi}{J_z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{(J_y - J_z)}{J_x} \cdot qr \\ \frac{(J_z - J_x)}{J_y} \cdot pr \\ \frac{(J_x - J_y)}{J_z} \cdot pq \end{bmatrix}$

## 2.3 Estabilização dinâmica

Em relação a um helicóptero convencional, um quadricóptero apresenta maior simplicidade dos seus componentes mecânicos. Por outro lado, esse tipo de aeronave requer um controle de estabilidade muito mais fino e complexo.

Uma variedade de técnicas de controle de estabilidade foi implementada e testada com sucesso em UAVs[14]. Dentre elas podemos citar PID (controle proporcional integral derivativo), LQ (Regulador quadrático linear) e PD (controle proporcional derivativo). Podemos encontrar, na tabela abaixo, técnicas de controle que foram implementadas em quadricóptero e suas referencias:

Estratégida de controle	Referência
Controle ótimo - Espaço de estados	[Pounds et al:2007]
Métodos de controle adaptativo	[Nicol et al:2007]
Controle Backstepping	[Bouabdallah:2007]
Teoria de Lyapunov	[Bouabdallah:2007]
Controle por modos deslizantes	[Bouabdallah:2007]
Controle proporcional integral derivativo	[Bresciani:2008]

Tabela 2.2: Estratégias de controle - quadricóptero

Segundo Bouabdallah et al. [13] o método PID possui uma maior tolerância a incertezas de modelo e se adéqua muito bem ao controle de estabilidade de um quadricóptero. Outros vantagens do PID são sua estrutura simples de controle e o fato de ser uma técnica bastante utilizada e pode ser encontrada tanto em projetos de hobbystas como em publicações acadêmicas.

### 2.3.1 Controlador PID

O controlador PID é um mecanismo de controle em malha fechada que possui três termos que se somam. Os termos P, I e D. P é um termo é proporcional que pode ser considerado como relativo aos erros do presente. I é o termo integral e é relativo aos erros do passado, consiste na verdade na soma desses erros. E D é o termo derivativo que está relacionado com a previsão dos erros futuros. Astrom and Hagglund [10]

A soma ponderada desses três termos garante o ajuste do processo e para o caso do quadricóptero um controle de estabilidade dinâmico.

Esse método pode ser descrito através da expressão [16, 17]:

$$Saída(t) = K_p \cdot e(t) + K_i \cdot \int e(t)dt + K_d \cdot \frac{d(e(t))}{dt} \quad (2.22)$$

Onde  $K_p$  é o ganho proporcional,  $K_i$  é o ganho integral e  $K_d$  é o ganho derivativo. O termo  $e(t)$  corresponde à diferença entre o valor atual e a referência (valor-alvo). Para o caso de erros angulares, temos que  $e(t)$  pode ser definido como:

$$e_{roll}(t) = ref - rollmedido \quad (2.23)$$

$$e_{pitch}(t) = ref - pitchmedido \quad (2.24)$$

$$e_{yaw}(t) = ref - yawmedido \quad (2.25)$$

Os ângulos serão medidos por giroscópios. Tendo então definido os erros, o termo proporcional pode ser automaticamente implementado. Os outros termos requerem um tratamento computacional mais intenso. Como a referência é necessariamente um valor constante, temos que a derivada do erro é exatamente a velocidade angular do veículo com sinal invertido:

$$\frac{d(e(t))}{dt} = \frac{d(referência - ângulo medido)}{dt} = \frac{d(-ângulo medido)}{dt} = -\omega \quad (2.26)$$

O termo integral é calculado através da soma dos erros instantâneos através do tempo. É importante ressaltar que o termo integral pode causar problemas de estabilidade devido a uma mudança brusca da referência. Esse termo passa a acumular um erro muito grande resultando em um valor de saída diferente do desejado. Para resolver este problema, algumas medidas devem ser tomadas Astrom and Hagglund [10]:

- Inicializar o controle integral a um valor desejado
- Variar a referência com uma taxa adequada
- Desabilitar a parte integral até que o valor medido se estabilize
- Limitar o período de tempo que o erro integral é calculado
- Determinar limites onde o erro integral deve permanecer

Tendo resolvido os problemas da parte integral do controlador, temos então que a implementação do PID resulta:

$$Saída_{roll} = K_p \cdot (referência - roll medido) + K_i \cdot \sum e(t) - K_d \cdot \omega_{roll} \quad (2.27)$$

Dois fatores são muito importantes para garantir um controle de estabilidade adequado de um UAV. O primeiro é o ajuste dos pesos do PID e o segundo é garantir que temos um retorno adequado dos valores que queremos estabilizar. Para o primeiro problema, descrevemos abaixo um método heurístico de cálculo desses pesos. Já o segundo problema pode ser resolvido através um filtro de Kalman ou com a utilização de um outro filtro que combine as medidas do acelerômetro e do giroscópio. Esse filtro será detalhado na seção 4.1.

- Tuning (cálculo das funções de ponderação) – Método de Ziegler-Nichols Astrom and Hagglund [10]

Esse método heurístico foi desenvolvido por John G. Ziegler e Nathaniel B. Nichols. Ele é realizado colocando os valores de  $K_i$  e  $K_d$  inicialmente iguais à zero e o valor de  $K_p$  é então acrescido de zero até que ele atinja um valor máximo  $K_u$  onde a saída do controle em malha fechada oscile com uma amplitude constante.

O valor do ganho  $K_u$  e do período de oscilação  $T_u$  são então utilizados para definir os valores de  $K_p$ ,  $K_i$  e  $K_d$ . Esses valores são expressos abaixo em função desses dois parâmetros. Como queremos reduzir as possibilidades de sobressinal (problemas de acúmulo de erro intenso causados pelo termo integral), temos uma variação do método de Ziegler-Nichols tradicional. Os valores para um PID clássico são:

$$K_p = 0,6 \cdot K_u \quad (2.28)$$

$$K_i = 2 \cdot \frac{K_p}{T_u} \quad (2.29)$$

$$K_d = K_p \cdot \frac{T_u}{8} \quad (2.30)$$

Os valores para um PID sem sobressinal, entretanto, são:

$$K_p = 0,2 \cdot K_u \quad (2.31)$$

$$K_i = 2 \cdot \frac{K_p}{T_u} \quad (2.32)$$

$$K_d = K_p \cdot \frac{T_u}{3} \quad (2.33)$$

## 2.4 Projetos similares

Existem diversos projetos similares ao que está sendo proposto. Eles variam segundo os componentes utilizados, o número de hélices do UAV e o tipo de estrutura. Realizou-se uma pesquisa na internet [2, 3, 5, 6, 8], cuja compilação resultou nos dados inseridos na Tabela . Esse processo teve como objetivo tomar consciência de quais eram as possíveis abordagens a serem utilizadas na construção, controle, peças.

Tabela 2.3: Comparação com projetos existentes







Foto	Projeto	Número de motores	Controlador	Linguagem de programação	Sensores	Motores	ESC
	Shrediquette	3, 4, 6	Atmega328 16MHz	BASIC	Gyro: 3x ADXR5610 acel.: 2x ADXL322	Scorpion SII-2212-960KV	Tower Pro n18A
	AeroQuad	4	Atmega328 / Atmega1280 16MHz	C Arduino IDE	gyro: ITG - 3200 (3 eixos) acel.: BMA180 (3 eixos) sensor barom.: BMP085 magnet.: HMC5843 (3 eixos)	Hextronik DT750 motor Turnigy 2217 16turn 1050kv	Turnigy Plush 18A Turnigy Plush 25A
	Kkmulticopter	3, 4, 6	Atmega48/88/168/328 (28-pin) 8 ou 16MHz	Assembly	Gyro: 3x HobbyCity HK401B + Wii Motion Plus	Emax FC 28-22 Brushless Outrunner 1200kv	Turnigy Plush 18A / XEN 20A Brushless Speed Controller 2-6S 2A BEC / RC-Timer Programmable ESC 20A Speed Controller
	MultiWii	3, 4, 6	Atmega168 / Atmega1280 8 ou 16Mh	Java	Gyro: Wii Motion Plus acel.: Wii Nunchuk	Hobbycity Turnigy 3020 Brushless Outrunner Motor 1200kv / Hobbycity Turnigy 2204-14T 19g Outrunner	Hobbycity Hobbyking SS Series 8-10A ESC / Hobbycity Turnigy Plush 10amp 9gram Speed Controller
	Arducopter	4, 6	Atmega1280 16MHz	C / C++	IMU: APM IMU Shiel/OilPan Magnet.: HCS843 MTek GPS: Outros: LV-MaxSonar-EZ4	Motor AC2830-358, 850Kv Motor AC2836-358, 880Kv	jDrones ESC 30A jDrones ESC 20A
	PoliQuad	4	ARM72MHz	C# .NET	Gyro: Wii Motion Plus acel.: Wii Nunchuk	Brushless motor 2213N, 800Kv	Turnigy Plush 18A



Tabela 2.4: Comparação com projetos existentes

Foto	Hélices	Bateria	Comunicação	Algoritmo de estabilização	Peso	Payload	Website
	Maxxprod 10x4.5"	Terahobby 3S LiPo 220mAh	Rádio ACTDSL-4ST	PID	628g (Standard version)	~550g (Standard version)	<a href="http://shrediquette.blogspot.com">http://shrediquette.blogspot.com</a>
	EPP1045 APC1047	Zippy Flightmax 4000mAh 11.1v 20C LiPo	Rádio Spektrum DX7 com AR6200 receiver	PID	-	-	<a href="http://aeroquad.com/">http://aeroquad.com/</a>
	10x5	Turnigy 3000mAh 3S 20C Lipo Pack		-			<a href="http://www.kkmulticopter.com/">http://www.kkmulticopter.com/</a>
	Hobbycity GWS EP Propeller (DD-7035 178x89mm)	Hobbycity Turnigy 1300mAh 3S 25C Lipo Pack	Standard receiver (4 or 5 channels in PPM mode, 2.4GHz or not)	PID			<a href="http://www.mutiwli.com/">http://www.mutiwli.com/</a>
	Propeller set, 12x45 EPP Style, Black	Lipo Battery		PID			<a href="http://code.google.com/p/arducopter/">http://code.google.com/p/arducopter/</a>
	GWS HD9050 3 Blade / APC 10x4.7	Turnigy nano-tech 2200 mAh 3S 25~50C LiPo Pack	Wifi	PID	~1440g	Entre 960g e 1760g	

## Capítulo 3

# Projeto e Protótipo

### 3.1 Especificação

O objetivo final do projeto é a obtenção de um quadricóptero com as seguintes características:

- Massa inferior a 1,5 Kg;
- Controle dinâmico de estabilidade em tempo real;
- Capacidade de pouso, decolagem e voo autônomos;
- Comandos do usuário via wi-fi.

Com o intuito de reduzir massa, optamos pela utilização de componentes e materiais mais leves como motores de corrente contínua sem escova, perfil de alumínio, placas de fibra de vidro e bateria de polímero de íon lítio. Ademais, utilizamos sensores e componentes eletrônicos de dimensões reduzidas a fim de minimizar o peso e o tamanho da aeronave.

Projetamos a estrutura mecânica com materiais nacionais de baixo custo e peso. Essa estrutura será melhor descrita na seção 3.3 .

Para realizar o controle em tempo real, o aeronave utiliza um sistema de controle baseado em processador ARM7 com clock de 72MHz e desenvolvimento de software com C# usando o Microsoft .NET Micro Framework – facilita o desenvolvimento de algoritmos em linguagem de alto nível para sistemas embarcados.

A capacidade de carga esperada depende do empuxo que conseguiremos produzir com cada rotor. Esse cálculo será feito experimentalmente e estimamos que este valor pode variar entre 960g e 1760g. A autonomia de voo esperada também será validada experimentalmente, mas espera-se obter um valor próximo a seis minutos - ela depende do consumo energético e das características da bateria utilizada.

Lista dos principais componentes:

- Microcontrolador embarcado (FEZ Panda II);
- Radio Wi-Fi (Roving Networks RN-171);
- Acelerômetro triaxial (Wii Nunchuk);
- Giroscópio triaxial (Wii MotionPlus);
- Motor de corrente contínua sem escova, hélice, ESC (*Electronic Speed Controller*) [x4];
- Bateria;

- Perfis de alumínio para estrutura (suporte dos motores e trem de pouso);
- Placas de fibra de vidro para estrutura central;
- Placa de circuito impresso ilhada para circuito eletrônico;
- Componentes de circuito integrado, fiação e itens de fixação.

## 3.2 Modelo

O cálculo preliminar considerando a massa dos componentes escolhidos de acordo com referências oficiais de fabricantes, além de estimativas e consulta a fóruns especializados nos casos onde os dados oficiais não estiverem disponíveis, resultou em uma massa estimada de  $M = 1440g$ . As dimensões iniciais de projeto são apresentadas na figura 3.1.

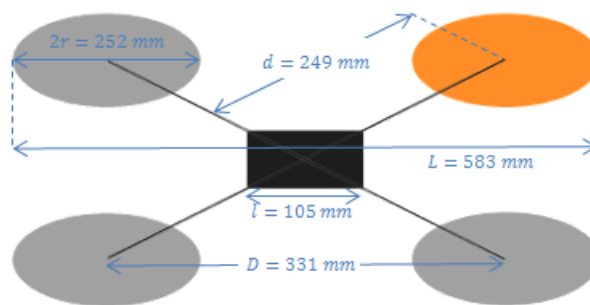


Figura 3.1: Dimensões iniciais do projeto

Um modelo CAD da estrutura do quadricóptero foi realizado para permitir a validação visual da dimensão dos componentes e da disposição física dos mesmos. Produziu-se então um modelo simétrico, na tentativa de minimizar os produtos de inércia cruzados, resultando em um controle de estabilidade mais robusto. O modelo final obtido é mostrado nas figuras 3.2, 3.3 e 3.4.

A distribuição dos componentes foi realizada visando uma montagem compacta, otimizando a distribuição de massa o máximo possível (em termos de simetria e proximidade do centro da placa de fibra de vidro), além de isolar qualquer interferência eletromagnética gerada pelos ESCs do circuito de controle, localizado na parte superior. Procurou-se manter o centro de gravidade baixo, colocando as baterias sob o sistema de controle e drivers de motores.

A época do projeto de CAD ficou decidido que o trem de pouso seria projetado posteriormente, de acordo com o desenvolvimento da montagem da estrutura e, portanto, esse item será apresentado na subseção 3.3. De qualquer maneira está sendo levado em consideração o transporte de uma pequena câmera de vídeo a ser localizada abaixo da bateria.

