

UNIVERSIDADE TECNOLÓGICA FEDERAL DO PARANÁ
DEPARTAMENTO ACADÊMICO DE INFORMÁTICA
DEPARTAMENTO ACADÊMICO DE ELETRÔNICA

FERNANDO PADILHA FERREIRA

CONTROLE DE ESTABILIDADE DE UM QUADRICÓPTERO

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

CURITIBA

2015

FERNANDO PADILHA FERREIRA

CONTROLE DE ESTABILIDADE DE UM QUADRICÓPTERO

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado aos Departamentos Acadêmicos de Eletrônica e Informática da Universidade Tecnológica Federal do Paraná como requisito parcial para obtenção do grau de “Engenheiro de Computação”.

Orientador: Prof. Dr. Hugo Vieira Neto

CURITIBA

2015

AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer ao professor Hugo Vieira, orientador desse trabalho, pela sugestão do tema, pela sua confiança ao emprestar os componentes iniciais e por todo o suporte oferecido ao longo do desenvolvimento. Também agradeço ao professor André Schneider pelo empréstimo do rádio-controle Futaba e ao colega André Cordeiro, que me indicou a uma excelente oportunidade de mestrado, junto com os professores João Fabro e André Schneider, e me motivou a terminar esse projeto. Por fim, agradeço a meus familiares, amigos e todos que estão relacionados de alguma forma com esse projeto, que sempre me apoiaram, me deram confiança e tiveram paciência com os atrasos.

RESUMO

FERREIRA, Fernando Padilha. CONTROLE DE ESTABILIDADE DE UM QUADRICÓPTERO. 69 f. Trabalho de Conclusão de Curso – Departamento Acadêmico de Informática e Departamento Acadêmico de Eletrônica, Universidade Tecnológica Federal do Paraná. Curitiba, 2015.

Os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) possuem um maior grau de liberdade e flexibilidade comparado a veículos tripulados. Suas aplicações incluem desde entrega de encomendas até vigilância, aplicação de agrotóxicos em plantações e busca e resgate em condições de alta periculosidade ao ser humano. Este projeto tem o objetivo de projetar e desenvolver um VANT elétrico, do tipo quadricóptero, com controle de estabilização no ar e capaz de se comunicar com um computador, recebendo comandos e enviando dados de voo, e com um rádio-transmissor, recebendo comandos de um piloto. Uma plataforma de testes foi construída para garantir a segurança e facilitar testes de estratégias de controle, reduzindo os graus de liberdade, mas mantendo a autonomia do quadricóptero. Três técnicas foram utilizadas para reduzir o ruído gerado pelo sistema e estimar o estado com melhor precisão. A primeira, em nível de *hardware*, é uma plataforma de amortecimento de vibrações. A segunda e a terceira técnicas, em nível de *software*, são baseadas em filtros passa-baixas, para atenuação de ruídos, e filtro de Kalman, para fusão de sensores e estimação do estado. O controle de estabilidade em três eixos foi realizado por controladores PID em paralelo. Os testes foram divididos em três etapas: testes em plataforma com um grau de liberdade, testes em plataforma com dois graus de liberdade e testes de voo *indoor* e *outdoor*. Diversos testes conduzidos validaram o sistema proposto, o qual atingiu a estabilização nos três casos com uma oscilação máxima de cinco graus.

Palavras-chave: quadricóptero, estabilização, multi-rotor, VANT

ABSTRACT

FERREIRA, Fernando Padilha. QUADCOPTER STABILIZATION CONTROL. 69 f. Trabalho de Conclusão de Curso – Departamento Acadêmico de Informática e Departamento Acadêmico de Eletrônica, Universidade Tecnológica Federal do Paraná. Curitiba, 2015.

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) have more degrees of freedom and flexibility compared to manned vehicles. Their applications range from delivery to vigilance, pesticide application in crops and search and rescue in hazardous conditions to humans. This project aims at the design and development an electric UAV, quadcopter type, with attitude control and capable of communicating with a computer, in order to receive commands and send back telemetry data, and also with a radio-transmitter, in order to receive commands from a human pilot. A test bench was developed to safely and easily test control strategies, removing some degrees of freedom, but keeping the vehicle's autonomous operation. Three techniques were used to reduce system induced noise and increase the precision of the estate estimation. The first one, at hardware level, is a damping platform. The second and the third techniques, at software level, are based on low-pass filters, to attenuate noise, and Kalman filter, for sensor fusion and state estimation. The three axes attitude control was performed by parallel PID controllers. Tests were divided in three steps: one degree of freedom test-bench tests, two degree of freedom test-bench tests and indoor and outdoor flying tests. This proposed system was validated through various tests, achieving hover stabilization in all cases with up to five degrees of oscillation.

Keywords: quadcopter, stabilization, multi-rotor, UAV

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1	– Visão geral do projeto.	14
FIGURA 2	– <i>Gyroplane nº 1</i> dos irmãos Brequet, 1907	15
FIGURA 3	– <i>Flying Octopus</i> de De Bothezat, 1923	16
FIGURA 4	– Modelo de um quadricóptero em configuração X.	19
FIGURA 5	– Formato de um sinal modulado por largura de pulso.	20
FIGURA 6	– Filtro complementar.	24
FIGURA 7	– Estimador de estados estocástico.	25
FIGURA 8	– Sistema de controle em malha fechada.	27
FIGURA 9	– Diagrama em blocos do sistema.	32
FIGURA 10	– Motor <i>brushless</i> EMAX CF2822.	33
FIGURA 11	– Efeito do passo de uma hélice.	34
FIGURA 12	– ESC Mystery 30 A.	35
FIGURA 13	– Resposta ao impulso do ESC para uma taxa de atualização de 50 Hz.	35
FIGURA 14	– Resposta ao impulso do ESC para uma taxa de atualização de 400 Hz.	36
FIGURA 15	– Bateria Turnigy 11,1 V 2200 mAh.	36
FIGURA 16	– Configuração final do quadricóptero.	37
FIGURA 17	– Plataforma para testes de estabilidade desenvolvida.	38
FIGURA 18	– Conjunto transmissor/receptor do fabricante Futaba	38
FIGURA 19	– Componentes do canal de comunicação computador-quadricóptero.	39
FIGURA 20	– Formato dos pacotes do nRF24L01	40
FIGURA 21	– Componentes do sistema embarcado.	41
FIGURA 22	– Diagrama elétrico do sistema embarcado.	42
FIGURA 23	– Diagrama da placa de circuito impresso do sistema embarcado.	43
FIGURA 24	– Placa de circuito impresso construída.	44
FIGURA 25	– Plataforma de amortecimento construída.	44
FIGURA 26	– Leitura do acelerômetro com (direita) e sem (esquerda) a plataforma de amortecimento.	45
FIGURA 27	– Máquina de estados do software do sistema embarcado.	47
FIGURA 28	– Fluxograma: Inicializa Periféricos.	49
FIGURA 29	– Fluxograma: Sistema Inicializado.	50
FIGURA 30	– Fluxograma: Início Forçado.	51
FIGURA 31	– Diagrama em blocos do sistema de controle.	51
FIGURA 32	– Efeito do filtro passa-baixas nas leituras dos sensores.	52
FIGURA 33	– Comparação da resposta do filtro complementar variando a constante a . ..	54
FIGURA 34	– Comparação da resposta do filtro de Kalman variando a variância do processo, com variância dos sensores calculada.	56
FIGURA 35	– Comparação da resposta do filtro de Kalman variando a variância do processo, com variância dos sensores modificada.	56
FIGURA 36	– Comparação entre filtro complementar e filtro de Kalman.	57
FIGURA 37	– Controladores PID de <i>roll</i> e <i>pitch</i>	58
FIGURA 38	– Controlador PI de <i>yaw</i>	58
FIGURA 39	– Estabilização no eixo Y ($K_{P_\theta} = 0,35$, $K_{D_\theta} = 0,2$ e $K_{I_\theta} = 0,002$).	61

FIGURA 40	- Estabilização nos eixos X e Y ($K_{P_{\theta\phi}} = 0,35$, $K_{D_{\theta\phi}} = 0,2$ e $K_{I_{\theta\phi}} = 0,002$).	61
FIGURA 41	- Teste de voo <i>indoor</i> ($K_{P_{\theta\phi}} = 0,25$, $K_{D_{\theta\phi}} = 0,12$, $K_{I_{\theta\phi}} = 0,002$, $K_{P_{\psi}} = 1$ e $K_{I_{\psi}} = 0,001$).	62

LISTA DE TABELAS

TABELA 1	– Movimentos básicos de um quadricóptero em configuração X.	19
TABELA 2	– Dependência das tarefas	29
TABELA 3	– Componentes da estrutura física.	33
TABELA 4	– Lista de mensagens	41
TABELA 5	– Cronograma planejado x executado	66

LISTA DE SIGLAS

VANT	Veículos Aéreos Não Tripulados
VTOL	<i>Vertical Take-Off and Landing</i>
MEMS	<i>Micro-Electro-Mechanical Systems</i>
FAI	Federação Aeronáutica Internacional
LQR	<i>Linear-Quadratic Regulator</i>
ILC	<i>Iterative Learning Control</i>
PID	Proporcional Integral Derivativo
LQ	<i>Linear-Quadratic</i>
MPC	<i>Model Predictive Control</i>
PWM	<i>Pulse-Width Modulation</i>
UMI	Unidade de Medição Inercial
ESC	<i>Electronic Speed Controller</i>
RF	Rádio frequência
SPI	<i>Serial Peripheral Interface</i>
PCI	Placa de Circuito Impresso

LISTA DE SÍMBOLOS

ψ	ângulo <i>yaw</i>
ϕ	ângulo <i>roll</i>
θ	ângulo <i>pitch</i>
f_0	frequência de corte do filtro
T_a	taxa de amostragem do sinal