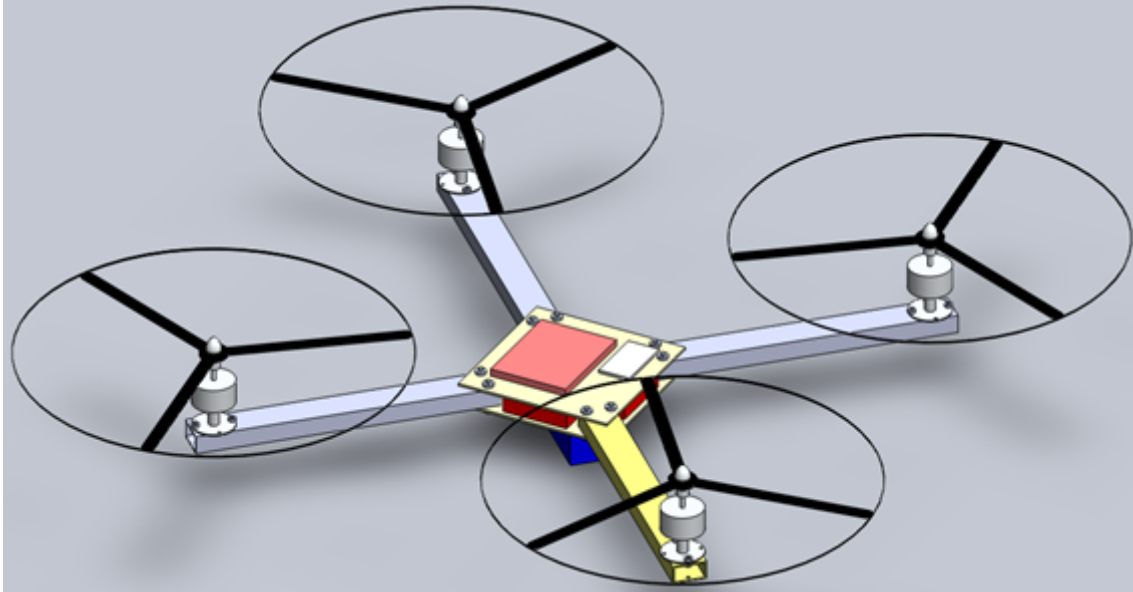


Figura 3.2: Vista geral da estrutura mecânica do quadrocóptero projetado

### 3.3 Protótipo

O protótipo foi construído a partir do modelo CAD apresentado na seção 3.2. A montagem foi executada na ordem listada abaixo:

1. Preparação do chicote de acionamento, apresentado na figura 3.5;
2. Fixação dos sensores;
3. Posicionamento do chicote de acionamento dos motores;
4. Fixação dos motores nas hastes;
5. Fixação das hastes e das placas de fibra de vidro (núcleo);
6. Fixação da placa de circuito integrado no núcleo do quadricóptero;
7. Fixação do trem de pouso;
8. Fixação dos helices.

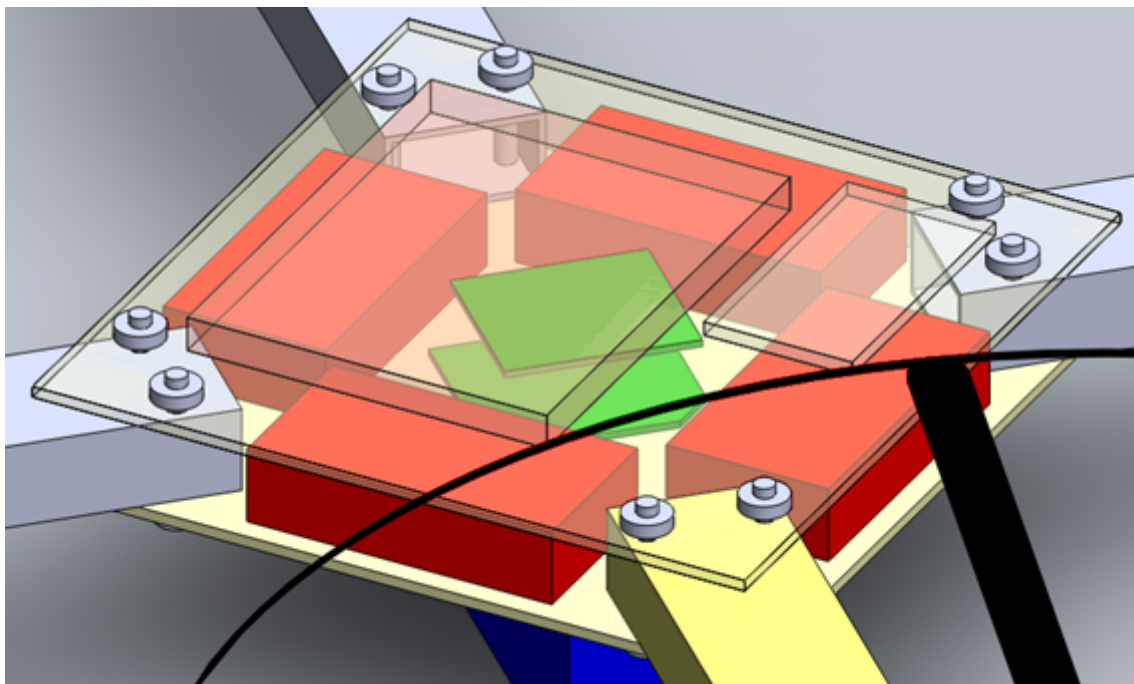


Figura 3.3: Os dois sensores são representados em verde e os ESCs em vermelho

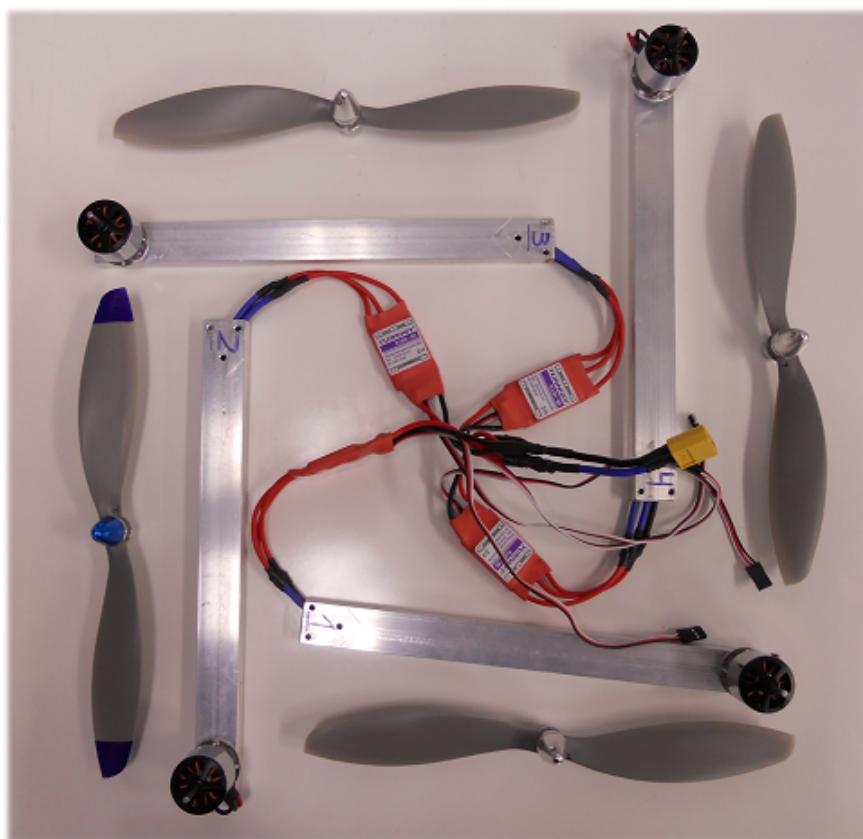


Figura 3.5: Chicote de acionamento dos motores

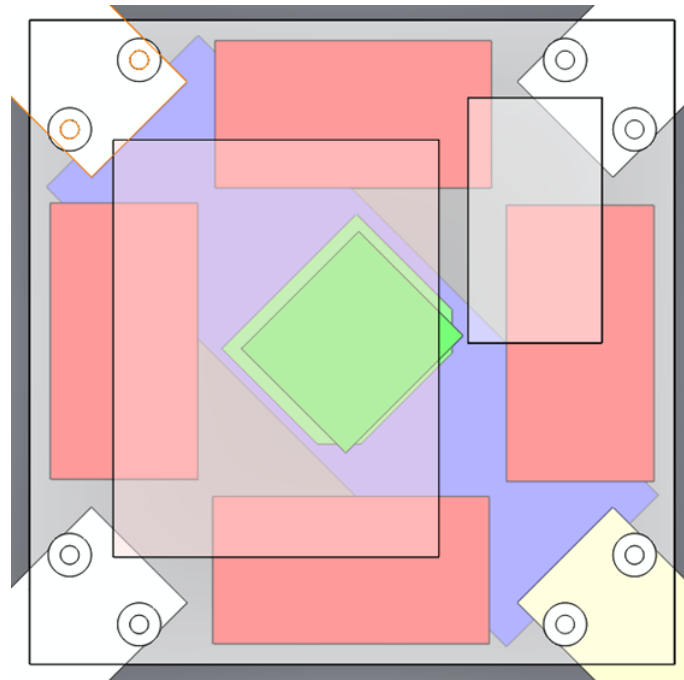


Figura 3.4: Detalhe dos componentes (bateria em azul)

O chicote de acionamento é composto pelos ESCs e o conector da bateria. A fiação foi preparada de forma que ela seja facilmente removível e substituível. Os cabos que conectam os motores aos drivers passa por dentro da haste de alumínio.

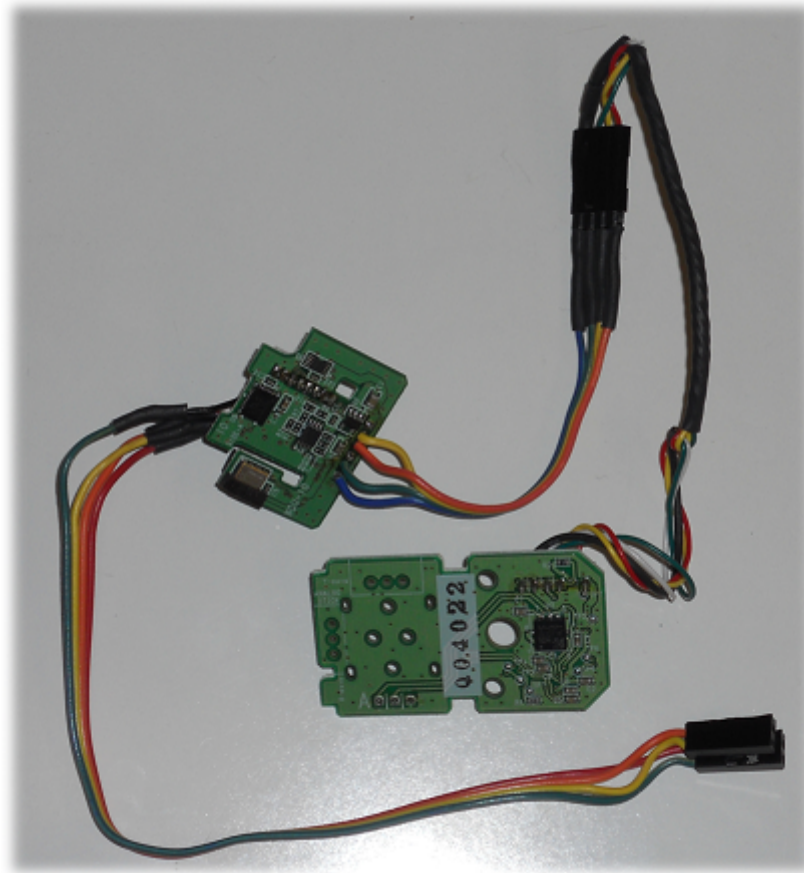


Figura 3.6: Sensores inerciais

Os sensores (figura 3.6) são fixados através de dois parafusos com furos escareados para isolamento elétrica, além de isolantes elétricos entre cada contato mecânico existente entre sensor, parafuso e placa. Os motores estão fixados às hastes de alumínio por dois parafusos. As hastes, por sua vez, são fixadas próximas aos vértices das placas de fibra de vidro, com dois parafusos passantes, formando um sanduíche. Finalmente, o circuito integrado é fixado ao núcleo por meio de dois parafusos, próximos aos parafusos de fixação das hastes, formando um elo mais forte.

O trem de pouso, em forma de X, foi desenvolvido na tentativa de aumentar a rigidez do conjunto e reduzir a influência da vibração da estrutura nas leituras dos sensores. Ele pode ser facilmente reposicionado para acomodar uma câmera sob o núcleo. Neste caso as baterias devem ser reposicionadas também.

A rigidez da estrutura pode ser modificada através torque de aperto dos parafusos que unem as hastes às placas de fibra de vidro que formam o núcleo da aeronave. Idealmente essa rigidez deve ser a máxima obtida sem causar danos ao equipamento para que o quadricóptero não se separe em pedaços durante o voo.

O protótipo, resultado final da execução do modelo projetado, é apresentado na figura 3.7.