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	12
1.1	OBJETIVO GERAL E OBJETIVOS ESPECÍFICOS	13
1.2	ORGANIZAÇÃO DO DOCUMENTO	14
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	15
2.1	HISTÓRIA DOS QUADRICÓPTEROS	15
2.2	TRABALHOS CORRELATOS	16
2.3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	18
2.3.1	Princípio de funcionamento do quadricóptero	18
2.3.2	Modulação por largura de pulso	20
2.3.3	Unidade de Medição Inercial e Sensores	20
2.3.4	Filtros e Estimação de Estados	22
2.3.4.1	Filtro passa-baixas	23
2.3.4.2	Filtro complementar	24
2.3.4.3	Filtro de Kalman	24
2.3.5	Controlador PID	27
3	METODOLOGIA	28
3.1	RECURSOS	29
3.1.1	Hardware	29
3.1.1.1	Estrutura Física	29
3.1.1.2	Sistema de Comunicação	30
3.1.1.3	Sistema de Embarcado	30
3.1.2	Software	31
4	DESENVOLVIMENTO	32
4.1	ESTRUTURA FÍSICA	33
4.1.1	Plataforma de teste	37
4.2	SISTEMA DE COMUNICAÇÃO	37
4.2.1	Comunicação Piloto-Quadricóptero	38
4.2.2	Comunicação Computador-Quadricóptero	39
4.2.2.1	Protocolo de comunicação	40
4.3	SISTEMA DE EMBARCADO	41
4.3.1	Hardware	42
4.3.1.1	Amortecimento de vibrações	43
4.3.2	Software	45
4.3.2.1	Máquina de estados	46
4.3.2.2	Fluxogramas	48
4.4	SISTEMA DE CONTROLE	51
4.4.1	Filtro passa-baixas	52
4.4.2	Estimador de estados	53
4.4.2.1	Filtro Complementar	53
4.4.2.2	Filtro de Kalman	54
4.4.2.3	Comparação	57

4.4.3 Controle PID	58
5 RESULTADOS E TESTES	60
5.1 TESTES EM PLATAFORMA COM UM GRAU DE LIBERDADE	60
5.2 TESTES EM PLATAFORMA COM DOIS GRAUS DE LIBERDADE	60
5.3 TESTES DE VOO	61
6 CONSIDERAÇÕES FINAIS	64
6.1 DIFICULDADES ENCONTRADAS	65
6.2 TRABALHOS FUTUROS	66
REFERÊNCIAS	68

1 INTRODUÇÃO

As aplicações dos Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) há décadas atraem pesquisadores de diversas partes do mundo e tem gerado muitas pesquisas. Na última década, os avanços em materiais, componentes eletrônicos, sensores e baterias permitiram também grandes avanços no desenvolvimento destes veículos. A utilização de VANTs permite retirar o ser humano de condições de alta periculosidade, pois estes possuem um maior grau de liberdade e flexibilidade, abrindo possibilidades em tarefas que seriam impraticáveis para um veículo tripulado.

Entre os diversos tipos de VANTs, os helicópteros tem grande destaque, em especial os elétricos. Classificados como *Vertical Take-Off and Landing* (VTOL, em português, Decolagem e Pouso Vertical), eles se diferenciam pelas seguintes características: 1) possuem alta capacidade de carga; 2) possuem seis graus de liberdade¹, que permite maior manobrabilidade; 3) capacidade de miniaturização; 4) precisam de pouco espaço para pouso e decolagem; e 5) podem ser utilizados em ambientes internos e externos. No entanto, apresentam menor autonomia de voo em relação a outros VANTs e são mais difíceis de controlar.

Além dos helicópteros convencionais, com um rotor principal e um auxiliar na cauda, existem os multi-rotor, com dois ou mais rotores principais. A topologia com quatro rotores, dispostos em forma de “+” ou de “×” em uma plataforma, chamada de quadricóptero, é uma das mais pesquisadas devido à sua simplicidade mecânica e à desafiadora tarefa de estabilização de voo.

O primeiro quadricóptero foi construído pelos irmãos Louis e Jaques Breguet, em 1907, época em que se desenvolviam os primeiros aviões e helicópteros (LEISHMAN, 2000). Devido à falta de estabilidade e de meios de controle, este quadricóptero só foi capaz de levantar voo por alguns segundos. Nas décadas seguintes outras iniciativas conseguiram grandes avanços, superando os helicópteros convencionais em tempo de voo, contudo, apresentando complexos meios de controle. Nos anos seguintes, avanços significativos ocorreram nos

¹O helicóptero possui seis graus de liberdade: rotação e translação nos eixos X, Y e Z.

helicópteros e o quadricópteros foram rapidamente ultrapassados e esquecidos.

O interesse por quadricópteros só foi reaparecer em meados de 1993, agora como VANT, no projeto Hoverbot, da Universidade de Michigan (BORENSTEIN, 1993). Este, como outros projetos desenvolvidos na sequência, sofreu com dificuldades de estabilização e não foi bem sucedido. Em 2002, na Universidade da Pensilvânia, houve um dos primeiros casos de sucesso com o projeto de Altug et al. (2002). Seguido de vários outros, como (NICE, 2004), (HOFFMANN et al., 2004) e (BOUABDALLAH, 2007), tratando da estabilização de voo. Esses avanços em grande parte foram possíveis devido aos avanços dos Micro-Electro-Mechanical Systems (MEMS, em português, Sistemas Micro-Eleto-Mecânicos), tecnologia que encapsula sensores, atuadores, estruturas mecânicas e circuitos eletrônicos miniaturizados em um único chip.

Alguns projetos conseguiram ótimos resultados utilizando realimentação visual para estimar a posição do veículo, como é o caso das equipes do Laboratório GRASP, da Universidade da Pensilvânia, e da Flying Machine Arena, dos Institutos Federais de Tecnologia da Suíça. Suas capacidades incluem manobras em alta velocidade, apresentações musicais e captura de bolas em voo. No entanto, estes veículos não são autônomos e requerem um processamento externo (LUPASHIN et al., 2010; MICHAEL et al., 2010).

No Brasil vários trabalhos foram publicados nesse tema. A dissertação de mestrado de Melo (2010), da Universidade Federal do Espírito Santo, propõe um quadricóptero como plataforma para desenvolvimento de algoritmos de controle. Em Lopes et al. (2011), o modelo matemático de um quadricóptero é utilizado para simular e avaliar técnicas de controle.

Na UTFPR, uma tentativa de construção de um quadricóptero foi realizada na disciplina de Oficinas de Integração 2, do curso de Engenharia de Computação, por SILVA FILHO et al. (2011). Apesar de não totalmente bem sucedida, a iniciativa despertou o interesse local.

Além das aplicações militares, de vigilância e busca e resgate, que incentivaram as pesquisas iniciais nessa área, há um grande ramo de aplicações dos quadricópteros para fins acadêmicos. Estes podem ser utilizados em ensino de diversas áreas, como: algoritmos de controle, para estabilização; inteligência artificial, para navegação autônoma; processamento de imagens; sistemas multi-agentes, no estudo de comportamento coletivo; entre outras. Este trabalho seria um primeiro passo para posterior utilização em outros projetos.

1.1 OBJETIVO GERAL E OBJETIVOS ESPECÍFICOS

Esse trabalho tem como objetivo geral projetar e desenvolver um VANT elétrico, do tipo quadricóptero, com controle de estabilização no ar. O veículo terá um sistema de comunicação com um computador, o qual poderá enviar os comandos ao quadricóptero e receber dados de voo, e outro com um rádio-transmissor, onde uma pessoa poderá controlá-lo, conforme apresentado na figura 1. Esse objetivo principal pode ser dividido nos seguintes objetivos específicos:

- especificar e montar a estrutura física;
- projetar e implementar o sistema de comunicação;
- projetar e construir o sistema embarcado;
- projetar e implementar o sistema de controle de estabilização;
- idealizar e conduzir experimentos reais de teste de navegação.

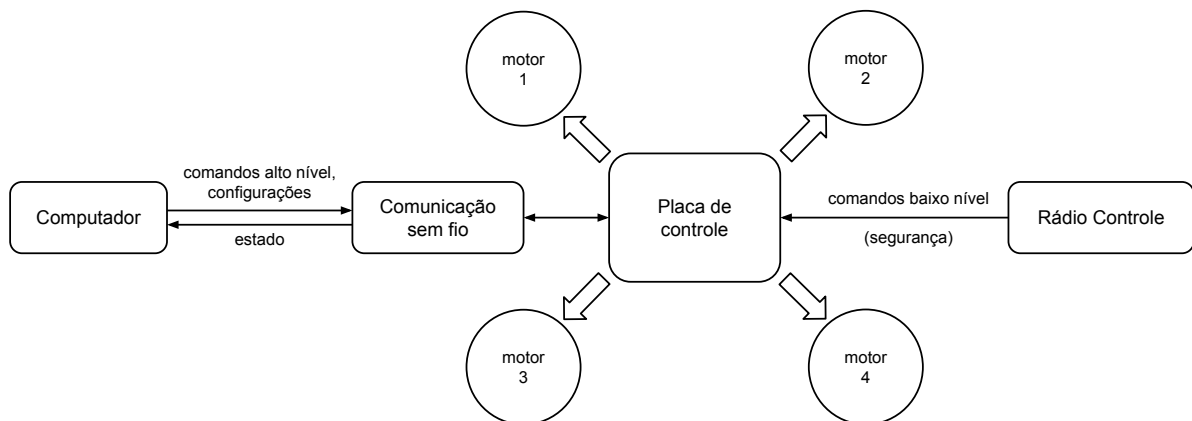


Figura 1: Visão geral do projeto.

1.2 ORGANIZAÇÃO DO DOCUMENTO

Esse documento está organizado da seguinte forma. O Capítulo 2 apresenta inicialmente um breve histórico do desenvolvimento dos quadricópteros, seguido pelos trabalhos correlatos recentes, com o intuito de situar este trabalho no estágio atual do conhecimento, e os fundamentos teóricos necessários para o desenvolvimento e entendimento desse documento. A metodologia utilizada se encontra no Capítulo 3, nele são descritas todas

as etapas para o desenvolvimento do projeto e são descritos os recursos de software e hardware utilizados, bem como a forma de aquisição de cada um. O Capítulo 4 apresenta as etapas de desenvolvimento do projeto, os resultados e teste são apresentados no Capítulo 5. Os cronogramas planejado e o executado são apresentados no Capítulo ???. Por fim, no Capítulo 6 encontra-se a conclusão do projeto e trabalhos futuros.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Nessa seção é feita uma revisão do tema escolhido. Primeiramente é feito um breve histórico do desenvolvimento dos quadricópteros, em seguida são apresentados os trabalhos correlatos recentes e, por fim, são apresentados os fundamentos teóricos.

2.1 HISTÓRIA DOS QUADRICÓPTEROS

O desenvolvimento dos primeiros quadricópteros começou há mais de um século. Em 1907, os irmãos franceses Louis e Jaques Breguet construíram o primeiro quadricóptero pilotado, chamado de *Gyroplane n° 1* (LEISHMAN, 2000). A estrutura era constituída por quatro vigas, formadas de tubos de aço, dispostas em formato de cruz e com um lugar para o piloto ao centro, próximo ao motor, conforme ilustrado na figura 2. No entanto, devido à falta de estabilidade e de meios de controle, só foi capaz de levantar voo por alguns segundos.

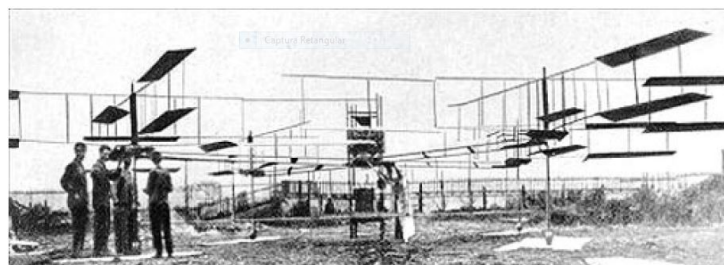


Figura 2: Gyroplane n° 1 dos irmãos Brequet, 1907

Fonte: (LEISHMAN, 2000)

Nas décadas seguintes houve grandes avanços em desempenho e controle dos quadricópteros. Em 1922, G. de Bothezat, um imigrante russo nos Estados Unidos, conseguiu realizar vários voos em baixas altitudes e baixas velocidades (LEISHMAN, 2000). Seu helicóptero, também conhecido pelo nome de *Flying Octopus* (em português, polvo voador), é ilustrado na figura 3. Em 1924, o francês E. Oehmichen recebeu um prêmio da FAI por demonstrar um voo do seu quadricóptero em um circuito fechado de 1 km, com duração de 7

minutos e 40 segundos (LEISHMAN, 2000). Foi o primeiro helicóptero a conseguir percorrer essa distância. Ambos os projetos foram cancelados por serem impraticáveis para uso real e pelo alto custo de desenvolvimento.



Figura 3: *Flying Octopus* de De Bothezat, 1923

Fonte: (LEISHMAN, 2000)

Alguns anos depois, em 1956, nos Estados Unidos, o Convertawings Modelo A reviveu os projetos de Bothezat e Oehmichen (LAMBERMONT, 2013). Inventado por D. H. Kaplan, esse quadricóptero tinha os quatro rotores posicionados em forma de “H”, ao invés de “+”, como nos anteriores. Apesar de ter sido testado com sucesso, o apoio financeiro do Exército dos EUA foi encerrado.

O interesse pelos quadricópteros caiu com o início da comercialização de helicópteros convencionais, de um ou dois rotores, e só foi retomado na década de 90, desta vez no contexto de VANTs. Os desenvolvimentos recentes em materiais mais leves, componentes eletrônicos, motores elétricos, baterias e, principalmente, MEMS, permitiram que os VANTs se tornassem realidade. Com isso, muitos projetos de quadricópteros em pequena escala foram desenvolvidos independentemente.

2.2 TRABALHOS CORRELATOS

Um dos primeiros projetos de quadricóptero VANT publicados foi o Hoverbot, em 1993 na Universidade de Michigan, construído basicamente pela união de quatro helicópteros de brinquedo pela cauda. O projeto foi rapidamente abandonado pelas dificuldades na construção do hardware, mas conseguiu voar a uma altura fixa com o auxílio de uma estrutura que inibia seus movimentos horizontais (BORENSTEIN, 1993).

O projeto Mesicopter, desenvolvido em 2001 na Universidade de Stanford, buscava desenvolver quadricópteros na escala de centímetros e com massa de 3 a 15g. Sua aplicação seria para coleta de dados atmosféricos ou meteorológicos em grandes áreas ou outros planetas.

No entanto, o Mesicopter nunca foi capaz de levantar o peso da sua fonte de alimentação (KROO; PRINZ, 2001).

Em 2002, na Universidade da Pensilvânia, E. Altug desenvolveu um quadricóptero baseado em realimentação visual. O sistema de visão usa câmeras no solo para estimar a posição e a orientação do quadricóptero, com base em círculos coloridos dispostos no veículo, que servem de entrada para o sistema de controle, cuja saída é enviada ao quadricóptero. Duas técnicas de controle foram testadas: *feedback linearization* e *backstepping*. O veículo utilizado era baseado no brinquedo “HMX-4” (ALTUG et al., 2002).

Outro estudo foi a dissertação de mestrado de E. B. Nice, realizado em 2004 na Universidade de Cornell. Seu trabalho envolveu desenvolvimento completo da estrutura e controle. Foram utilizados um Filtro Sigma Point para estimar o estado e um controlador LQR (do inglês, Regulador Linear-Quadrático) para estabilização. O veículo final pesava 6,2 kg. Durante os testes foi comprovada sua capacidade de voar a uma altura fixa, porém não foi possível completar os testes devido a falhas no hardware (NICE, 2004). O projeto teve continuidade com o trabalho de Oliver Purwin, em 2009, no qual foi utilizado *Iterative Learning Control* (ILC, do inglês, controle por aprendizado iterativo) para realizar manobras agressivas (PURWIN; D’ANDREA, 2009). Manobras agressivas, nesse contexto, são manobras que levam o sistema rapidamente de um estado para o outro, em regime não-linear. Desta vez não ocorreram problemas e os testes foram bem sucedidos.

Em 2003, no Instituto Federal de Tecnologia da Suíça, S. Bouabdallah começou o desenvolvimento de um quadricóptero chamado OS4. O projeto visava um processo sistemático de desenvolvimento de quadricóptero em miniatura, incluindo modelagem matemática, projeto mecânico e controle de estabilidade. Foram testados cinco tipos de controladores: baseado na teoria de Lyapunov, PID (Proporcional Integral Derivativo), LQ (do inglês, Linear-Quadrático), *backstepping* e *sliding-mode*. Por fim, foi escolhida a técnica de *backstepping* incrementada com ação integral. O projeto teve sua conclusão em 2007, com a defesa da tese de doutorado de Bouabdallah (BOUABDALLAH, 2007).

Em 2004, foi criado um projeto na Universidade de Stanford com o intuito de testar e validar algoritmos de controle multi-agentes, chamado de STARMAC. Alguns campos de estudo foram: detecção de obstáculos e colisão com outros veículos, formação de voo e execução de trajetória, usando técnicas centralizadas ou descentralizadas. Para seu controle foram utilizadas três técnicas: *Integral Sliding Mode*, *Reinforcement Learning* e filtros de Kalman. O quadricóptero utilizado era uma modificação do brinquedo “Draganflyer III” (HOFFMANN et al., 2004), tem sido um dos primeiros projetos a trabalhar em ambiente externo

(*outdoor*). O projeto teve continuidade em 2007, com o STARMAC II, uma versão própria do quadricóptero e com melhorias no desempenho do controlador (HOFFMANN et al., 2007).

Outros dois projetos de grande interesse, com características bem semelhantes, mas desenvolvidos independentemente, são os projetos do Laboratório GRASP da Universidade da Pensilvânia e da Flying Machine Arena do Instituto Federal de Tecnologia da Suíça. Ambos utilizam versões modificadas do quadricóptero “Hummingbird”¹, vendido pela Ascending Technologies, como também o sistema de captura de movimentos Vicon², que provê a posição do quadricóptero a uma taxa de 200 Hz e com precisão milimétrica (LUPASHIN et al., 2010; MICHAEL et al., 2010). Ao contrário da maioria dos trabalhos anteriores, esses veículos não são autônomos, pois dependem de um processamento externo para calcular seu próximo movimento, reduzindo o processamento embarcado. Apesar das limitações impostas pelo sistema de câmeras, a precisão obtida na resposta do quadricóptero permitiu a realização de tarefas complexas, inalcançáveis até hoje com os quadricópteros autônomos .

Estão em desenvolvimento novas alternativas para navegação autônoma baseadas no mapeamento em 3D do ambiente. As abordagens incluem o uso de scanners a LASER (DRYANOVSKI et al., 2011), sensores Microsoft Kinect (STOWERS et al., 2011) ou ambos (SHEN et al., 2012).

No Brasil, vários trabalhos foram publicados nesse tema. A dissertação de mestrado de Melo (2010), realizada na Universidade Federal do Espírito Santo, propõe um quadricóptero como plataforma para desenvolvimento de algoritmos de controle. O trabalho descreve os componentes utilizados, as placas microcontroladas desenvolvidas e a implementação do software do sistema embarcado, fazendo a interface com o rádio, os sensores e os motores e deixando livre a implementação do algoritmo de controle. São realizados testes de comunicação, leitura dos sensores e ativação dos motores, mas nenhum algoritmo de controle é testado para validar o funcionamento completo do veículo. Em Lopes et al. (2011), o modelo matemático de um quadricóptero é utilizado para simular e avaliar técnicas de controle. É proposto o uso de um único controlador *Model Predictive Control* (MPC) para controlar posição e estabilidade do sistema, ao invés de dois controladores separados, como visto na literatura. Os resultados são comparados com controladores PID e *backstepping*, mostrando-se melhor que o primeiro e inferior ao segundo.

¹<http://www.asctec.de/uav-uas-drohnen-produkte/asctec-hummingbird/>

²<http://www.vicon.com/>

2.3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.3.1 PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO DO QUADRICÓPTERO

Entre os VANTs, o quadricóptero é a configuração que combina simplicidade mecânica, controle intuitivo, versatilidade de manobras e alta capacidade de carga. No entanto, possui as desvantagens de ter um alto consumo de energia em relação ao seu peso e ser dinamicamente instável (BOUABDALLAH, 2007).

Os quadricópteros possuem quatro hélices com pás fixas³, acopladas a quatro motores, dispostas em configuração +, × ou H. A configuração + permite um controle mais simplificado, pois os motores estão alinhados com os eixos de movimentação do quadricóptero, enquanto as configurações X e H facilitam o acoplamento de sensores no sentido dos eixos.