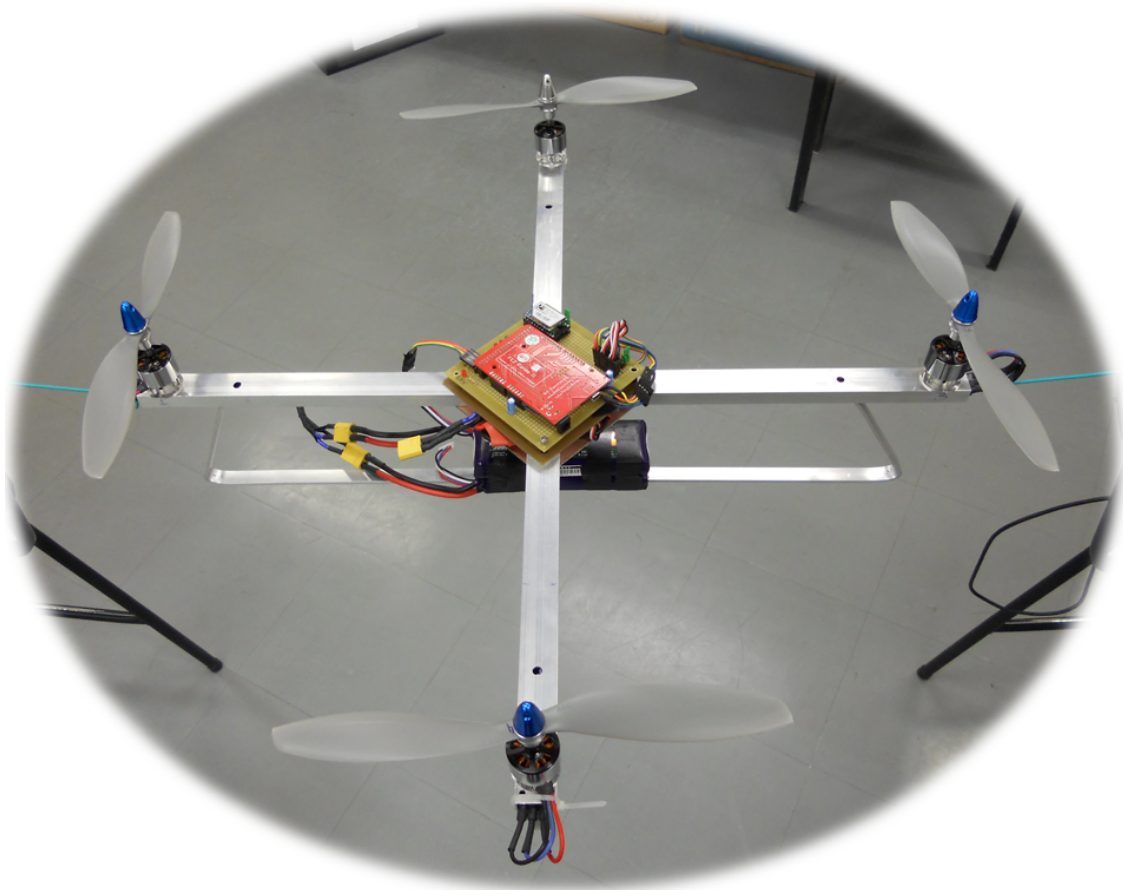


Figura 3.7: Protótipo

### 3.4 Projeto de Hardware

O projeto de hardware inclui especificamente o roteamento dos sinais necessários à comunicação da FEZ Panda II com o rádio wi-fi de modelo WiFly EZX RN-171 da Roving Networks [7], com os sensores do Nintendo Wii através do protocolo de comunicação I2C, com os quatro ESCs, além do tratamento do sinal da bateria para monitoração de sua tensão, LEDs para sinalização de níveis de tensão energizados e *jumpers* para a escolha do modo de funcionamento do adaptador de rede wi-fi (*ad-hoc* e normal) e alimentação do circuito (+5V regulada pelos ESCs).

A comunicação com o rádio é feita através de uma porta serial através de um par de portas Rx-Tx disponíveis na placa de controle e cuja implementação por software é praticamente transparente graças à biblioteca disponibilizada pelo fabricante. Dessa maneira é possível enviar comandos ao quadricóptero a partir de qualquer aparelho que esteja conectado na rede wi-fi do laboratório e implemente o protocolo de comunicação *telnet* (é necessário, todavia, que o usuário conheça previamente o endereço IP e a porta de comunicação previamente configurados).

O controle de velocidade dos motores é realizado através de sinais de PWM, com período de 20 ms e *duty cycle* variando entre 1 e 2 ms.

A comunicação com os sensores é realizada através do protocolo I2C, utilizando-se dos sinais de dado e clock, SDA e SLC respectivamente. Esse protocolo também é suportado pelo fabricante da Panda II e por essa razão sua implementação é muito simples.



### 3.4.1 Sensores de movimento

Para realizar o controle do veículo, utilizamos sensores que medem a velocidade angular em torno de três eixos e a aceleração, também em três direções.

Escolhemos sensores utilizados em produtos comerciais: Nintendo Wii Motion Plus e Nintendo Nunchuk. As vantagens desses sensores segundo [6] são:

- Qualidade da resolução das medidas para esta faixa de preços
- O protocolo de comunicação I2C e a possibilidade de utilizar o mesmo endereço para os dois sensores
- Suas dimensões reduzidas

De fato, realizamos a ligação dos dois sensores de uma forma a ter somente um endereço para tratar no protocolo I2C. Esse modo de utilização é chamado de pass-through mode e o que ocorre é que as informações de cada sensor são alternadas, identificadas e assim tratadas.

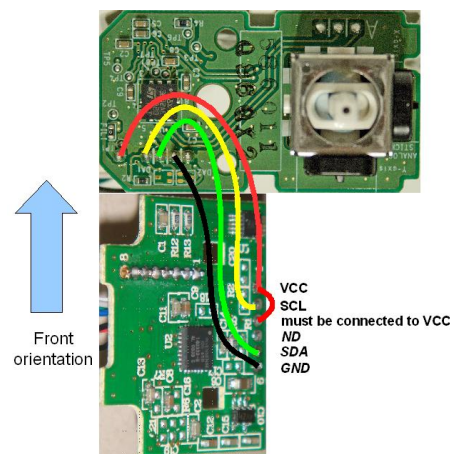


Figura 3.8: Pass-through mode: Nunchuk conectado no Wii Motion Plus (Extraído de [6])

## 3.5 Projeto de Software

### 3.5.1 Estrutura de funcionamento

Como mencionado na sessão 3.1, o computador embarcado utilizado no projeto é o FEZ Panda II, baseado na plataforma .NET Micro Framework, permitindo programar e depurar o programa utilizando o Microsoft Visual C#. Há uma versão disponível no site da Microsoft que pode ser utilizada sem nenhum custo [15].

A estratégia de programação utilizada consiste na inicialização do microprocessador, seguida da inicialização dos motores, sensores e do módulo de comunicação WiFi. O modelo entra em modo de voo quando a inicialização completa é validada e o sequenciamento de teclas é enviado conforme explicado em 3.9.

O modo de voo contempla um *loop* infinito que inclui gerenciamento da comunicação e tratamento do comando recebido, monitoração do nível de tensão das baterias e dos estados de voo.

Para simplificar a programação e a depuração do código, a criação de uma classes específica para o gerenciamento dos motores se mostrou necessária além da classe principal Quad:

**Quad** Relaciona os quatro motores, os sensores e a porta de comunicação, além de fazer a interface com a rotina principal através de quatro métodos: construtor (que inicializa as portas do microcontrolador), entrar em modo de voo, voar e sair do modo de voo. Armazena o último sinal de comando enviado pelo usuário (mais detalhes na sessão 3.5.3);

**Motor** Faz referência a uma porta específica do microprocessador (saída do pulso PWM) em função da posição do motor (front, right, back, right) e controla o tamanho do pulso, além de ligar e desligar o motor;

Outras classes também foram escritas, mas por razões de desempenho do software suas funcionalidades foram integradas à classe Quad. São elas:

**Sensors** Gerencia a comunicação com os sensores via I2C, realiza a calibração dos sensores, além de decodificar os dados e fornecer medidas no Sistema Internacional de Unidades (SI);

**WiFi** Gerencia a comunicação com o módulo WiFi e fornece ao aplicativo dados coerentes enviados pelo usuário para o controle;

**Command** Decodifica um comando e o transforma no sinal de referência apropriado.

### 3.5.2 Modos de voo

O funcionamento do loop principal inclui o gerenciamento do estado do quadricóptero. E nessa parte do código em que são tratadas as entradas externas à rotina de controle, como dados de monitoramento de bateria

Os estados de voo foram definidos para garantir uma segurança maior do usuário. Uma série de comandos deve ser executada para entrar em modo de voo como mostrado na figura 3.9. As setas em pontilhado representam passagens que não precisam de comando e que acontecem após terminado o processo anterior.

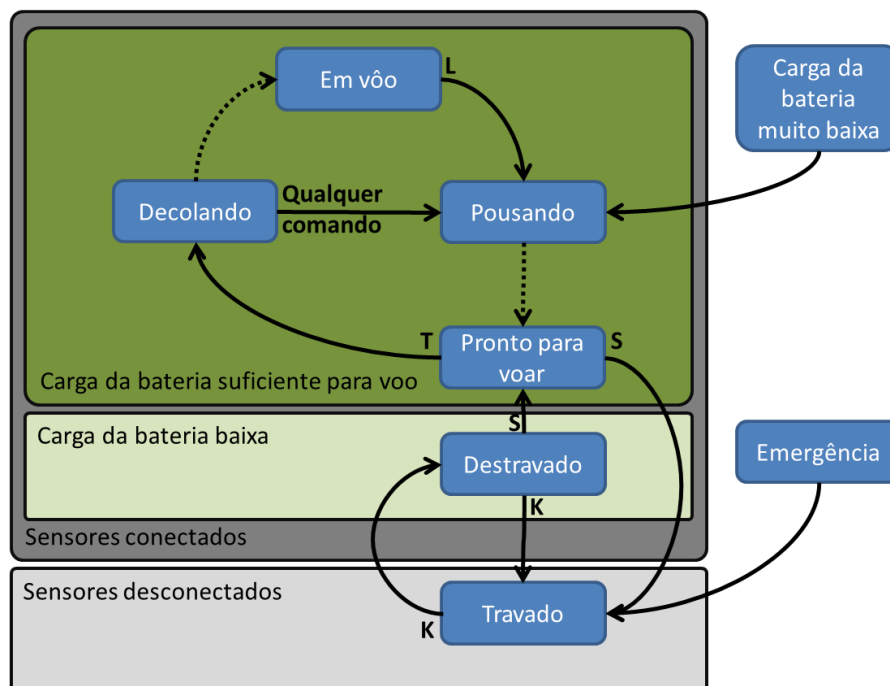


Figura 3.9: Estados de voo do quadricóptero

### 3.5.3 Estrutura de controle

O algoritmo de controle do quadricóptero é responsável pelo funcionamento e estabilização da aeronave durante o modo de voo. Esse algoritmo recebe os comandos do usuário, as informações dos sensores, realiza os cálculos de controle e aciona enfim os motores para garantir uma estabilidade do quadricóptero e uma resposta conforme a vontade do usuário. As suas principais partes são portanto:

- Aquisição de comandos do usuário
- Aquisição dos dados dos sensores
- Controle de vôo

A aquisição do comando do usuário é realizada no laço principal do programa. Já o controle de vôo e a leitura dos sensores são realizados simultaneamente ao programa em um timer temporizado. Desta forma, a rotina de controle não sofre interferência do programa e caso o usuário não envie nenhum comando, o quadricóptero continuará sendo controlado de acordo com o último comando válido. A arquitetura proposta pode ser representada por duas partes principais (figura 3.10):

**Loop de voo** É o loop do programa principal onde o sinal de referência é recebido e decodificado, caso haja algum.

**Rotina de controle** Ela é a responsável pela estabilidade do aparelho. Realiza a aquisição dos dados dos sensores. Realiza o controle do voo, utilizando como entradas os dados lidos pelos sensores e o sinal de referencia mais atual disponível (obtido pelo loop de voo). Essa rotina é chamada num intervalo de tempo regular, da ordem de 10 ms.

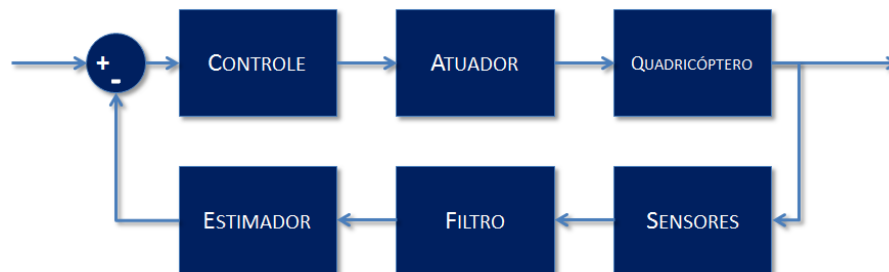


Figura 3.10: Diagrama de controle

De fato, ao entrar no modo de voo, o sinal de referência é inicializado com o comando para pairar no ar, a rotina de controle é inicializada, e o loop de voo é executado até que o comando enviado pelo usuário seja o de sair do modo de voo. Ao receber esse comando, o modo de voo é encerrado e a execução da rotina principal se encarrega de finalizar a execução do programa.

### 3.5.4 Segurança

Como medida de segurança e para evitar ao máximo a ocorrência de acidentes, além da monitoração do nível de tensão da bateria como indicado na figura 3.9 existe um comando de emergência que pode ser enviado pelo usuário e que desliga imediatamente os hélices e a rotina de controle, colocando o quadricóptero no estado travado. A estrutura da classe Motor também prevê um flag que indica se o motor está ou não habilitado a ser ligado e controlado. Caso esse flag seja falso, nenhum comando de controle do motor terá efeito, permanecendo o conjunto propulsor desligado.

### 3.5.5 Comandos

Foram implementados inicialmente quatorze comandos para o quadricóptero que estão listados na tabela abaixo e que serão explicados em seguida:

Tabela 3.1: Caractéres e seus respectivos comandos

Caracter	Comando	Caracter	Comando
E	Emergência	D	Descer
K	Travar/destravar	F	Ir para frente
S	Ligar/desligar	L	Ir para esquerda
T	Decolar	B	Ir para trás
H	Pousar	R	Ir para a direita
␣	Planar	C	Girar no sentido horário
Ū	Subir	A	Girar no sentido anti-horário

#### Comando E

Com o comando Emergência, as leituras dos sensores são interrompidas assim como os motores. Esse comando é utilizado quando alguma situação anormal do quadricóptero incorra algum risco ao ambiente

#### Comando K

O comando travar/destravar serve como uma segurança a mais na inicialização do voo. Antes de poder ligar qualquer motor, este comando deve ser enviado. Após o termino das operações, o sistema é automaticamente travado e para recomeçar é necessário o envio de k novamente.

#### Comando S

O comando ligar/desligar é o responsável por realizar a inicialização dos sensores e das variáveis referentes aos PIDs. Os motores são postos a uma rotação mínima para se verificar se tudo está conforme antes da decolagem. Após o pouso, este comando é responsável por desligar todos os motores.

#### Comando T

O comando decolar realiza a decolagem do veículo controlando os PWMs enviados ao motor até atingir certa altitude.

#### Comando H

O comando de pouso, realiza um pouso controlado do veículo até que este atinja o chão.

#### Comando espaço

O comando Planar faz com que o quadricóptero se estabilize no ar e comece a planar. Na realidade as referências de aceleração e de velocidade angular do quadricóptero são colocadas em zero.

### Comando U e D

O comando U (Subir) aumenta as velocidades de todos os motores com o mesmo módulo. O sinal de referência equivale a uma aceleração de  $0,2g$  para cima. Ao contrário do comando Subir, o comando D (Descer) diminui as velocidades dos motores.

### Comando F e B

Os comandos F (para frente) e B (para trás) enviam como referência uma rotação no ângulo  $\phi$ . Para o caso do comando para frente, isso resulta num aumento de velocidade do motor dianteiro e numa diminuição de velocidade no motor traseiro. O contrário ocorre para o comando para trás.

### Comando L e R

Os comandos L (para esquerda) e R (para a direita) são equivalentes aos comandos para frente e para trás salvo que os motores em questão são os motores laterais e o ângulo é  $\theta$ . Portanto, os comandos causam um aumento de velocidade em um motor e diminuição de velocidade no motor oposto correspondente.

### Comando C e A

Os comandos C (girar no sentido horário) e A (girar no sentido anti-horário) enviam como referência uma velocidade angular na direção  $z$  positiva e negativa respectivamente. Para o caso de girar no sentido horário, os motores que possuem rotação no sentido horário tem suas velocidades aumentadas de um delta e os motores que giram no sentido anti-horário tem suas rotações reduzidas de um mesmo delta. No caso, são os motores dianteiros e traseiros que giram no sentido horário e os laterais no anti-horário. Um fenômeno oposto ocorre quando o comando girar no sentido anti-horário é acionado.

#### 3.5.6 Dados dos sensores

Não existe documentação oficial que exemplifique todas as funcionalidades dos sensores do Wii. Entretanto, nos baseamos na referência [9] que possui uma documentação extensa sobre os componentes do Wii. Todas essas informações foram obtidas através de engenharia reversa.

Deste modo, consegue-se inicializar os sensores no pass-through mode e assim obter as informações descriptadas das velocidades angulares e das acelerações.

Temos as três velocidades angulares correspondentes aos ângulos de Euler. Pode-se notar que os dois bits menos significativos do quinto byte serem sempre os mesmos. Desta forma, conseguimos identificar que a informação vem do Wii Motion Plus. Percebe-se também que as informações das velocidades estão separadas em dois bytes diferentes. É necessário, portanto, a composição desses dados para obter as velocidades.

Os dados obtidos do Nunchuk contêm as acelerações nas três direções. Da mesma forma que o Wii Motion Plus, podemos identificar que a informação vem do Nunchuk através dos dois bits menos significativos do quinto Byte. Mais uma vez é necessário uma composição das informações para obter as acelerações. Os valores SX, SY, BC e BZ não são utilizados.

### Calibragem e utilização

A inicialização é feita segundo as especificações retiradas do site wiibrew [9]. Em seguida, para obter dados mais estáveis é feita uma calibragem dos dados obtidos da seguinte maneira:

Byte	Bit							
	7	6	5	4	3	2	1	0
0	Yaw Down Speed<7:0>							
1	Roll Left Speed<7:0>							
2	Pitch Left Speed<7:0>							
3	Yaw Down Speed<13:8>						Yaw slow mode	Pitch slow mode
4	Roll Left Speed<13:8>						Roll slow mode	Extension connected
5	Pitch Left Speed<13:8>						1	0

Figura 3.11: Dados obtidos do Wii Motion Plus (Extraído de [9])

Byte	Bit							
	7	6	5	4	3	2	1	0
0	SX<7:0>							
1	SY<7:0>							
2	AX<9:2>							
3	AY<9:2>							
4	AZ<9:3>							Extension connected
5	AZ<2:1>	AY<1>	AX<1>	BC	BZ	0	0	0

Figura 3.12: Dados obtidos do Nunchuk (Extraído de [9])

- Vinte e cinco primeiros valores obtidos são descartados
- É feita uma média aritmética dos próximos cem valores
- As médias são então adotadas como a referência zero dos sensores

Após a calibragem, os sensores podem então ser utilizados e os valores lidos serão colocados em referência aos valores iniciais. Desta forma, consegue-se uma maior estabilidade dos valores e também uma maior coerência dos dados.

### 3.5.7 Funções matemáticas implementadas

Para o correto funcionamento da rotina de controle e devido às abordagens que serão mostradas nos próximos capítulos, foi necessária a implementação de três funções matemáticas:  $\sin(x)$ ,  $\text{asin}(x)$  e  $\text{sqrt}(s)$ .

**sin (x)**

A implementação da função  $\sin(x)$  foi realizada utilizando-se do método de aproximações por polinômio de Taylor em torno do 0 (zero). A precisão da implementação é da ordem de  $10e^{-5}$ . A figura 3.13 apresenta uma comparação grafica do resultado obtido e do erro quando comparada com a função implementada no Microsoft Office Excel 2010.

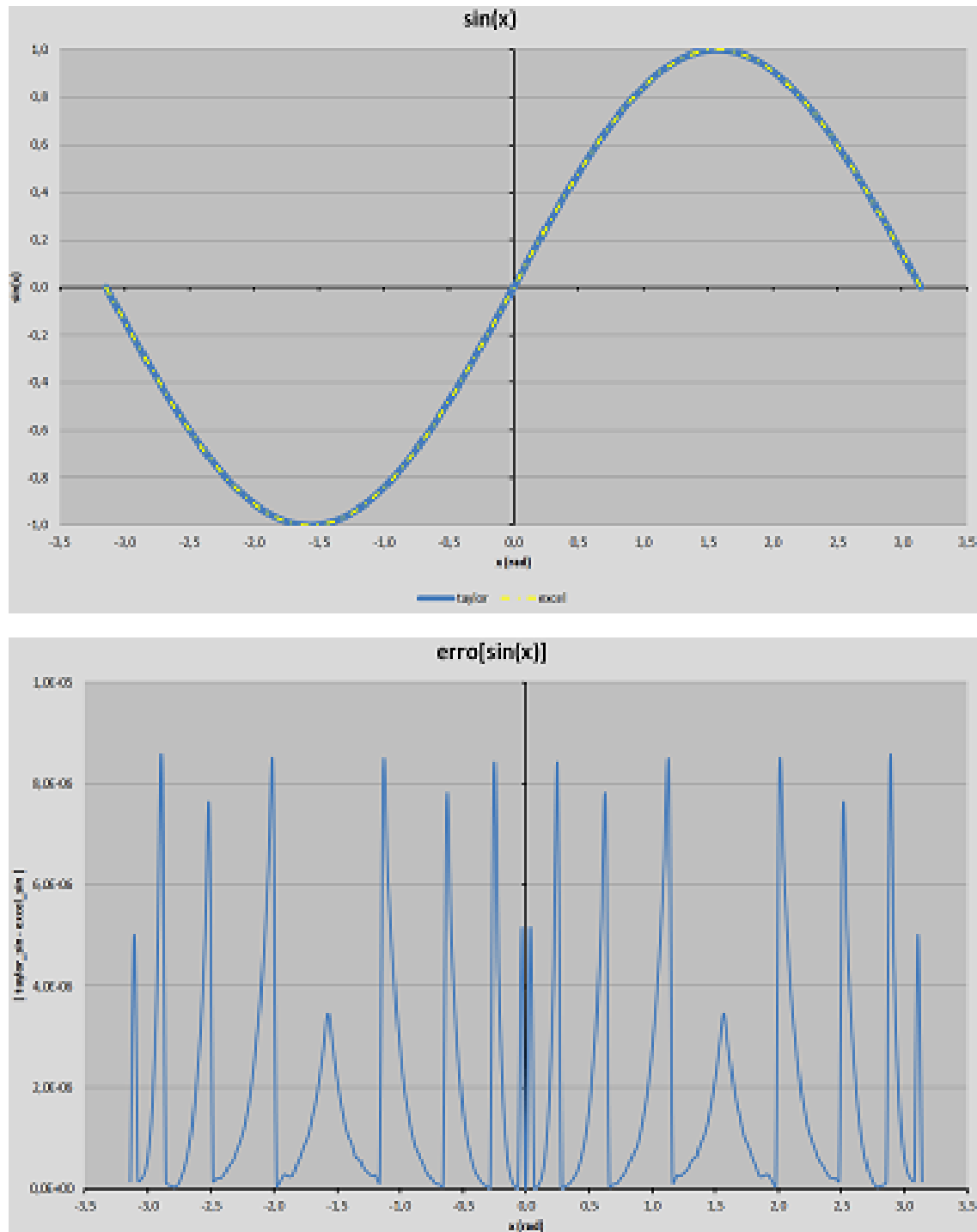


Figura 3.13: Implementação de sin (x)

**asin (x)**

A implementação da função  $asin(x)$  foi realizada utilizando-se do método de aproximações por polinômio de Taylor em torno do 0 (zero). A precisão da implementação é da ordem de  $10e^{-4}$ . A figura 3.14 apresenta uma comparação grafica do resultado obtido e do erro quando comparada com a função implementada no Microsoft Office Excel 2010.

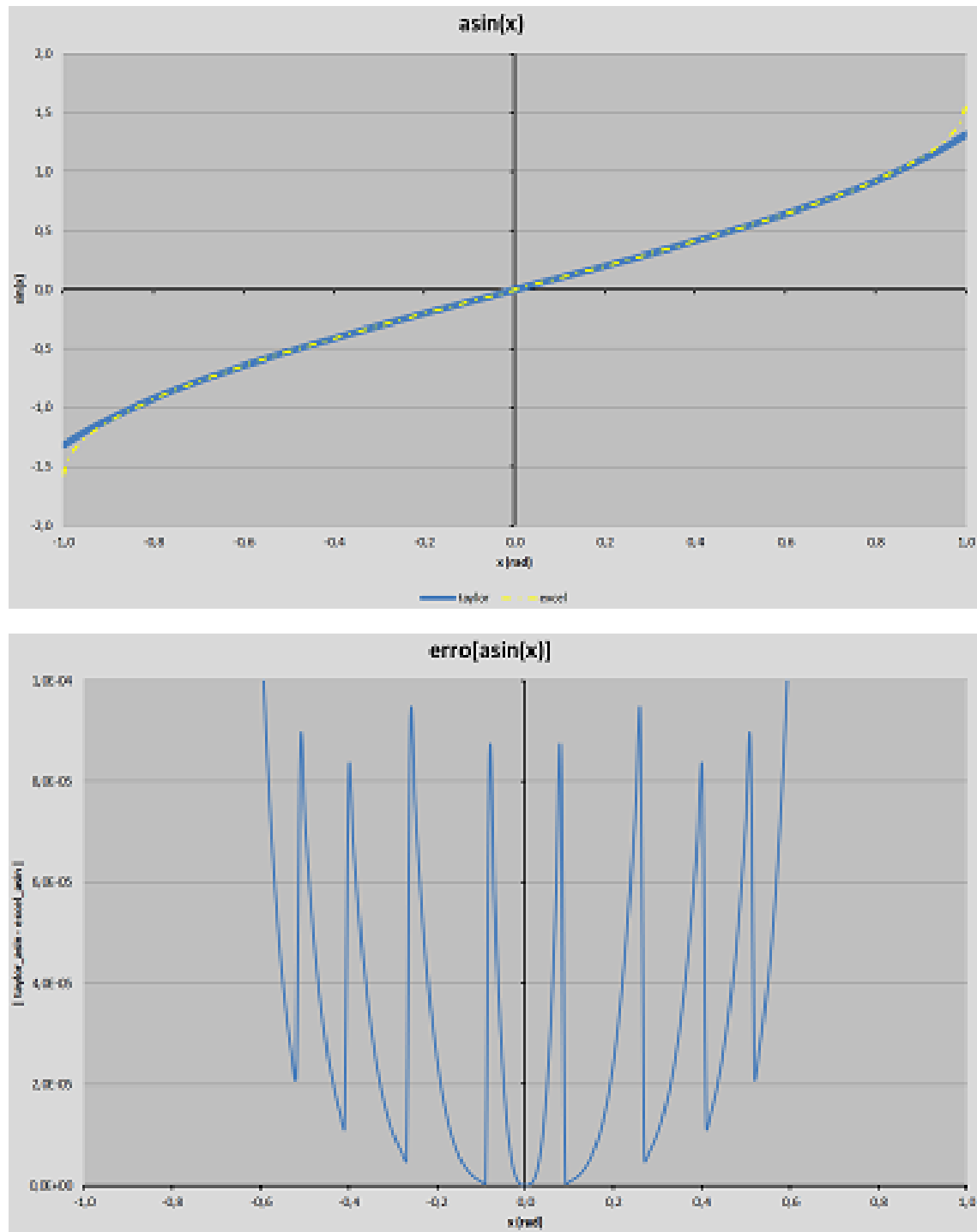
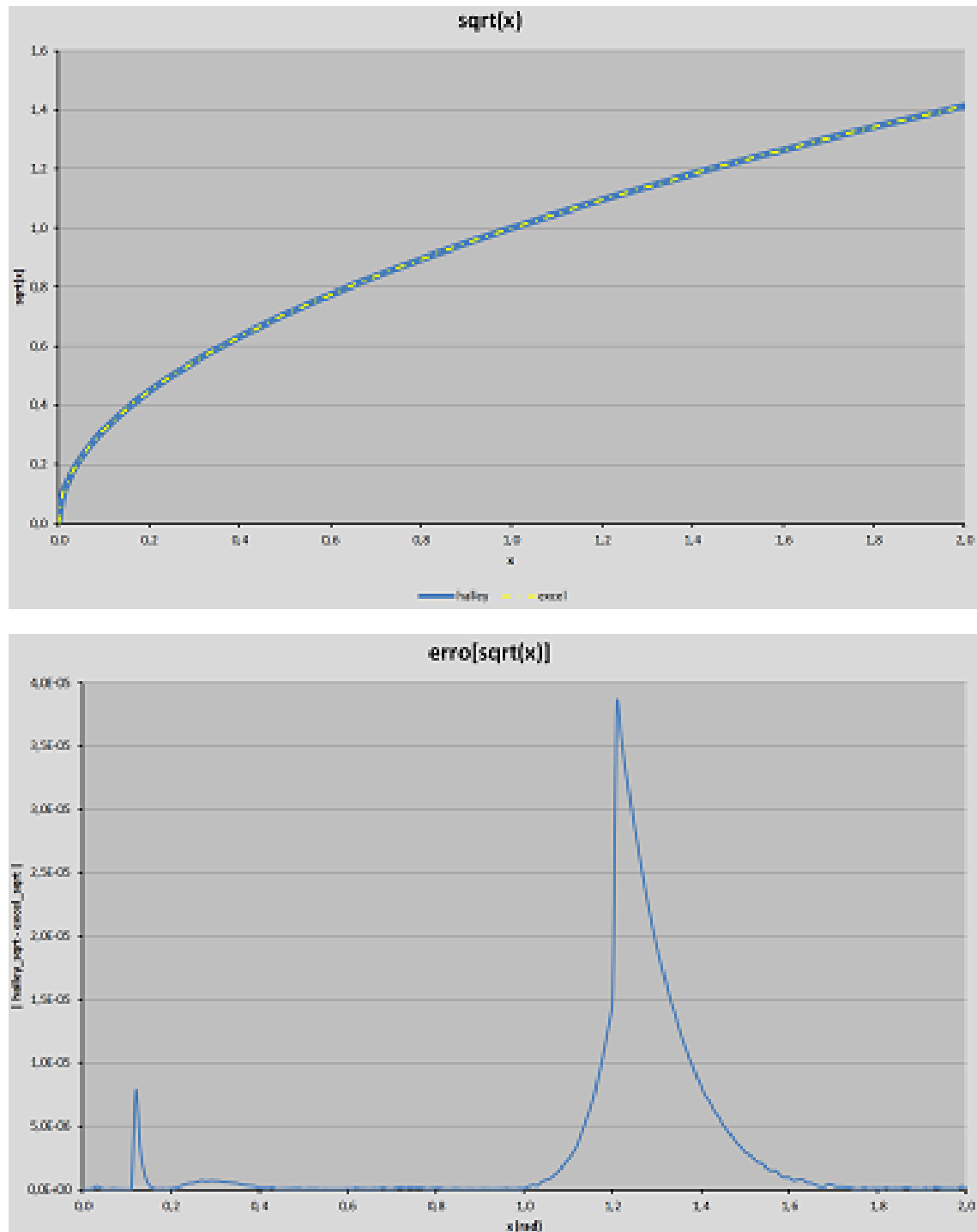