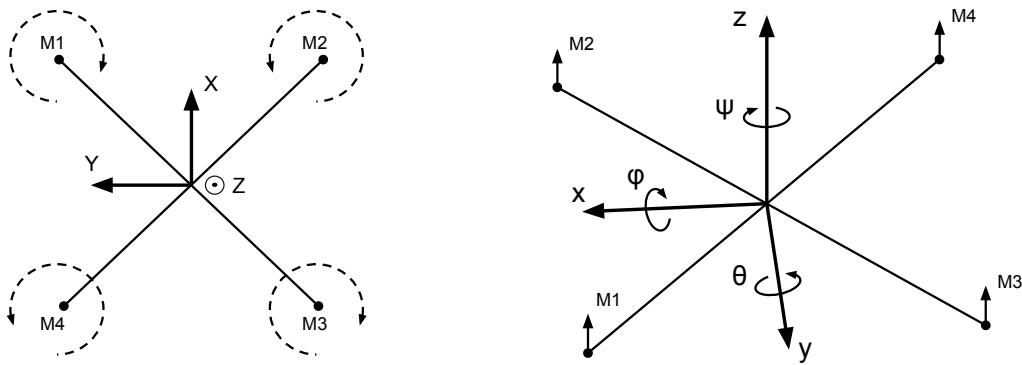


Figura 4: Modelo de um quadricóptero em configuração X.

A movimentação é realizada pelas diferenças de velocidade dos motores. Conforme a figura 4, dois pares de hélices rodam em sentidos opostos, na mesma velocidade, de modo que os torques gerados são anulados pelos pares. Movimentos verticais são realizados aumentando ou diminuindo a velocidade das quatro hélices simultaneamente, esse controle é chamado de *throttle*. Movimentos de rotação nos sentidos horário ou anti-horário (ângulo de *yaw* ou ψ), são realizados aumentando a velocidade de um par de hélices e diminuindo a velocidade do par ortogonal. Movimentos horizontais são realizados inclinando o veículo nos eixos x e y, em ângulos chamados de *roll* (ϕ) e *pitch* (θ). A tabela 1 especifica os comandos enviados aos motores para cada um dos movimentos acima, onde + indica um aumento de velocidade e – indica uma diminuição de velocidade.

³Hélices usadas em helicópteros e alguns aviões possuem ajuste angular das pás.

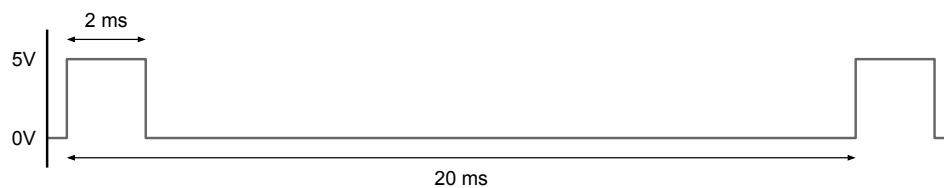
Tabela 1: Movimentos básicos de um quadricóptero em configuração X.

Movimento	M1	M2	M3	M4
para cima $+throttle$	+	+	+	+
para baixo $-throttle$	-	-	-	-
para frente $+\theta$	-	-	+	+
para trás $-\theta$	+	+	-	-
para direita $-\phi$	+	-	-	+
para esquerda $+\phi$	-	+	+	-
rotação horário $+\psi$	+	-	+	-
rotação anti-horário $-\psi$	-	+	-	+

2.3.2 MODULAÇÃO POR LARGURA DE PULSO

A modulação por largura de pulso, mais conhecida pela sua sigla em inglês PWM (*Pulse-Width Modulation*), é uma técnica amplamente utilizada em sistemas eletrônicos para transmitir informações ou controlar a potência de saída de um acionamento através do seu ciclo de trabalho (*duty cycle*). Em outras palavras, o PWM modula o tempo que um sinal estará ativo durante um determinado período.

A figura 5 mostra o formato de um sinal comumente utilizado em equipamentos eletrônicos para *hobby*, como rádio-controles e servomotores. O período do sinal é de 20 ms (frequência de 50 Hz) e a largura do pulso pode variar de 1 a 2 ms, equivalente a um ciclo de trabalho de 5 a 10%. Esse tipo de sinal será utilizado em duas funções nesse projeto, para receber comandos do rádio-controle e para enviar comandos ao controlador de velocidade dos motores.

**Figura 5: Formato de um sinal modulado por largura de pulso.**

2.3.3 UNIDADE DE MEDIÇÃO INERCIAL E SENSORES

Uma Unidade de Medição Inercial (UMI) é um dispositivo composto por sensores inerciais, basicamente giroscópios e acelerômetros, em arranjo ortogonal e controlados por uma eletrônica embarcada, utilizado para rastrear a posição e a orientação de um objeto. Essa técnica de navegação baseada em uma UMI é conhecida como Navegação Inercial e é amplamente

utilizada em aeronaves, mísseis, navios, submarinos, robôs, veículos autônomos, entre outros (SANTANA, 2011).

As UMIs de alta precisão utilizadas para navegação inercial podem fornecer medidas precisas durante horas, porém não são muito compactas e possuem um custo elevado, tornando-se inviáveis para muitos projetos. Por outro lado, UMIs de baixa precisão apresentam desempenho inferior de navegação para tempos na ordem de minutos, mas apresentam baixo custo e podem ser bastante compactas, como é o caso das UMIs que utilizam tecnologia MEMS, utilizados em quadricópteros. Uma forma de minimizar impacto do desempenho inferior desses dispositivos é combinando as informações dos sensores inerciais com sensores não-inerciais, uma técnica conhecida como fusão sensorial (SANTANA, 2011).

Diversos tipos de erros podem afetar a leitura dos sensores inerciais, seja por imperfeições dos sensores ou devido a distúrbios aleatórios (ruído). Santana (2011) descreve as fontes de erro mais comuns em UMIs, as quais são apresentadas a seguir.

Polarização constate (*Bias*): nível de sinal constante ou que varia lentamente com o tempo, independentemente do sinal de entrada.

Passeio aleatório (*Random Walk*): erro gerado devido à integração da parcela de ruído aleatório presente nos sinais dos sensores inerciais.

Erro de quantização: erro introduzido durante a digitalização dos sinais de saída, proporcional à resolução do conversor digital-analógico.

Deriva térmica (*Drift*): variação da saída devido à temperatura.

Fator de escala: erro proporcional ao sinal de entrada.

Desalinhamento: erro devido ao desalinhamento mecânico entre os eixos dos sensores.

A seguir são descritos alguns sensores comumente utilizados em UMIs.

Acelerômetro

Acelerômetro é um dispositivo capaz de medir a força específica, ou aceleração própria, exercida sobre ele. Essa aceleração é a aceleração física, inercial, experienciada pelo objeto e não a taxa de variação da velocidade do objeto. Deste modo, a aceleração medida de um objeto em queda livre será zero, enquanto que a aceleração medida de um objeto em repouso na Terra será $g = 9.81\text{m/s}^2$ apontando para cima.

Este modo de funcionamento dos acelerômetros permite que eles também sejam utilizados para medir a inclinação horizontal de um objeto. Dado o vetor de acelerações \mathbf{a} , os ângulos θ (*pitch*) e ϕ (*roll*) podem ser calculados pelas equações (1) e (2), respectivamente.

$$\theta = \arctan(a_x/a_z) \quad (1)$$

$$\phi = \arctan(a_y/a_z) \quad (2)$$

Giroscópio

Giroscópio é um dispositivo capaz de medir variações em sua orientação, devido à sua resistência a movimentos que atuem sobre o seu eixo. Eles possuem diversos princípios de funcionamento e são utilizados em diversas áreas, principalmente para estabilização e orientação, substituindo as bússolas magnéticas. Com esse tipo de sensor é possível medir a taxa de rotação do objeto ($\dot{\theta}$, $\dot{\phi}$ e $\dot{\psi}$), que pode ser integrada para obter a orientação. No entanto, sensores de baixo custo possuem pouca precisão e a integração de suas medidas acumulam erros, descaracterizando os valores obtidos.

Magnetômetro

Magnetômetros são dispositivos capazes de medir a direção e/ou a magnitude de campos magnéticos. Os sensores de interesse para UMIs são os chamados de bússola digital, desenvolvidos para medir campos magnéticos de baixa intensidade, como o campo magnético da Terra, e substituem a bússola comum em equipamentos eletrônicos atuais. Alguns fabricantes desenvolvem circuitos integrados de três eixos, tornando-os robustos a mudanças de orientação horizontal. Devido à sua grande sensibilidade, a leitura desses sensores pode ser afetada por objetos ferromagnéticos próximos, como também o sensor pode acabar descalibrado caso fique próximo a um forte campo magnético.

Dado o vetor \mathbf{m} do campo magnético, o ângulo ψ (*yaw*) pode ser obtido calculando-se o ângulo formado entre os componentes x e y , caso o objeto esteja nivelado horizontalmente, segundo a equação (3).

$$\psi = \arctan(m_x/m_y) \quad (3)$$

Altímetro

Altímetro é um instrumento utilizado para medir altitude de um objeto em relação a um ponto de referência. Os altímetros barométricos, que determinam a altura a partir da medição da pressão atmosférica e comparação com o valor médio da pressão atmosférica ao nível do mar, são os mais utilizados em aeronaves. Outros tipos de sensores, como o sensor ultrassônico

(sonar) e o GPS também são utilizados, mas o barômetro é o que apresenta melhor desempenho, seja relativo ao curto alcance do sonar ou relativo à baixa precisão do GPS.

2.3.4 FILTROS E ESTIMAÇÃO DE ESTADOS

Como descrito na seção 2.3.3, as UMI de baixo custo podem apresentar tanto baixa sensibilidade nos sensores, como também baixa rejeição ao ruído, de modo com que um processamento dos sinais de saída deve ser realizado para melhorar a sua qualidade. A seguir são apresentadas algumas técnicas de processamento de sinais utilizadas para esse fim.

2.3.4.1 FILTRO PASSA-BAIXAS

Filtros passa-baixas são filtros que tem a característica de permitir a passagem de sinais com frequência inferior a uma frequência de corte (f_0) e atenuam sinais com frequências superiores. Um filtro ideal eliminaria completamente as frequências acima da frequência de corte e deixaria as frequências inferiores inalteradas, porém, na prática, é impossível construir um filtro ideal que opere em tempo real. O grau de atenuação é definido pela topologia e a ordem do filtro, quanto maior a atenuação, maior o atraso causado no sinal (ou mudança de fase).