Figura 3.14: Implementação de  $asin(x)$



**asin (x)**

A implementação da função  $\text{sqrt}(x)$  foi realizada utilizando-se uma iteração do método de Halley com chute inicial sendo dado por um polinômio de segundo grau que melhor interpola, pelo método dos mínimos quadrados, a raiz de  $x$ , separado em dois intervalos: 0,012 a 0,12 e 0,12 a 1,2. A precisão da implementação é da ordem de  $10e^{-5}$ . nota-se que a implementação é extremamente precisa ( $10e^{-15}$ ) quando  $x$  longe dos extremos dos dois intervalos citados. Para valores fora do intervalo de 0,012 a 1,2, é calculado  $\text{sqrt}(100*x)/10$  ou  $\text{sqrt}(x/100)*10$ . A figura 3.15 apresenta uma comparação grafica do resultado obtido e do erro quando comparada com a função implementada no Microsoft Office Excel 2010.

Figura 3.15: Implementação de  $\sqrt{x}$

## Capítulo 4

# Estabilização por Ângulo

### 4.1 Composição dos sensores

#### 4.1.1 Acelerômetro

Percebemos que o acelerômetro utilizado no projeto sofre a influência do campo gravitacional da seguinte forma:

- Quando em repouso e apoiado, temos que o valor medido em z é equivalente a -g
- Quando em queda livre o valor medido na direção z é zero

O sensor, na realidade, mede vetorialmente a seguinte expressão decomposta nas três direções:

$$leitura = \vec{a} - \vec{g} \quad (4.1)$$

Onde  $\vec{a}$  corresponde a aceleração real do veículo e  $\vec{g} = -g * \vec{z}_0$ .  $\vec{z}_0$  corresponde a direção vertical do referencial inercial. Neste caso, temos que a influência da gravidade pode ser tanto em uma direção somente, como nas três direções. Essa influência depende diretamente do ângulo da aeronave em relação a vertical.

É possível portanto, estimar a inclinação da aeronave segundo a horizontal através dos valores lidos pelo acelerômetro. A esses valores é adicionado um erro causado pela influência da aceleração real do veículo.

A figura 4.1 mostra uma decomposição simplificada da situação onde o quadricóptero está inclinado de um ângulo  $\theta_{real}$ . Temos que a Leitura r representa a composição das leituras realizadas em x e em y e  $\vec{L}$  é a composição de todas as leituras realizadas pelos sensores.  $\vec{z}_0$  corresponde a direção vertical do referencial inercial utilizado e  $\vec{er}_0$  corresponde a um direção horizontal qualquer composição dos outros vetores da base.

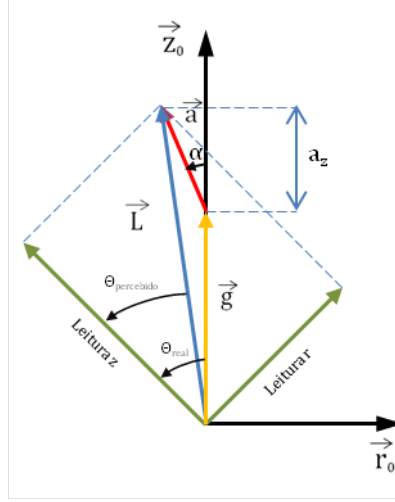


Figure 4.1: Ângulo real e ângulo percebido pelo acelerômetro

Podemos notar que os sensores percebem um ângulo (entre  $\vec{L}$  e Leitura z) diferente do ângulo de inclinação real do quadricóptero em relação a horizontal. Na realidade toma-se  $\vec{L}$  por  $\vec{z}_0$ . O erro é tanto maior quanto maior for o módulo de  $\vec{a}$  e o ângulo  $\alpha$ .

#### 4.1.2 Análise tridimensional

A figura 4.1 representa uma configuração onde o plano determinado por Leitura z e Leitura r consiste em um plano paralelo a  $z_0$ . Neste caso, considera-se que a aceleração do corpo esta contida neste plano.

Entretanto, esta configuração não é a mais genérica possível. Realizamos um estudo mais detalhado levando em conta que a aceleração poderia estar em uma direção qualquer.

Representando inercial pela base  $(\vec{i}, \vec{j}, \vec{k})$ , temos que as leituras podem ser escritas da seguinte forma:

$$\vec{l}_x = \alpha_x \vec{i} + \beta_x \vec{j} + \gamma_x \vec{k}$$

$$\vec{l}_y = \alpha_y \vec{i} + \beta_y \vec{j} + \gamma_y \vec{k}$$

$$\vec{l}_z = \alpha_z \vec{i} + \beta_z \vec{j} + \gamma_z \vec{k}$$

Podemos representar a gravidade lida pelos sensores e a aceleração do veículo da seguinte forma:

$$\vec{g} = -g\vec{k}$$

$$\vec{a} = a_x \vec{i} + a_y \vec{j} + a_z \vec{k}$$

A relação entre a leitura e a aceleração do veículo é dada por:

$$\vec{l}_x + \vec{l}_y + \vec{l}_z = \vec{a} - \vec{g} = \vec{l} \quad (4.2)$$

Inicialmente consideramos que o valor da aceleração é pequeno em relação a gravidade. As leituras tem as direções do referencial fixo ao quadricóptero. Podemos então estimar que o ângulo entre estas direções e a vertical é o mesmo que o ângulo em relação a  $\vec{l}$ .

Da equação 4.2 retiramos as seguintes relações para roll e pitch respectivamente:

$$\sin\theta = \frac{\|\vec{l}_y\|}{\|\vec{l}\|} \quad (4.3)$$

$$\sin\phi = \frac{\|\vec{l}_x\|}{\|\vec{l}\|} \quad (4.4)$$

Portanto, obtemos as seguintes equações para as estimativas dadas pelo acelerômetro dos ângulos de pitch e roll:

$$\theta_{acc} = \text{asin} \left( \sqrt{\frac{l_y^2}{l_x^2 + l_y^2 + l_z^2}} \right) \quad (4.5)$$

$$\phi_{acc} = \text{asin} \left( \sqrt{\frac{l_x^2}{l_x^2 + l_y^2 + l_z^2}} \right) \quad (4.6)$$

#### 4.1.3 Medida angular com o giroscópio tri-axial

O giroscópio nos fornece as velocidades angulares do veículo nas três direções. Podemos então obter os ângulos de pitch e roll e yaw integrando a velocidade angular. Temos portanto que:

$$\int p dt = \phi \quad (4.7)$$

$$\int q dt = \theta \quad (4.8)$$

$$\int r dt = \psi \quad (4.9)$$

Esta estimativa também está sujeita a erros nas medidas dos sensores. Isto pode levar a um acúmulo do erro na integral sendo prejudicial para o sistema.

#### 4.1.4 Combinação das duas medidas para uma melhor estimativa dos ângulos de *pitch* e *roll* (Estimador)

Propusemos o diagrama de controle em 4.2 utilizando as medidas realizadas pelo acelerômetro e pelo giroscópio para estimar os ângulos de pitch e roll do quadricóptero. Para a estabilização do yaw, por não ser tão crítico, é realizada pelo controle da medida direta da velocidade angular nesta direção pelo giroscópio. Para controle de altura, utilizaremos a estimativa da velocidade linear na direção z global.

Ambos os sensores são capazes de realizar estimativas da posição angular do veículo. Cada um possui um erro característico com fontes distintas. Para o caso do giroscópico, os erros intrínsecos ao sensor de medida das velocidades angulares que corre o risco de ser amplificado por conta da integral para a estimativa do ângulo. Para o caso do acelerômetro, além do erro da medida do próprio sensor, as acelerações do veículo distorcem diretamente as estimativas angulares.

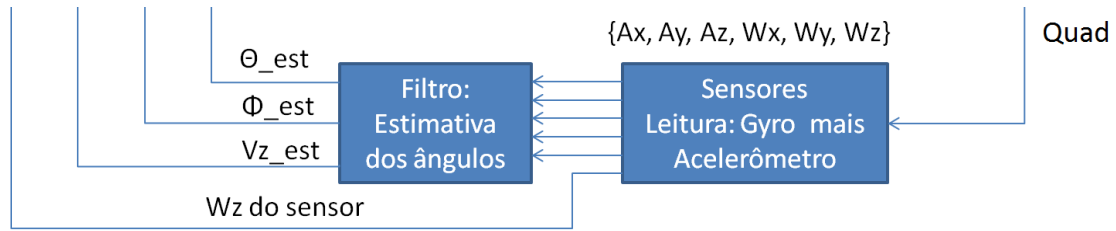


Figure 4.2: Filtragem e estimativa dos ângulos

Afim de mitigar os erros causados por ambas as abordagens, uma ponderação das duas medidas é proposta seguindo um critério para variações dos pesos. Desta forma, dependendo da configuração do instante pretende-se confiar no sensor que possui um erro menor.

A figura 4.3 representa uma análise do erro da estimativa angular do acelerômetro em função do módulo da aceleração real do veículo e do ângulo desta aceleração em relação ao eixo z global.

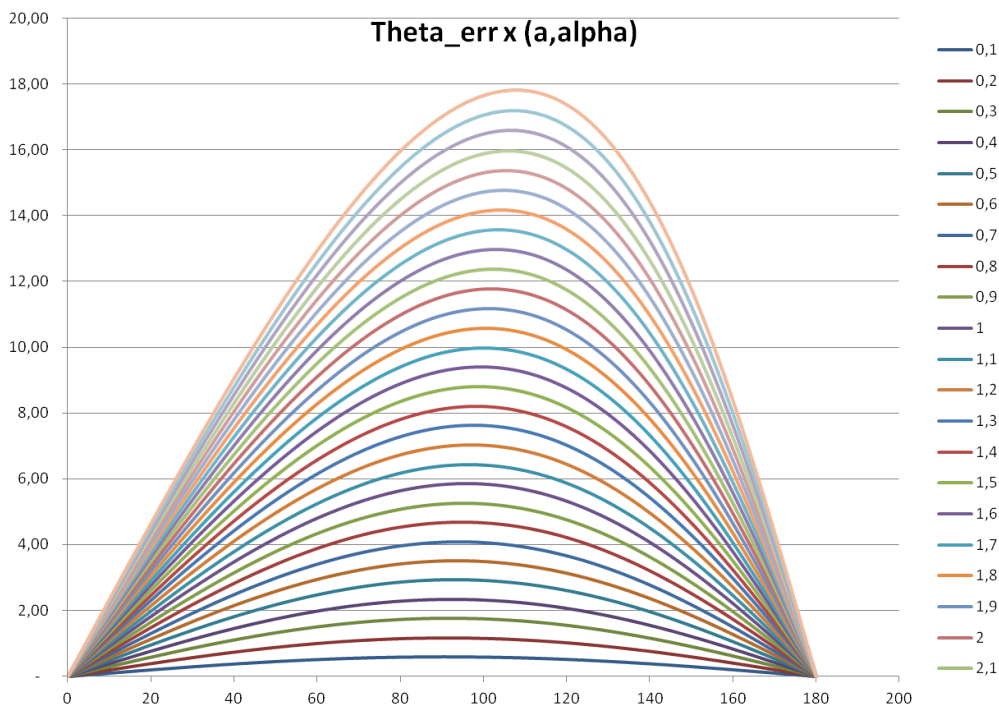


Figure 4.3: Erro da estimativa angular do acelerômetro

Desta forma, notamos que o erro é tanto maior quanto maior for o módulo da aceleração (curvas mais externas) e quando o ângulo  $\alpha$  estiver entre  $80^\circ$  e  $120^\circ$ . Conhecendo-se portanto esses parâmetros, é possível avaliar a precisão da estimativa realizada.

Seria possível de realizar estimativas do módulo da aceleração real através das curvas de empuxo dos motores do quadricóptero. Desprezando-se a resistência do ar, a força resultante do veículo seria o equilíbrio de forças entre o empuxo e o peso. Também existe uma relação entre o ângulo de inclinação  $\theta$  do veículo e a direção da aceleração. Isso decorre do fato que o empuxo é decomposto segundo a inclinação do veículo já que sua direção é sempre normal ao plano xy do quadricóptero.

Esse equacionamento, entretanto, imporia uma complexidade algorítmica maior o que seria prejudicial ao tempo de controle da aeronave. Escolhemos portanto um modo mais simples para decidir os critérios das escolhas dos pesos.

Uma vez que existe uma relação entre a inclinação do veículo e o ângulo alpha da aceleração, nota-se que para inclinações pequenas, alpha tende a ser pequeno e os erros de estimativa do acelerômetro são reduzidos. Basicamente, confiamos mais no acelerômetro quanto mais próximo do estado de vôo plano do quadricóptero e, inversamente, confiamos mais no giroscópio quando a inclinação do quadricóptero atinge um certo valor.