Entre as diversas topologias existentes, a topologia Butterworth é uma das mais simples e possui uma resposta plana, ou seja, não gera distorções no sinal de saída. A função de transferência do filtro Butterworth normalizado de segunda ordem é apresentada na equação (4).

$$\frac{Y(s)}{X(s)} = \frac{1}{s^2 + \sqrt{2}s + 1} \quad (4)$$

Para implementar esse filtro em um sistema discreto são precisos dois passos: (1) transformar o filtro para a frequência de corte desejada e (2) aplicar uma transformação do plano S (contínuo) para o plano Z (discreto). O primeiro passo é feito substituindo s , na equação (4), pela equação (5). Para o segundo passo é possível utilizar a transformação bilinear, apresentada na equação (6), onde T_a é a taxa de amostragem do sinal.

$$s = \frac{1}{w_c^2} \quad , w_c = 2\pi f_0 \quad (5)$$

$$s = \frac{2}{T_a} \left(\frac{z-1}{z+1} \right) \quad (6)$$

Aplicando as equações (5) e (6), uma equação no formato de (7) será obtida.

$$\frac{Y(z)}{X(z)} = \frac{b(0) + b(1)z^{-1} + b(2)z^{-2}}{1 + a(1)z^{-1} + a(2)z^{-2}} \quad (7)$$

Resolvendo a equação (7) para $Y(z)$ e aplicando a transformada Z inversa, obtemos a equação diferencial (8).

$$y[n] = b(0)x[n] + b(1)x[n-1] + b(2)x[n-2] - a(1)y[n-1] - a(2)y[n-2] \quad (8)$$

2.3.4.2 FILTRO COMPLEMENTAR

Como não há precisão no uso isolado de um giroscópio ou um acelerômetro para estimar medidas angulares, o uso apenas de filtros passa-baixas não é suficiente. A ideia do filtro complementar, apresentada por Colton (2007), é de combinar as saídas dos dois sensores, uma fusão sensorial, como visto na figura 6. O ângulo obtido a partir do acelerômetro passa por um filtro passa-baixas, enquanto a velocidade angular obtida pelo giroscópio é integrada e passa por um filtro passa-altas. O ângulo estimado é uma soma ponderada das estimativas do acelerômetro e do giroscópio.

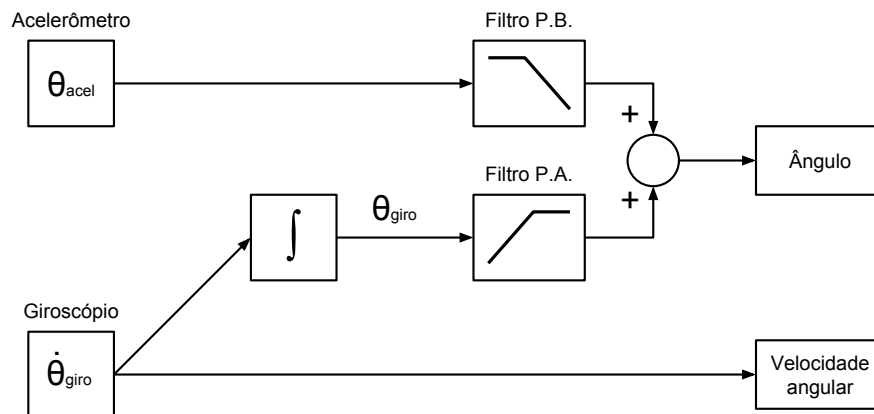


Figura 6: Filtro complementar.

A equação do filtro complementar é apresentada na equação (9), onde θ_{avel} é o ângulo obtido pelo acelerômetro e a é o coeficiente (pesos) dos filtros. O nome complementar se dá pelo fato de que os coeficientes dos filtros somam um.

$$\theta[n] = a(\theta[n-1] + \dot{\theta}_{giro}[n]T_a) + (1-a)(\theta_{avel}[n]) \quad (9)$$

Os pesos dos filtros passa-altas e passa-baixas são calculados a partir do coeficiente

a. Conhecendo a taxa de amostragem T_a e escolhida a constante de tempo τ , este coeficiente é calculado pela equação (10).

$$a = \frac{\tau}{\tau + T_a} \quad (10)$$

2.3.4.3 FILTRO DE KALMAN

Antes de entender o Filtro de Kalman é preciso entender o problema de estimação de estados, ilustrado na figura 7. Nessa figura, x é o estado a ser estimado, u é o comando dado ao sistema (entrada) e z é a saída, relacionada a x por $h(x)$ e que pode ser observada por um sensor. Como os sistemas reais estão sujeitos a erros e ruído de natureza estocástica, as fontes de ruído w e v são adicionadas à entrada e à saída do sistema, respectivamente. O estimador determina as estimativas \hat{x} dos estados e as incertezas associadas \hat{p} a partir de um modelo matemático do sistema e de um modelo h' da função de saída.

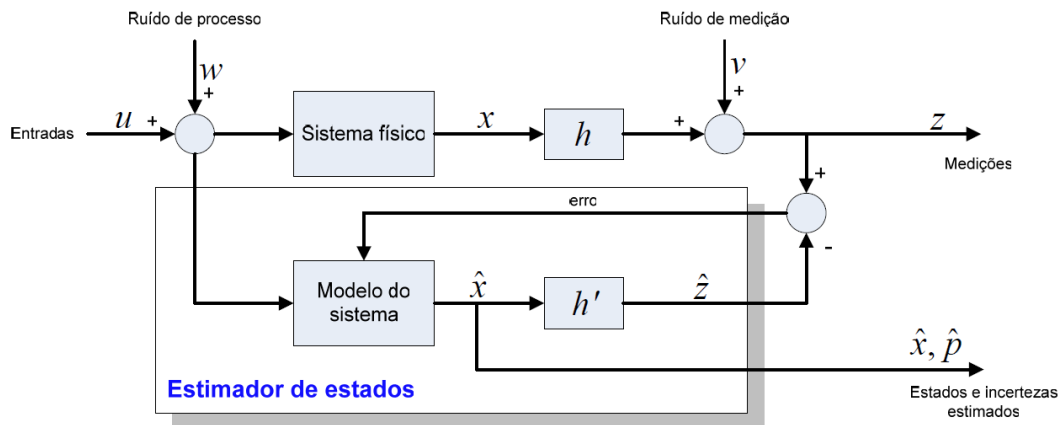


Figura 7: Estimador de estados estocástico.

Fonte: Santana (2011)

O Filtro de Kalman é uma das técnicas mais difundidas e utilizadas na implementação de estimadores de estado estocásticos. Ele é constituído por um conjunto de equações matemáticas que fornecem um meio computacionalmente eficiente de estimar o estado do sistema, de forma a minimizar o erro quadrático médio (WELCH; BISHOP, 2006). O problema consistem em, a partir da medição $z \in \mathfrak{R}^m$, tentar estimar o estado $x \in \mathfrak{R}^n$ de um processo controlado em tempos discretos, governado pelas equações (11) e (12).

$$x_k = Ax_{k-1} + Bu_{k-1} + w_{k-1} \quad (11)$$

$$z_k = Hx_k + v_k \quad (12)$$

O estado anterior x_{k-1} é relacionado ao estado atual x_k pela matriz A , enquanto a matriz B relaciona o sinal de controle no passo anterior u_{k-1} ao estado x_k . Portanto, um estado x_k é uma combinação linear do seu estado anterior, um sinal de controle e um ruído de processo. Já a matriz H relaciona um estado x_k à medida z_k .

Os ruídos de processo (w_k) e de medição (v_k) são estatisticamente independentes. Eles são considerados como ruído branco e com distribuições de probabilidade dadas pelas equações (13) e (14). As matrizes Q e R representam a *covariância do ruído de processo* e a *covariância do ruído de medição*, respectivamente.

$$p(w) \sim N(0, Q) \quad (13)$$

$$p(v) \sim N(0, R) \quad (14)$$

Algoritmo

Como as equações do filtro de Kalman podem ser manipuladas algebricamente, estas podem ser encontradas na literatura em diversas formas. A forma escolhida para ser usada nesse trabalho é a descrita por Welch e Bishop (2006).

O processo de estimação utilizado pelo filtro de Kalman se assemelha a um controle realimentado, primeiramente o filtro estima o estado do processo a um certo instante e então obtém a realimentação em forma de medição. Desta forma, as equações do filtro de Kalman podem ser divididas em dois grupos: equações de atualização temporal (previsão), responsáveis por projetar no futuro as estimativas do estado atual e da covariância do erro; e equações de atualização de medição (correção), responsáveis pela realimentação do sistema.

A seguir apresenta-se o algoritmo para implementação do Filtro de Kalman:

Passo 1 Estado e covariância iniciais

$$\hat{x}_0 = E[x_0] \quad (15)$$

$$P_0 = E[(x_0 - \hat{x}_0)(x_0 - \hat{x}_0)^T] \quad (16)$$

Passo 2 Atualização temporal (previsão)

$$\tilde{x}_k = A\hat{x}_{k-1} + Bu_{k-1} \quad (17)$$

$$P_k = AP_{k-1}A^T + Q \quad (18)$$

Passo 3 Atualização de medição (correção)

$$K_k = P_k^- H^T (H P_k^- H^T + R)^{-1} \quad (19)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k (z_k - H \hat{x}_k^-) \quad (20)$$

$$P_k = (I - K_k H) P_k^- \quad (21)$$

Passo 4 Retorna ao passo 2.

2.3.5 CONTROLADOR PID

O Controlador PID é um tipo de controle em malha fechada, ou seja, que utiliza uma realimentação da saída para a entrada para determinar o sinal de controle que deve ser aplicado em um instante de tempo específico. Como ilustrado na figura 8, o sinal de saída, percebido pelos sensores, é comparado com o sinal de referência (*set-point*) e a diferença (erro) é utilizada como sinal de controle que será aplicado ao processo. O sinal de controle é determinado de forma a corrigir o desvio entre a saída e o sinal de referência.

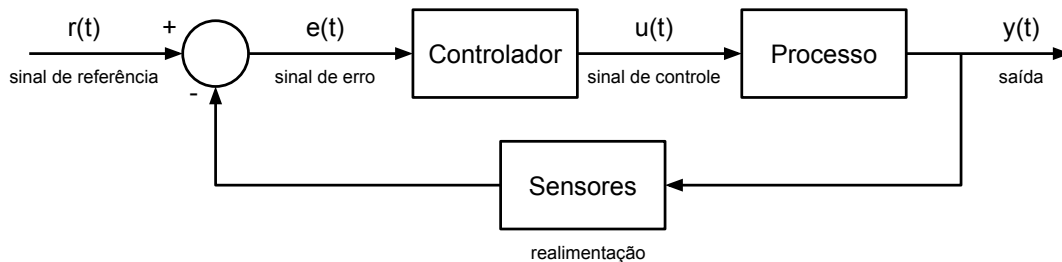


Figura 8: Sistema de controle em malha fechada.

Fonte: Adaptado de Bazanella e Silva (2000)

O Controlador PID é um controlador que combina as ações proporcional, integral e derivativa para gerar um só sinal de controle, razão pela qual é chamado de controlador Proporcional-Integral-Derivativo. Seu objetivo é aproveitar as características particulares de cada uma destas ações a fim de se obter uma melhora significativa do comportamento transitório e em regime permanente do sistema controlado. A equação genérica para o controlador PID é apresentada na equação (22).

$$u(t) = K_p e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(\tau) d\tau + T_d \frac{de(t)}{dt} \quad (22)$$

Os parâmetros do controlador são descritos a seguir.

K_p : é a constante de ganho proporcional, a qual é responsável pelo controle geral do sistema, através do sinal de erro multiplicado pelo ganho. Todas as frequências envolvidas serão afetadas.

T_d : é a constante de tempo derivativo, a qual é responsável pelo controle da resposta transitiva através de compensação derivativa de alta frequências.

T_i : é a constante de tempo integral, a qual é responsável pelo controle do erro de regime estacionário através de compensação integral de baixas frequências.

3 METODOLOGIA

O desenvolvimento desse projeto foi dividido em etapas, que correspondem às partes do sistema a serem desenvolvidas. Foram definidas cinco etapas, as quais são descritas a seguir:

1. **Especificar e montar a estrutura física:** esta etapa foi destinada a especificação, aquisição e montagem da estrutura física do quadricóptero. Foram analisados os recursos disponíveis no mercado ou passíveis de empréstimo capazes de satisfazer os requisitos do sistema. Ao final desta etapa, a estrutura foi testada com o sistema eletrônico de um quadricóptero de controle remoto comercial, a fim de verificar suas capacidades básicas de voo.
2. **Projetar e implementar o sistema de comunicação:** nesta etapa foi desenvolvido um sistema de comunicação com a capacidade de configurar o quadricóptero, definir objetivos de navegação, coletar de dados e, por questões de segurança, permitir que uma pessoa assuma o controle do veículo. Foram analisadas as tecnologias disponíveis, custos e facilidade de integração com o sistema embarcado e com computadores comuns, e elaborado um protocolo de comunicação.
3. **Projetar e construir o sistema embarcado:** nesta etapa foi desenvolvido um sistema embarcado capaz de realizar todas as tarefas do quadricóptero em tempo real. Suas tarefas incluem: leitura dos sensores, comunicação, execução do sistema de controle de estabilidade e acionamento dos motores. Também foi projetada e construída uma interface física do microcontrolador escolhido com os periféricos.
4. **Projetar e implementar o sistema de controle de estabilização:** nesta fase foi projetado e implementado um sistema de controle de estabilidade. Diversas técnicas de controle já foram analisadas em outros projetos, cada uma apresentando vantagens e desvantagens de acordo com as características do ambiente de estudo, como visto em (ALTUG et al., 2002), (NICE, 2004), (PURWIN; D'ANDREA, 2009), (BOUABDALLAH, 2007), (HOFFMANN et al., 2004) e (LOPES et al., 2011). Softwares matemáticos

(e.g. MATLAB) foram utilizados para auxiliar no projeto do controlador, realizando simulações do funcionamento do sistema antes da implementação no sistema embarcado.

5. Idealizar e conduzir experimentos reais de teste de estabilização: nesta última fase foram conduzidos testes para verificar o funcionamento completo do veículo e validar os objetivos do projeto.

Cada etapa foi considerada como uma tarefa a ser realizada. Um tarefa só pode ser iniciada quando todas as tarefas das quais ela é dependente forem concluídas. A tabela 2 apresenta as dependências entre as tarefas.

Tabela 2: Dependência das tarefas

Tarefa	Dependência
A	Especificação, aquisição e montagem da estrutura física
B	Projeto e implementação do sistema de comunicação
C	Projeto e construção do sistema embarcado
D	Projeto e implementação do sistema de controle de estabilização
E	Idealização e condução de experimentos reais de teste de navegação

3.1 RECURSOS

Nesta seção são apresentados os principais recursos de hardware e software utilizados no projeto, bem como a origem destes recursos.

3.1.1 HARDWARE

Os recursos de hardware necessários englobam a estrutura física do quadricóptero, o sistema embarcado, o sistema de comunicação e um computador, onde será executada a interface gráfica para configuração e monitoramento do estado interno. A seguir serão detalhados os recursos que compõem cada categoria citada.

3.1.1.1 ESTRUTURA FÍSICA

Os componentes da estrutura física são descritos a seguir:

- Um chassi F450, com 45cm diâmetro.

- Quatro motores *brushless* EMAX CF2822, que geram 1200 RPM/V e aproximadamente 140W.
- Quatro hélices 8x4,5 (duas CW e duas CCW).
- Quatro spinners.
- Quatro *Electronic Speed Controllers* (ESC) Mystery de 30A.
- Uma bateria Li-Po de 11,1 V e 2200mAh.

Inicialmente esses componentes foram emprestados, no entanto alguns tiveram que ser substituídos pois não se adequavam aos requisitos do projeto. Também foi emprestada uma placa de controle “KK multicopter”, utilizada em multicopteros de controle remoto. Essa é uma placa de baixo desempenho e requer habilidade do piloto para manter o veículo no ar, ela foi utilizada para testes iniciais da estrutura física.

3.1.1.2 SISTEMA DE COMUNICAÇÃO

Os componentes do sistema de comunicação são apresentados a seguir:

- Dois módulos transceptores nRF24L01 2,4GHz.
- Um Arduino Duemilanove.
- Um rádio transmissor Futaba T4VF 72 MHz 5 canais.
- Um rádio receptor Futaba FP-R127DF 72 MHz 7 canais.
- Um computador desktop ou portátil.

O conjunto transmissor/receptor Futaba, utilizado em aeromodelismo *hobby*, foi emprestado e compõe o link de segurança do quadricóptero. Os outros componentes fazem a comunicação do quadricóptero com o computador e foram adquiridos.

Um computador desktop ou portátil é necessário para execução da interface gráfica para configuração e monitoramento do estado interno. É necessário ter sistema operacional GNU/Linux, Mac OS X ou Windows e uma porta USB disponível, para se comunicar com o Arduino.

3.1.1.3 SISTEMA DE EMBARCADO

Os componentes do sistema de embarcado são apresentados a seguir:

- Uma placa de avaliação Stellaris Launchpad LM4F120.
- Uma placa multi-sensores GY-80.

A placa de avaliação Stellaris Launchpad LM4F120 foi escolhida por conter suporte a aritmética de ponto flutuante, o que permite a execução de algoritmos de controle mais complexos, e pelas suas dimensões serem compatíveis com o chassi escolhido, podendo ser alocado na sua parte central sem exceder o espaço disponível. A placa GY-80 foi escolhida pelo seu baixo custo e por conter todos os sensores necessários para o controle do quadricóptero, além de agrupá-los eficientemente, desperdiçando o mínimo de espaço de placa. O sistema embarcado utiliza a mesma bateria da estrutura física. Todos os componentes do sistema embarcado foram adquiridos ou construídos pelo autor.

3.1.2 SOFTWARE

Os recursos de software utilizados e suas funções são descritos a seguir:

- **Matlab:** simulações de filtros e do sistema de controle.
- **Eagle:** criação de diagramas eletrônicos e placas de circuito impresso.
- **Dia e Google Drawing:** criação de diagramas em geral (diagrama de blocos, UML, fluxogramas, etc).
- **Code Composer Studio:** ambiente de desenvolvimento utilizado para a programação do microcontrolador do sistema embarcado.
- **Biblioteca StellarisWare:** biblioteca de drivers fornecida pela Texas Instruments para a linha Stellaris.
- **Processing:** programação da interface gráfica executada no computador.
- **Git:** controle de versão dos códigos fonte.

4 DESENVOLVIMENTO

Nesse capítulo será descrito o processo de desenvolvimentos do projeto, representado pelo diagrama em blocos da figura 9. A estrutura física do quadricóptero corresponde à estrutura que contém os componentes da área tracejada. O sistema de comunicação corresponde ao rádio transmissor/receptor, aos transceptores de 2,4 GHz e ao Arduino Duemilanove, como também aos protocolos utilizados nestes links de comunicação. O sistema embarcado corresponde à placa microcontrolada e suas interfaces com sensores, sistema de comunicação e motores. E o sistema de controle corresponde ao algoritmo implementado no microcontrolador, responsável por interpretar os dados dos sensores e do sistema de comunicação e transformar em comandos para os motores, mantendo a estabilidade do quadricóptero.

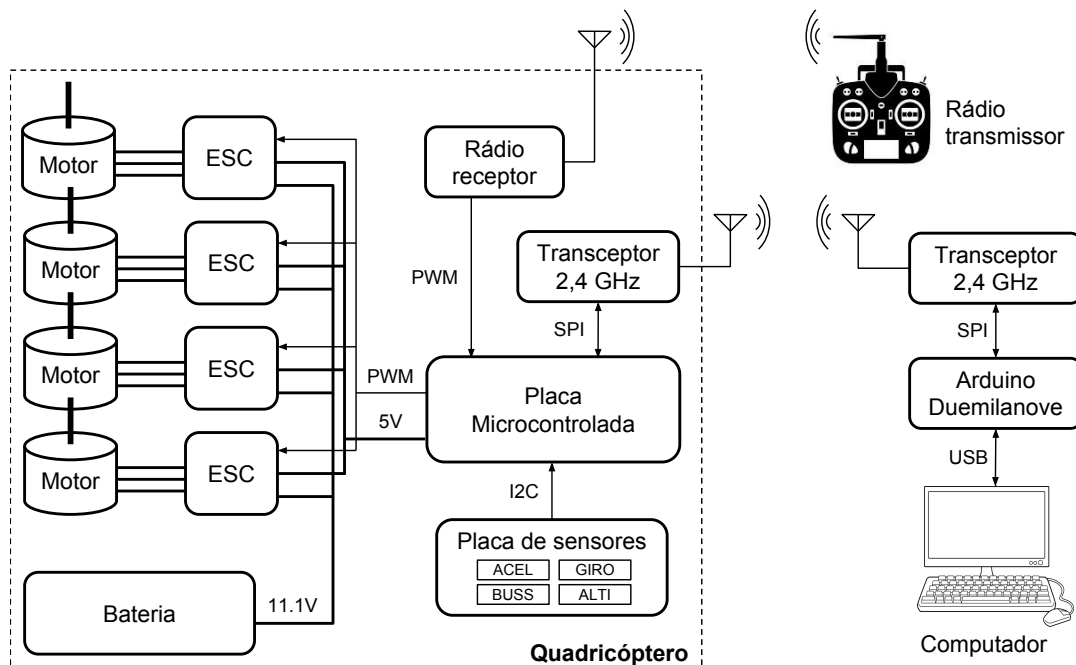


Figura 9: Diagrama em blocos do sistema.