Temos que a estimativa final dos ângulo de roll segue a seguinte equação:

$$\theta_{est}(n+1) = \frac{k * \theta_{acc}(n+1) + (\theta_{est}(n) + \omega_x(n+1) * T)}{1+k} \quad (4.10)$$

Onde k representa um fator de ponderação que varia de 21 até 1/21 conforme a estimativa do ângulo em relação a horizontal. Temos que o fator ponderação é  $\frac{k}{k+1}$  para o acelerômetro e  $\frac{1}{k+1}$  para o giroscópio. O gráfico da variação dessas ponderações em relação ao ângulo estimado está exibido em 4.4:

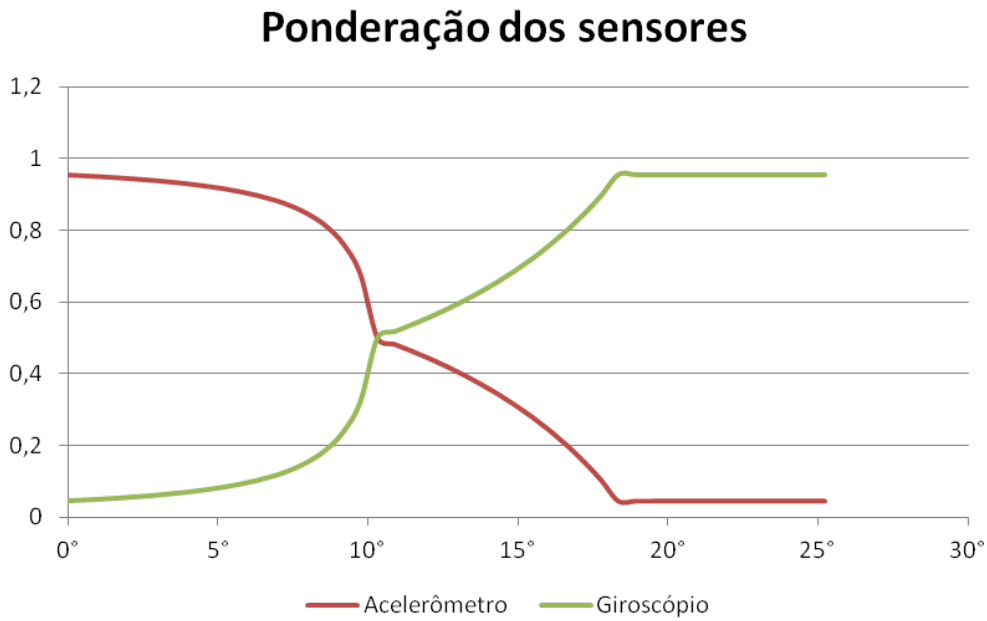


Figure 4.4: Ponderação dos sensores

#### 4.1.5 Estimativa da aceleração na direção z

Como explicitado anteriormente em 4.1.1, as medidas do acelerômetro são afetadas diretamente pela gravidade. Ademais, a fim de estimar a aceleração na direção z do referencial inercial, é necessário levar em conta as medidas do acelerômetro nas três direções conforme o ângulo de inclinação do quadricóptero. Temos, portanto, que com as estimativas dos ângulos obtidas pelo filtro podemos estimar a aceleração na direção z com a seguinte expressão:

$$az_{est}(n) = Ax * \sin(\phi_{est}(n)) + Ay * \sin(\theta_{est}(n)) + Az * \sqrt{1 - \sin^2(\phi_{est}(n)) - \sin^2(\theta_{est}(n))} - g \quad (4.11)$$

#### 4.1.6 Teste da estimativa realizada pelo filtro

Foi realizado um teste angular a fim de validar as medidas realizadas pelos sensores e as estimativas do filtro. O teste consiste em um referencial angular 4.5 onde o quadricóptero é posicionado e movimentado conforme as marcas dos ângulos.

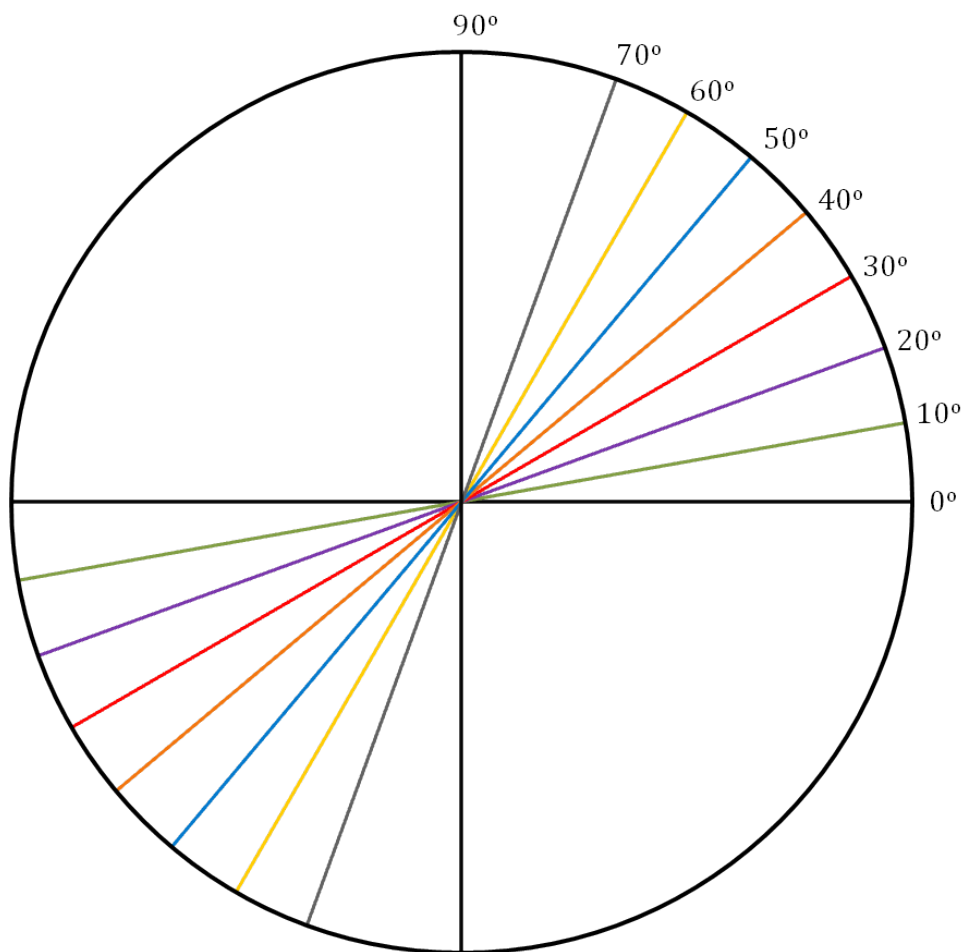


Figure 4.5: Teste angular

O teste realizado consistiu em posicionar um dos eixos do quadricóptero paralelo a reta referente ao zero graus e em seguida girar o quadricóptero de ângulos de aproximadamente dez graus por vez. Obtivemos os seguintes resultados para a estimativa realizada pelo acelerômetro sozinho e a estimativa realizada pelo filtro:



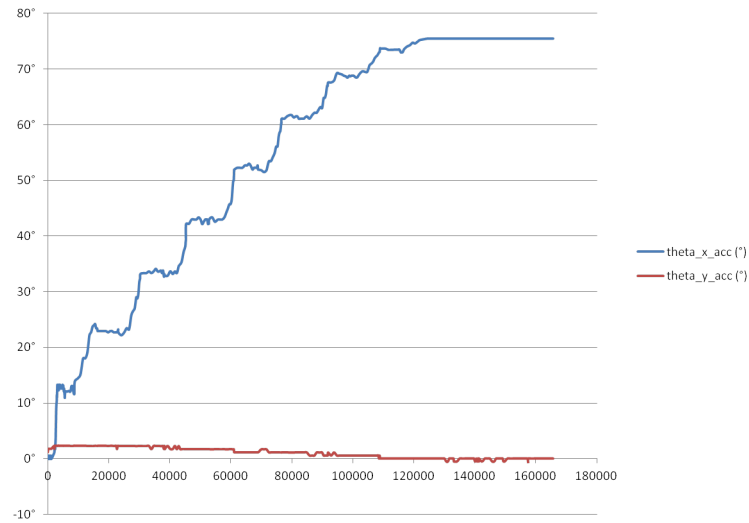


Figure 4.6: Estimativa angular realizada pelo acelerômetro

Podemos observar que obtemos medidas boas para os ângulos de até 50 graus. É importante notar que o referencial angular foi preso na parede sem uma precisão do alinhamento em relação ao referencial inercial. Além do mais, erros na movimentação do quadricóptero influenciam nas estimativas realizadas.

As estimativas realizadas pelo filtro se encontram no gráfico abaixo 4.7:

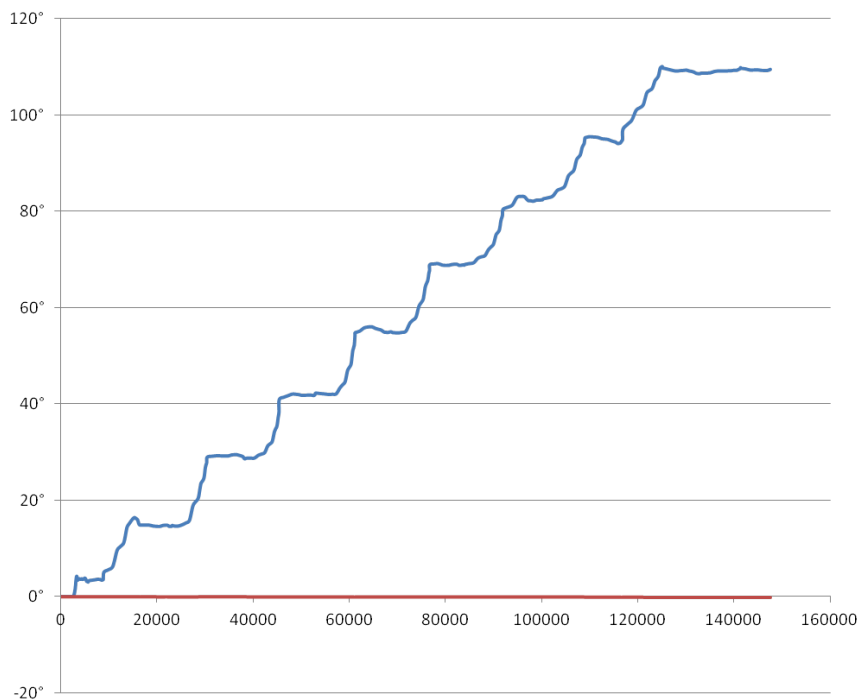


Figure 4.7: Estimativa angular obtida pelo filtro

Observamos que o gráfico das estimativas realizadas pelo filtro é mais liso. Se comparado ao gráfico da estimativa do acelerômetro, percebemos que os valores angulares são mais divergentes entretanto. Isso se deve ao fato de que o tempo de controle aumentou consideravelmente (de 20 ms

para 500 ms) o que resulta em erros grosseiros na integral da velocidade angular. Este aumento do tempo é devido a comunicação realizada para se receber os dados das medidas e das estimativas.

## 4.2 Ajuste dos motores

Mesmo sendo de mesmo modelo, os motores podem apresentar variações no seu funcionamento. Isso se deve as características físicas de cada um dos motores como por exemplo seu balanceamento, alinhamento de seu eixo. Além do mais, o conjunto motor - hélice pode apresentar os mesmos efeitos somados.

Isso foi percebido experimentalmente visto que para um mesmo PWM enviado a dois motores opostos, a força exercida por um deles era capaz de girar o quadricóptero. Esse efeito é causado não somente por esse fato mas também pelo fato do centro de massa real do quadricóptero não esta localizado no seu centro geométrico.

É interessante determinar qual seria a relação entre os PWMs para que o quadricóptero se equilibre. Realizamos um experimento que determinou para um certo PWM em um dos motores qual seria o PWM necessário para que o motor oposto conseguisse equilibrar o quadricóptero. Obtivemos o seguinte resultado exibido em 4.8 para diferentes valores de PWM.

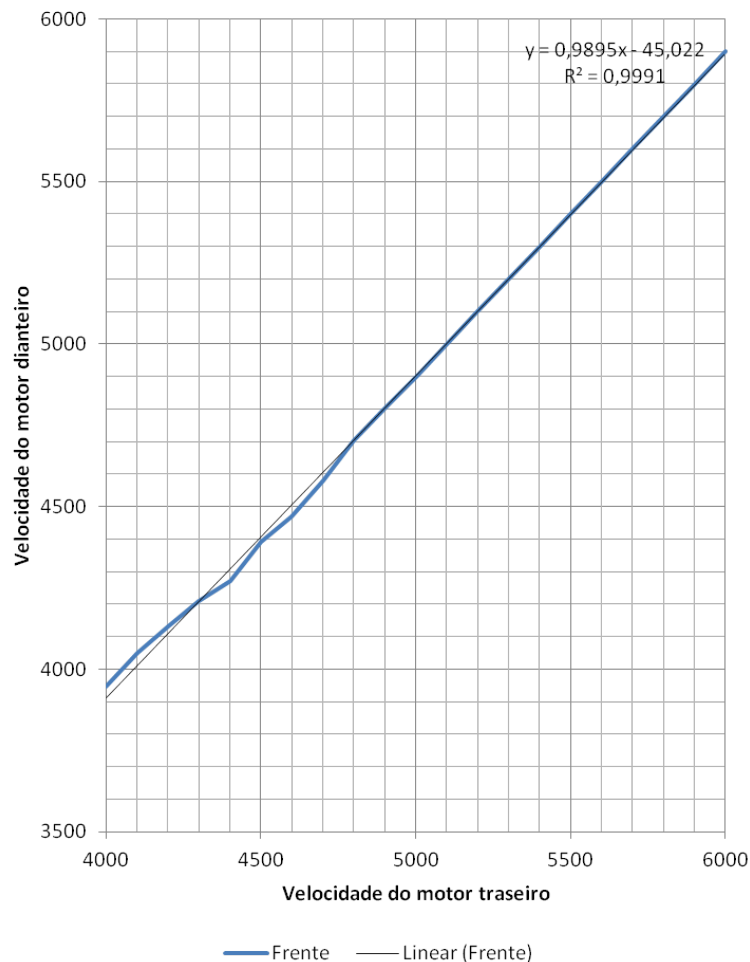


Figure 4.8: Relação entre as velocidades do motor dianteiro e traseiro

Percebemos uma relação linear entre as duas medidas. Neste caso, somente um offset seria suficiente para ajustar a velocidade dos motores.