4.1 ESTRUTURA FÍSICA

A estrutura física é composta por todas as partes mecânicas e elétricas do quadricóptero, que agem de forma passiva no sistema, ou seja, só atuam devido a uma força ou um comando externo. A relação desses componentes e suas respectivas massas são apresentados na tabela 3.

Tabela 3: Componentes da estrutura física.

Qntd	Componente	Massa
1	Chassi F450 (45 cm diâmetro)	282 g
4	Motor <i>brushless</i> EMAX CF2822 1200 RPM/V	39 g
4	Hélice 8x4,5 CW/CCW	6 g
4	Adaptador de hélice para eixo de 3 mm	13,2 g
4	ESC Mystery 30 A UBEC	32 g
1	Bateria Li-Po 11,1 V 2200 mAh	188 g
Total		831 g

Os motores sem escovas (*brushless*) EMAX CF2822 (figura 10) são capazes de gerar 1200 RPM/V, ou seja, 1200 rotações por minuto a cada volt aplicado, e uma potência máxima de aproximadamente 140 W. Segundo EMAX (2015), esses motores são capazes de gerar empuxo de 850 g com uma hélice 10x4,7, totalizando 3400 g para quatro motores, no entanto, alguns revendedores informam um empuxo de 690 g para uma hélice 8x4, totalizando 2760 g (SANTOS, 2007). Desta forma, considerando a relação potência-empuxo linear, os motores serão capazes de vencer a inércia do quadricóptero com menos da metade da potência máxima, o que levou à escolha dos mesmos. Hélices maiores que 10x4,7 e menores que 8x4 não são recomendadas para esse motor.



Figura 10: Motor *brushless* EMAX CF2822.

Fonte: (EMAX, 2015)

As hélices seguem a seguinte especificação: o primeiro valor indica o diâmetro em polegadas da hélice e o segundo indica o passo, a distância teórica que a hélice deveria percorrer em uma volta, determinada pelo ângulo de incidência das pás. Hélices com maior passo são

mais adequadas para altas velocidades e baixo torque, enquanto hélices com menor passo são mais adequadas para baixas velocidades e alto torque, conforme ilustrado na figura 11.

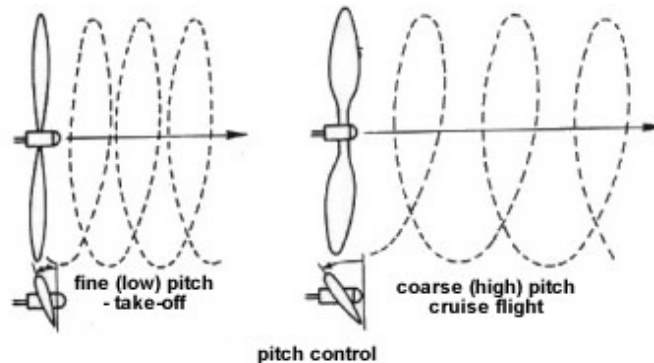


Figura 11: Efeito do passo de uma hélice. As linhas tracejadas representam a trajetória das pás e a seta horizontal a intensidade do empuxo.

Fonte: Adaptado de NASA History - Divisão de história da NASA¹.

Baseado na especificação dos motores e nas características desejadas, foram analisados os modelos de hélices 10x4,5 e 8x4,5, encontrados no mercado local. Como os dois modelos possuem o mesmo passo, a diferença se dá pelo diâmetro, para gerar o mesmo empuxo a hélice com menor diâmetro deverá rodar mais rápido. Desta forma, foi escolhido o modelo 8x4,5, pois esse modelo permite maiores velocidades, melhorando o tempo de reação do quadricóptero. Outro fator que levou a essa escolha foi o nível de vibração, as hélices menores geraram menor vibração na estrutura, diminuindo sua interferência nos sensores, principalmente no acelerômetro.

O Electronic Speed Controller (ESC, em português, controlador eletrônico de velocidade) é um dispositivo eletrônico responsável por controlar a velocidade de motores sem escovas (brushless). O modelo utilizado (figura 12), da marca Mystery, recebe como entrada um sinal PWM de 50 Hz, padrão para *hobby*, conforme descrito na seção 2.3.2, e é capaz de fornecer ao motor uma corrente contínua de até 30 A, a uma tensão máxima de 14,8 V. Esse ESC dispensa o uso de uma bateria extra para alimentar os outros circuitos, pois possui um circuito que regula a tensão da bateria para 5 V, chamado de UBEC, do inglês *Universal Battery Eliminator Circuit*.

Apesar de especificados com uma taxa de atualização de 50 Hz, testes feitos pelo usuário *kapteinkuk*, do fórum RCGroups, indicam que alguns modelos de ESC permitem taxas

¹Disponível em: <<http://history.nasa.gov/SP-367/f79.htm>>. Acesso em: 3 de maio de 2015.

²Disponível em: <http://mystery.en.alibaba.com/product/436574605-219389342/Mystery_Topspeed_30A_UBEC_Brushless_ESC_Programablec_Speed_Control_ESC.html>. Acesso em: 3 de maio de 2015.



Figura 12: ESC Mystery 30 A.

Fonte: Loja virtual Mystery².

de atualização mais altas (RCGROUPS, 2012). Taxas mais altas possibilitam respostas mais rápidas dos motores, melhorando a estabilidade do quadricóptero. Foi analisada a variação de corrente no motor em resposta ao aumento instantâneo do sinal de entrada de baixo para alto (1,1 para 2,0 ms), para taxas de 50, 100, 200 e 400 Hz, sendo que o limite teórico para pulsos de 2 ms é de 500 Hz. Verificou-se que o tempo de resposta (tempo para atingir a potência máxima) médio dos ESCs, a 50 Hz, é de 137 ms e que esse valor diminui pela metade ao dobrar a taxa de atualização, sendo de aproximadamente 17 ms a 400 Hz. As figuras 13 e 14 ilustram a leitura do osciloscópio durante os testes a 50 e 400 Hz, respectivamente.

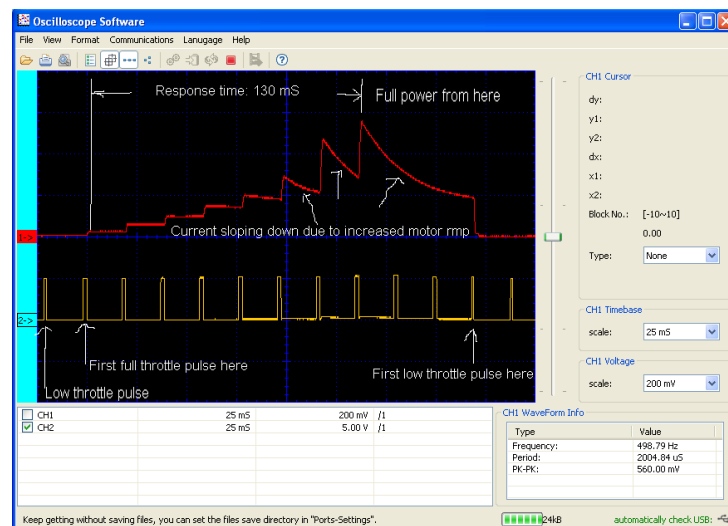


Figura 13: Resposta ao impulso do ESC para uma taxa de atualização de 50 Hz.

Fonte: (RCGROUPS, 2012)

Baseado nessa informação, foram feitos testes com o ESC Mystery adquirido e constatado que este é capaz de funcionar com taxas de atualização de 400 Hz.

A bateria de polímero de lítio (Li-Po) foi escolhida por oferecer a maior densidade de

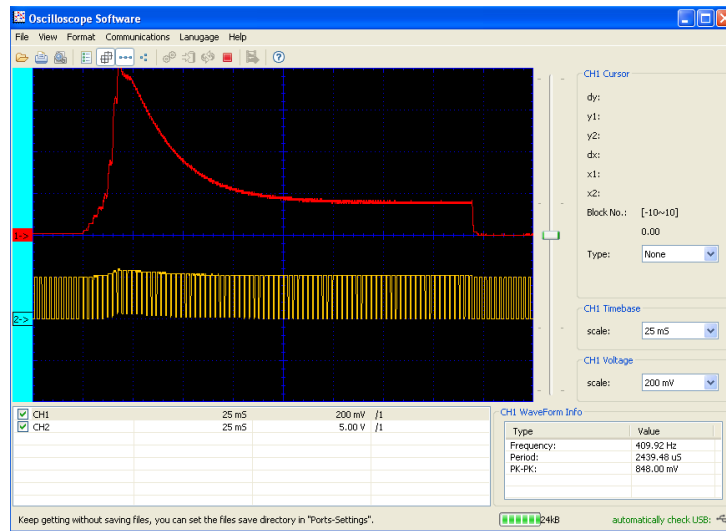


Figura 14: Resposta ao impulso do ESC para uma taxa de atualização de 400 Hz.

Fonte: (RCGROUPS, 2012)

carga (carga/peso) do mercado. Cada célula desse tipo de bateria é capaz de fornecer uma tensão de 3,7 V, portanto, essas baterias possuem especificações de tensão múltiplas de múltiplos de 3,7V (1S=3,7V, 2S=7,4V, 3S=11,1V, etc), resultado da associação em série dessas células. O modelo escolhido (figura 15), da marca Turnigy, possui tensão de 11,1 V (3S), tensão para que os motores foram projetados, e capacidade de 2200 mAh, escolhida de forma a manter a massa do sistema menor que 1 kg.



Figura 15: Bateria Turnigy 11,1 V 2200 mAh.

Fonte: Loja virtual HobbyKing³.

A estrutura final é apresentada na figura 16. A massa da estrutura é de 831 gramas, somado ao sistema de comunicação, sistema embarcado, cabos e suportes, a massa total do sistema é de, aproximadamente, 930 gramas. O tempo de voo estimado com essa configuração é de 6,6 minutos.

³Disponível em: <http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__8932__Turnigy_2200mAh_3S_20C_Lipo_Pack.html>. Acesso em: 3 de maio de 2015.