### 4.3 Bancada de testes - Sintonia do PID

Para realizar o tuning do PID, uma montagem experimental foi realizada para isolar a influência dos motores opostos. Na realidade, dois extremos opostos do quadricóptero foram fixados por corda permitindo que o quadricóptero pudesse girar nesta direção. Os dois motores destas extremidade ficaram desligados durante o teste. A montagem pode ser observada na figura 4.9.

As duas outras extremidades ficavam livres para girar e seus motores eram acionados. As ponderações do PID eram acionadas até se obter a estabilidade desejada. O comando enviado era o de planar e portanto esperava-se que o veículo fosse capaz de se estabilizar na posição de ângulo aproximadamente zero.

O método realizado foi experimental e os valores foram modificados segundo as respostas obtidas do quadricóptero. Os valores de P, I e D foram inicializados a zero e variou-se P até obter uma oscilação do veículo. Entretanto, nosso sistema se mostrou muito instável e as oscilações eram presentes mesmo para valores de P pequenos.



Figura 4.9: Montagem utilizada para tuning do PID

Foi possível de perceber a existencia de uma região de melhor estabilidade para um determinado P. Porém, mesmo que o equilíbrio consiga ser atingido por um determinado tempo, logo o sistema tende a se desequilibrar novamente e oscilar em torno do valor de referência.

Realizou-se uma telemetria para poder observar melhor o comportamento oscilatório do quadricóptero. Podemos observar na figura 4.10 que a aeronave se encontra oscilando em torno do zero. Os dados dos sensores apresentam picos que fazem com que o comando enviado ao motor também contenha picos. Além do mais, as oscilações eram ora maiores, ora mais comedidas fazendo com que o controle de estabilidade do veículo nessas condições não fosse possível.

Pode-se diminuir os picos presentes no sinal do sensor através da realização de uma média móvel. Apesar do valor estimado ser mais liso, impõe-se um atraso nesta estimativa. Esse atraso é bastante prejudicial para o controle de estabilidade dinâmico em tempo real.

Pode-se observar algumas razões para a dificuldade de se realizar este controle de estabilidade por ângulo. Dentre as quais, podemos citar:

- Atraso do sinal dos sensores - limitação da velocidade do I2C e latência desconhecida
- Ruído proveniente das vibrações do motor

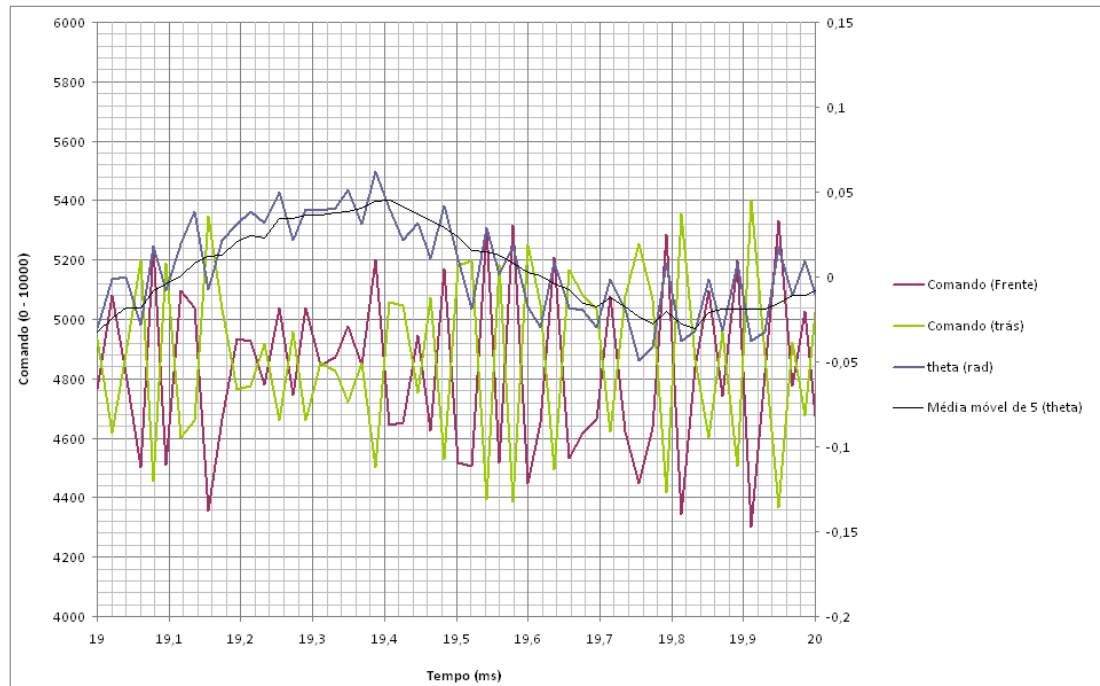


Figura 4.10: Análise da oscilação do quadricóptero

- Atraso causado pela média móvel ou pela utilização de filtros
- Falta de reatividade devido ao tempo de controle (Muito é devido aos calculos de estimativa do ângulo)

Na tentativa de contrapor o problema da falta de reatividade do quadricóptero, foi proposta uma nova abordagem de estabilização que sera detalhada a seguir.

## Capítulo 5

# Estabilização por Velocidade Angular

### 5.1 Motivações

A fim de realizar um controle mais reativo do sistema, foi proposto o controle de estabilidade prioritário por velocidade angular e o controle de orientação secundário por ângulo. A razão para tal abordagem é simplesmente o fato de que erros angulares são consequências de velocidades angulares indesejadas.

Portanto, ao invés de esperar o aparecimento de um erro angular, controla-se a velocidade angular a fim de que o sistema responda mais rapidamente as oscilações indesejadas.

Como o controle em velocidade angular não é capaz de garantir uma orientação correta do quadricóptero, o controle de orientação seria secundário e continuaria a ser realizado da mesma maneira que a proposta no capítulo anterior. Este controle pode ser realizado em tempos mais espaçados do que o controle de estabilidade prioritário. É possível diminuir ainda mais o tempo de controle do sistema visto que a quantidade dos cálculos efetuados é reduzida.

### 5.2 Filtros das medidas do sensor

Um outro problema encontrado na abordagem de controle de estabilidade por ângulo foi o ruído dos sensores. Com o intuito de reduzir estes ruídos e de cortar as frequências indesejadas, foram elaborados alguns filtros passa-baixa como por exemplo o filtro de butterworth.

Foram realizados alguns testes para testar os filtros desenvolvidos e para observar o comportamento dos sensores. Primeiramente se observou o comportamento dos sensores sem os motores ligados e com uma oscilação imposta manualmente. Podemos constatar na figura 5.2 que o sinal dos sensores neste caso é bastante liso apresentando baixos ruídos. Além do mais, o filtro impõe um atraso no sinal proveniente dos sensores. Este atraso pode ser bastante prejudicial para o controle em tempo real.

Para o caso dos motores ligados, com um experimento em condições parecidas com o anterior, pode-se perceber que o sinal do sensor foi bastante prejudicado. Mesmo o filtro não é capaz de eliminar todo o ruído. A figura 5.2 mostra o resultado deste teste.

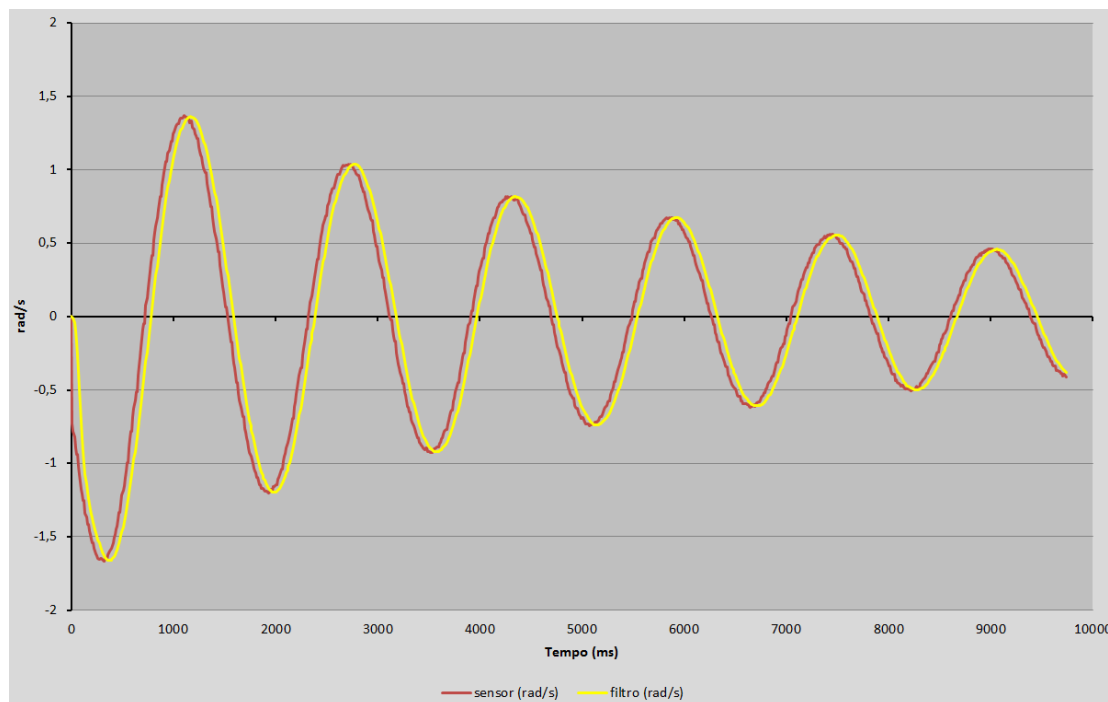


Figura 5.1: Sinal do giroscópio com os motores desligados

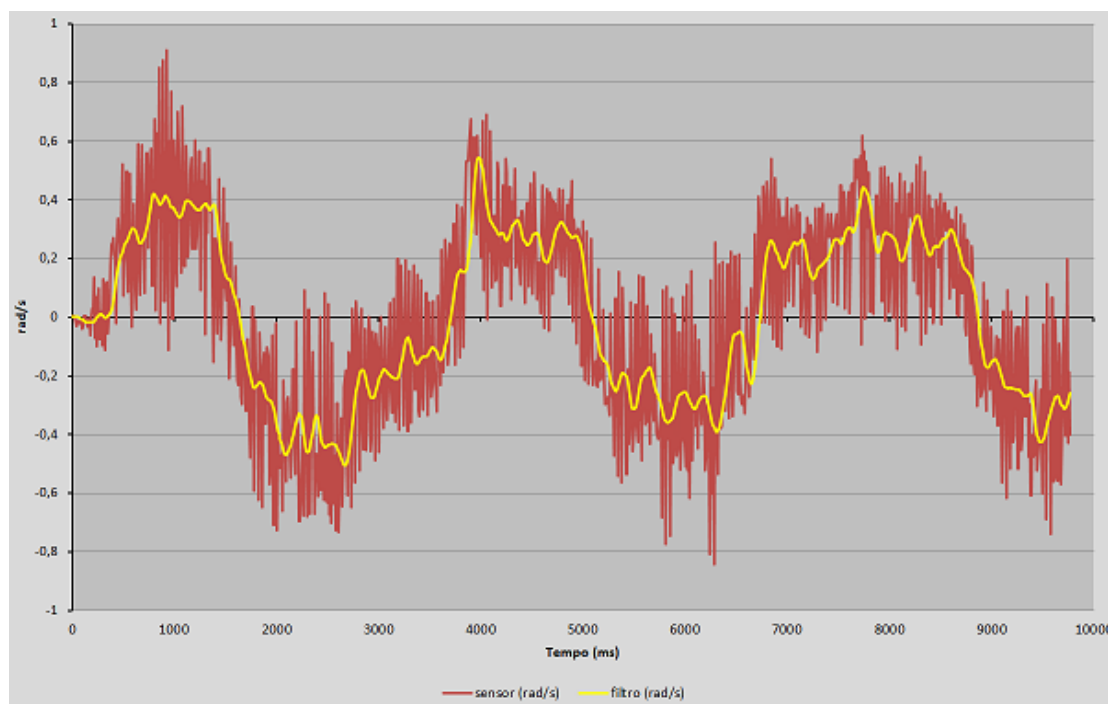


Figura 5.2: Sinal do giroscópio e filtro com motores ligados

Acredita-se que as principais causas de ruído no giroscópio são a vibração nos motores e o campo eletromagnético induzido causado pelas altas correntes que passam pelos speed controllers. A fim de mitigar as vibrações mecânicas, foram tomadas as seguintes medidas:

- Isolamento da base dos motores com a utilização de uma borracha que amortecia a vibração

- Isolamento dos sensores com um envoltório de espuma para que os efeitos vibracionais diminuam

Infelizmente, estas medidas não foram capazes de reduzir a vibração do sistemas. Em ambos os casos, a utilização de materiais menos rígidos fez com que os componentes que estavam sendo isolado vbrassem ainda mais amplificando o ruído dos sensores.

Para isolar os efeitos do campo magnético, foi proposta uma estrutura similar a uma gaiola de Faraday com fios soldados entre as duas placas de fibra de vidro a fim de aprisionar o campo proveniente das altas correntes dos speed controllers.

### 5.3 Testes - Controle de estabilidade PID

Mesmo com a utilização dos filtros e com a utilização da nova abordagem, o sistema se mostrou bastante instável ainda. A sintonia do PID foi realizada de forma análoga a que foi utilizada na abordagem de controle por ângulo. Da mesma maneira, é possível encontrar valores de  $P$  que tornam o sistema mais estável, ainda assim, essa estabilidade não é suficiente para que um controle autonomo em tempo real seja realizado.

Podemos observar nas figuras abaixo, a oscilação da velocidade angular (pitch) para três valores de  $P$ :

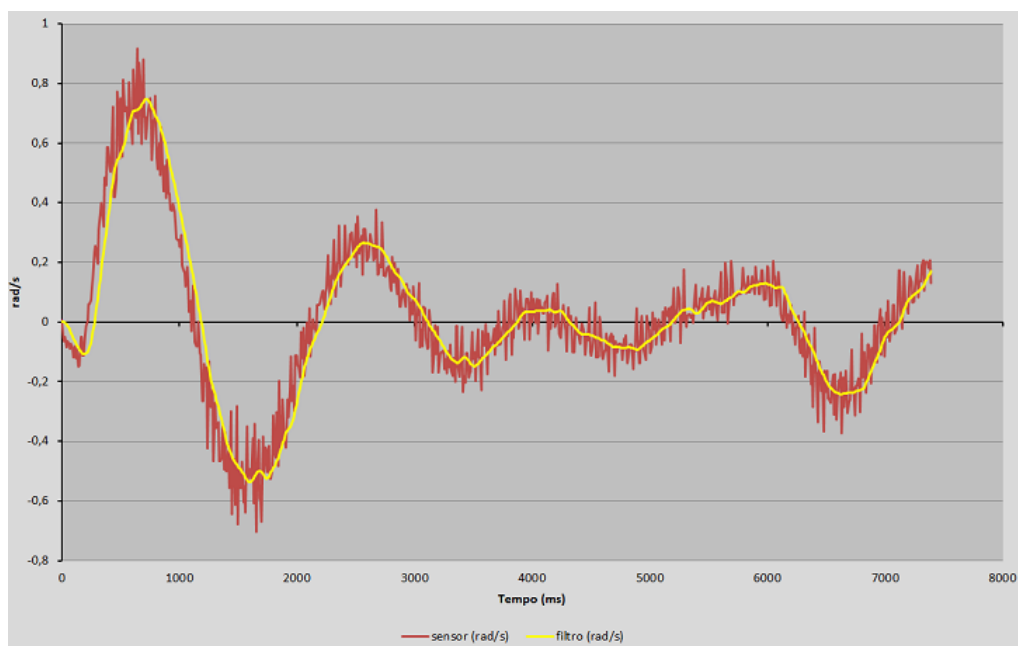


Figura 5.3: Controle com  $P = 100$

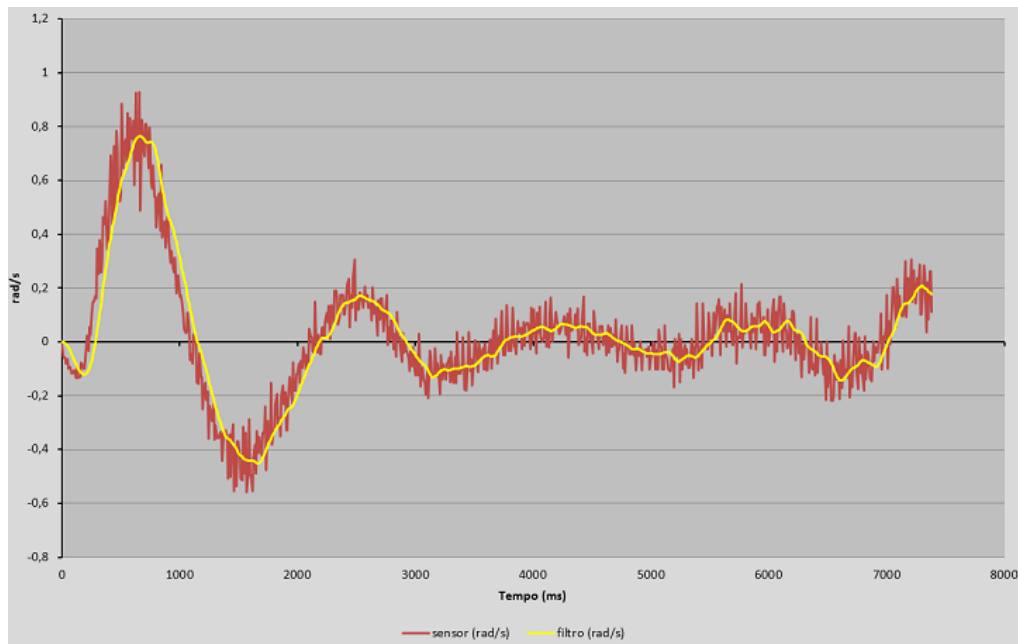


Figura 5.4: Controle com  $P = 500$

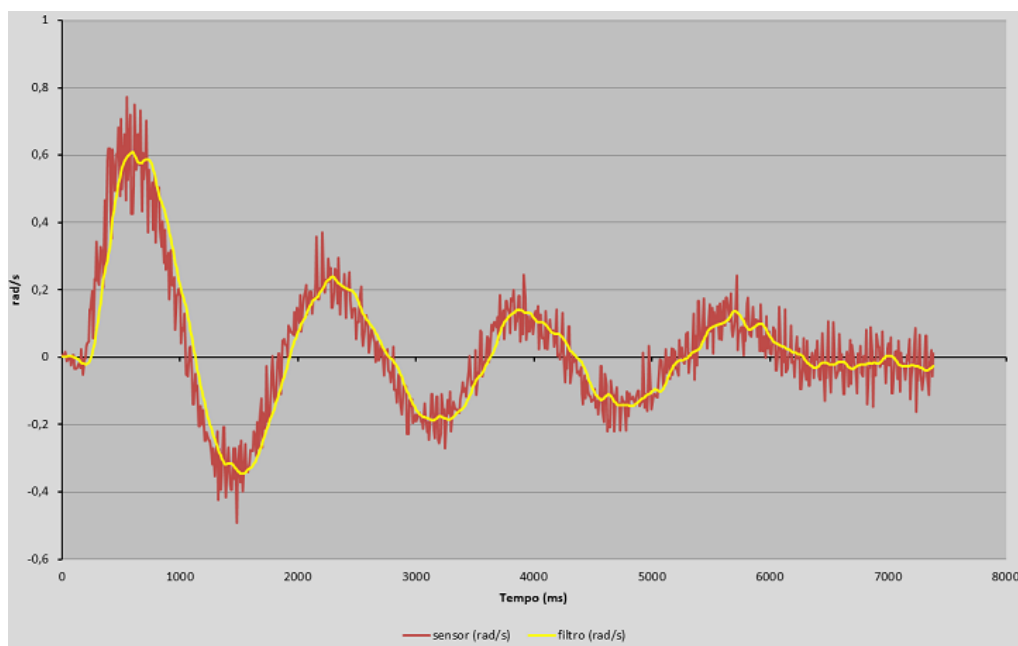


Figura 5.5: Controle com  $P = 1000$

Valores de  $P$  próximos de 500 resultam em uma estabilidade maior do sistema.



## Capítulo 6

# Futuro do Projeto

Uma das maiores dificuldades encontradas no controle dinâmico de estabilidade em tempo real é a qualidade dos sensores (Bouabdallah [12]). Ainda segundo Bouabdallah [12], o ruído presente nas unidades de medida inercial é bastante amplificado em quadricópteros. De fato, o maior problema encontrado foi obter uma medida consistente do estado do sistema para conseguir controlá-lo.

Seguem como possíveis rumos do projeto, para eliminar esse problema e atingir o controle de estabilidade em tempo real e autônomo, as seguintes abordagens:

- Isolamento das fontes de ruído - mecânicas e eletromagnéticas
- Filtragem do ruído remanescente
- Utilização de filtros com estimativa caso necessário (Filtro de Kalman Welch and Bishop [20])
- Avaliar outra estratégia de controle (Bouabdallah [12])
- Mudanças na estrutura do protótipo para facilitar controle (aumento das hastes)
- Eventuais otimizações no código

O foco principal deve ser no isolamento do ruído e na análise de outras técnicas mais robustas de controle de estabilidade. Segundo Bouabdallah [12], uma combinação de PID e a técnica de backstepping (Backstepping integral) se mostrou mais vantajosa levando o quadricóptero a ser capaz, em modo autônomo, de decolar, planar, pousar e evitar colisões.

## Capítulo 7

# Conclusão

Este projeto consistiu no desenvolvimento de um quadricóptero autônomo com controle dinâmico de estabilidade em tempo real e em malha fechada, compreendendo a construção da estrutura mecânica do veículo assim como o desenvolvimento de hardware e software para controle de movimento.

Realizamos um estudo das características físicas de um quadricóptero assim como uma compreensão das questões relacionadas a estabilidade dinâmica do sistema. Foram detalhados o equacionamento dinâmico e cinemático da aeronave além de técnicas de estabilização dinâmica em tempo real e malha fechada.

Tendo definido as características principais do quadricóptero assim como as especificações do projeto, as peças a serem utilizadas foram escolhidas, compradas e/ou fabricadas, de acordo com a necessidade. Realizamos uma tabela comparando diversos projetos existentes na internet.

Criamos um modelo CAD que representasse o veículo a ser desenvolvido respeitando todas as especificações. A montagem mecânica seguiu este modelo, porém apresentou algumas modificações devido à dificuldade na obtenção de algumas dimensões exatas dos componentes utilizados.

Na parte de controle do quadricóptero, foram definidos e detalhados dez comandos principais. A comunicação com o rádio é realizada via rádio wi-fi e implementamos um código que identifica e trata os comandos enviados via telnet para a nossa aeronave.

Os sensores utilizados na aeronave (acelerômetro e giroscópio) são provenientes de produtos comerciais da Nintendo. Para entender melhor seu funcionamento, estudamos suas características principalmente através de um trabalho de engenharia reversa realizado na internet Wii [9]. Com isso, foi possível realizar a manipulação desses sensores a fim de extrair e interpretar os dados referentes ao estado do quadricóptero.

Desenvolvemos um software que adquire as informações dos sensores, os comandos do usuário e realizasse o controle do veículo em malha fechada. Os comandos do usuário são recebidos e interpretados no loop principal do programa. Já para a leitura dos sensores e o algoritmo de controle do sistema, foi realizado um timer temporizado permitindo um controle em tempo real com uma discretização adequada.

Foram implementadas duas estratégias diferentes de controle. Na primeira, combinamos as medidas dos dois sensores com o intuito de obter estimativas mais acuradas dos ângulos de inclinação do quadricóptero. Já na segunda, quando a primeira se não se mostrou robusta o suficiente, decidimos por realizar a estabilização da velocidade angular e o posicionamento por ângulo, de forma a atenuar ao máximo os efeitos dinâmicos. As duas estratégias de controle se mostraram convergentes, entretanto necessitam de uma qualidade de medida dos sensores muito mais robusta a fim de garantir a estabilidade da aeronave.

Por fim, foram realizados testes exaustivos de funcionamento do algoritmo de controle e de sintonização experimental dos ganhos do PID em tempo de execução. Todavia, apesar do grande esforço,

não foi possível obter um resultado satisfatório para a estabilização dos ângulos de *roll* e *pitch* que permitissem testes de voo e estabilização do eixo vertical.

As dificuldades encontradas para controlar e estabilizar a aeronave de forma satisfatória são devidas principalmente à qualidade das medidas dos sensores e ao ruído inerente ao IMU [Bouabdallah [12]]. A latência real dos sensores é desconhecida, mas a necessidade de aguardar 3 ms entre duas leituras consecutivas limita a frequência de controle, sendo outro fator relevante, bem como a amplificação da vibração mecânica.

Como mencionado no capítulo 6 na página 51, a continuação do projeto deve prever a tentativa de isolamento das fontes de ruído que atrapalham as medidas dos sensores, a implementação de filtros e estimadores mais robustos, a avaliação de outras estratégias de controle e a otimização do código, além de eventuais modificações no protótipo que visem a facilitar o controle.

Finalmente nosso empenho ao longo do ano resultou num protótipo bastante funcional e organizado, que implementa uma estrutura de software robusta com comunicação serial por wi-fi, tomada de dados de sensores através do protocolo I2C, monitoração do nível de tensão da bateria, além de um código bastante organizado e documentado. Todo o controle de estabilidade em malha fechada está estruturado prevendo a utilização de filtros, estimadores, controladores e atuadores. Acreditamos fortemente no sucesso desse projeto e esperamos que outros alunos possam se concentrar no aperfeiçoamento do protótipo e da estrutura de controle e no tratamento dos dados oriundos dos sensores para concluir nosso trabalho.

## Capítulo 8

# Referências Bibliográficas

# Referências Bibliográficas

- [1] Ardrone parrot - album, abril 2011. URL <http://ardrone.parrot.com/album>. (document), 2.2
- [2] Aeroquad forums - aeroquad - the open source quadcopter, abril 2011. URL <http://aeroquad.com/>. 2.4
- [3] arducopter - arduino-based autopilot for multicopter craft, from quadcopter to traditional helis, abril 2011. URL <http://code.google.com/p/arducopter/>. 2.4
- [4] File:de bothezat quadrotor.jpg, abril 2011. URL [http://www.flightglobal.com/pdfarchive/view/1923\\$](http://www.flightglobal.com/pdfarchive/view/1923$). (document), 2.1
- [5] Welcome to the home of the kkmulticopte, abril 2011. URL <http://www.kkmulticopter.com/>. 2.4
- [6] Multiwii, abril 2011. URL <http://www.multiwii.com/>. (document), 2.4, 3.4.1, 3.8
- [7] Roving networks | bluetooth modules | w-ifi modules | bluetooth serial adapters | bluetooth sensors | bluetooth module design | wi-fi module design, abril 2011. URL <http://www.rovingnetworks.com/>. 3.4
- [8] Shrediquette - a multicopter mav by w. thielicke, abril 2011. URL <http://shrediquette.blogspot.com>. 2.4
- [9] Main page - wiibrew, abril 2011. URL <http://wiibrew.org/wiki/>. (document), 3.5.6, 3.5.6, 3.11, 3.12, 7
- [10] Karl J. Astrom and Tore Hagglund. *PID Controllers: theory, design, and tuning, 2nd edition*. Estados Unidos, 1995. 2.3.1, 2.3.1, 2.3.1
- [11] D. S. Benitez, M. S. Garcia, and J. M. De la Cruz. Kinematics and dynamics of a quadrotor. 2009. 2.2
- [12] S. Bouabdallah. Design and control of quadrotors with application to autonomous flying. 2007. 6, 6, 6, 6, 7
- [13] S. Bouabdallah, A. Noth, and R. Siegwart. Pid vs lq control techniques applied to an indoor micro quadrotor. 2008. 2.3
- [14] Roman Czyba. Attitude stabilization of an indoor quadrotor. 2007. 2.3
- [15] Microsoft Visual Studio CSHARP Express, junho 2011. URL <http://www.microsoft.com/visualstudio/en-us/products/2010-editions/visual-csharp-express>. 3.5.1
- [16] Michael Fischer. Attitude stabilization of a quadrotor aircraft. 2007. 2.3.1
- [17] Finn Haugen. Discretization of simulator, filter and pid controller. 2010. 2.3.1
- [18] J.G Leishman. Principles of helicopter aerodynamics. 2000. 2.1
- [19] C. Nicol, C.J.B. Macnab, and A. Ramirez-Serrano. Robust adaptive control of a quadrotor helicopter. 2007. 1
- [20] Greg Welch and Gary Bishop. An introduction to the kalman filter. 2007. 6