Figura 16: Configuração final do quadricóptero.

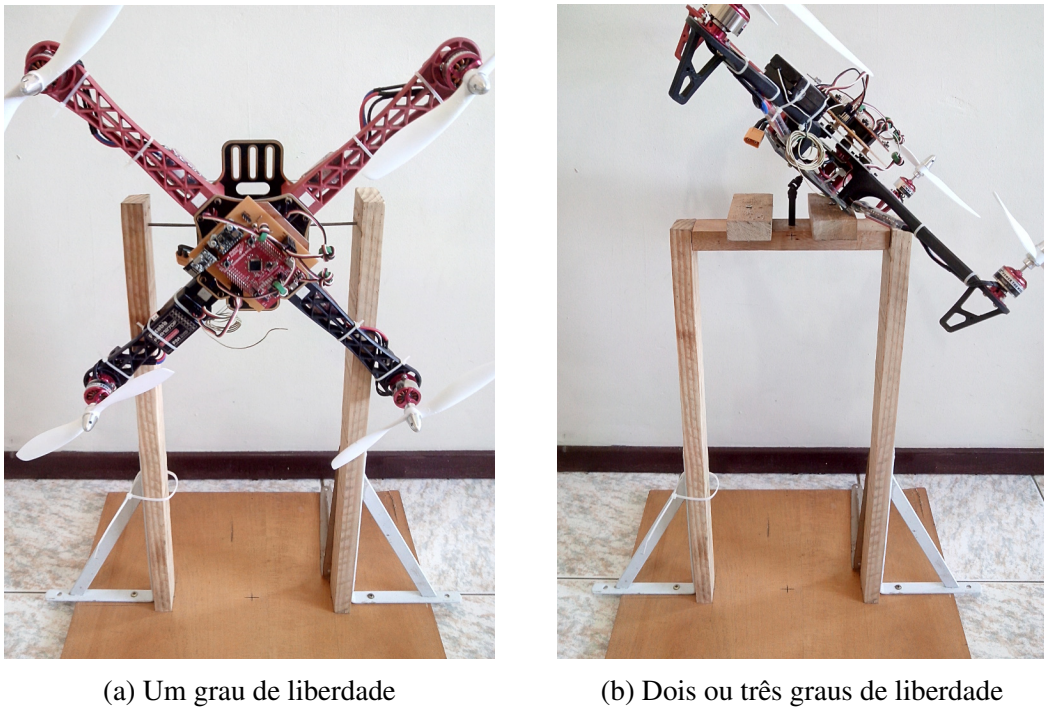
4.1.1 PLATAFORMA DE TESTE

Foi desenvolvida uma plataforma para testes de estabilidade do quadricóptero, ilustrada na figura 17. Sua função é auxiliar nos testes do sistema de controle em um ambiente controlado, com menos graus de liberdade, até que se alcance um desempenho suficiente para voo. Essa plataforma também evita danos à estrutura durante a fase de testes, pois uma queda desse veículo pode ocasionar danos aos seus componentes.

A plataforma possui duas configurações. A primeira, mostrada na figura 17a, possui um grau de liberdade, *pitch*, e foi utilizada nos estágios iniciais de testes do sistema de controle. A segunda, mostrada na figura 17b, possui dois ou três graus de liberdade, *roll*, *pitch* e *yaw*, sendo que o *yaw* pode ser travado.

4.2 SISTEMA DE COMUNICAÇÃO

O quadricóptero possui dois canais de comunicação, um com o piloto e outro com um computador. O primeiro canal permite a um piloto enviar comandos de movimentação ao quadricóptero, os *setpoints* do sistema de controle, e fica ativo durante todo o voo. O segundo canal faz a comunicação com uma interface de monitoramento e configuração do quadricóptero, onde é possível coletar dados em tempo real e configurar os parâmetros de controle de estabilização de voo, o qual pode ser desativado.



(a) Um grau de liberdade

(b) Dois ou três graus de liberdade

Figura 17: Plataforma para testes de estabilidade desenvolvida.

4.2.1 COMUNICAÇÃO PILOTO-QUADRICÓPTERO

O canal Piloto-Quadricóptero foi desenvolvido utilizando um conjunto transmissor/receptor do fabricante Futaba (figura 18), utilizado em aeromodelismo *hobby*. Essa opção foi escolhida pois esses equipamentos oferecem as funcionalidades necessárias para o projeto, são fáceis de utilizar, tanto do ponto de vista do usuário como do ponto de vista do desenvolvedor, e podem ser encontrados a preços acessíveis.

**Figura 18: Conjunto transmissor/receptor do fabricante Futaba**

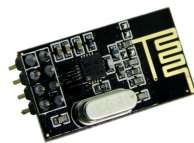
O modelo do transmissor é T4VF “Skysport 4”, o qual possui cinco canais de entrada: *aileron*, *elevator*, *throttle*, *rudder* e uma chave on-off, e opera na frequência de 72,330 MHz

(portadora 72 MHz, canal 27). A nomenclatura das entradas foi designada para controle de aeromodelos, no entanto, nesse projeto são interpretadas como comandos *roll*, *pitch*, *throttle* e *yaw*. A chave on-off foi não foi utilizada para manter compatibilidade com outros modelos de rádio.

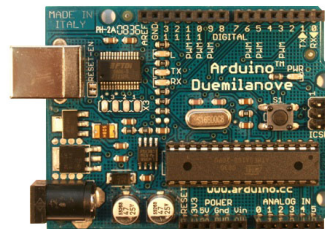
O modelo do receptor é FP-R127DF, o qual possui oito canais de entrada e opera na mesma frequência do transmissor (72,330 MHz). Os valores de cada entrada do transmissor são recebidos pelo receptor e enviados individualmente nos pinos de saída em forma de PWM, com período de 20ms e largura de 1 a 2ms, conforme descrito na seção 2.3.2.

4.2.2 COMUNICAÇÃO COMPUTADOR-QUADRICÓPTERO

O canal Computador-Quadricóptero foi desenvolvido utilizando um par de transceptores de RF nRF24L01 (figura 19a) e um Arduino Duemilanove (figura 19b).



(a) Transceptor nRF24L01



(b) Arduino Duemilanove

Figura 19: Componentes do canal de comunicação computador-quadricóptero.

Fonte: Loja virtual Seeed⁴ e página oficial do Arduino⁵.

O módulo transceptor nRF24L01 é produzido pela Nordic Semiconductor, opera na frequência de 2,4 GHz, possui interface SPI (*Serial Peripheral Interface*) e utiliza o protocolo Enhanced ShockBurst™ na sua camada de enlace. Esse módulo foi escolhido pois apresenta um ótimo custo-benefício para projetos que não necessitam de alta taxa de transmissão de dados, é compacto e possui baixo consumo de energia.

Um Arduino Duemilanove é uma placa microcontrolada baseada no microcontrolador ATmega328, possui 20 pinos de entrada e saída, opera a 16 MHz, possui conexão USB, entre outras funcionalidades. Essa placa foi utilizada como interface computador-transceptor devido

⁴Disponível em: <<http://www.seeedstudio.com/depot/nRF24L01Module-p-1394.html>>. Acesso em: 4 maio de 2015.

⁵Disponível em: <<http://www.arduino.cc/en/Main/ArduinoBoardDuemilanove>>. Acesso em: 4 maio de 2015.

a sua facilidade de integração com o módulo utilizado e com o computador, já que estes dois componentes são amplamente utilizados em conjunto e existem bibliotecas de software prontas.

4.2.2.1 PROTOCOLO DE COMUNICAÇÃO

O protocolo Enhanced ShockBurstTM do nRF24L01 possui montagem, temporização, confirmação e retransmissão automáticas de pacotes. O microcontrolador configura o transceptor e, a cada mensagem, precisa apenas enviar os dados que deseja transmitir e aguardar a confirmação (ou falha) de envio. A camada de enlace se encarrega de reconhecer o recebimento de um pacote, gerar o CRC (Verificação Cíclica de Redundância, do inglês *Cyclic Redundancy Check*) e empacotar ou desempacotar os dados, dependendo do modo de operação.

O formato dos pacotes é apresentado na figura 20. O campo preâmbulo é uma sequência de bits 0 e 1 utilizada para iniciar a comunicação; o campo endereço corresponde ao endereço do receptor de destino; o campo controle de pacote contém o tamanho da carga útil, a identificação do pacote (novo ou retransmitido) e uma *flag* para desativar a confirmação automática; o campo carga útil (*payload*) contém a mensagem a ser transmitida; e o campo CRC é o cálculo do mecanismo de controle de erro sobre o restante do pacote (exceto o preâmbulo), caso essa verificação falhe o pacote é descartado.

Preâmbulo (1 byte)	Endereço (3-5 bytes)	Controle de pacote (9 bits)	Carga útil (0-32 bytes)	CRC (1-2 bytes)
-----------------------	-------------------------	--------------------------------	----------------------------	--------------------

Figura 20: Formato dos pacotes do nRF24L01

A tabela 4 apresenta a lista de mensagens utilizadas na comunicação entre o computador e o quadricóptero e seus respectivos campos. O tamanho das mensagens foi definido como o tamanho da maior mensagem, “Envia estado” com 27 bytes. A coluna sentido indica o sentido da mensagem, por exemplo, Q → C indica uma mensagem de Q para C, onde Q representa o quadricóptero, C o computador e A o Arduino conectado ao computador. A mensagem é formada pelos campos “Tipo” e “Dados”. O campo “Tipo” contém 1 byte e indica o tipo da mensagem recebida/enviada. O campo “Dados” contém os dados da mensagem, um conjunto de variáveis representadas em ponto fixo com até 3 casas decimais, dependendo da variável. O tamanho de cada variável, em bytes, é apresentado entre parêntesis.

Tabela 4: Lista de mensagens

Mensagem	Sentido	Tipo (1 byte)	Dados (26 bytes)							
			$Kp_{\theta\phi}$ (2)	$Kd_{\theta\phi}$ (2)	$Ki_{\theta\phi}$ (2)	Kp_{ψ} (2)	Kd_{ψ} (2)	Ki_{ψ} (2)		
Envia parâmetros	$Q \leftrightarrow C$	P								
Envia estado	$Q \rightarrow C$	S	giro _{xyz} (6)	acel _{xyz} (6)	buss _{xyz} (6)	<i>pitch</i> (2)	<i>roll</i> (2)	<i>yaw</i> (2)	altitude (2)	
Estado da mensagem	$A \rightarrow C$	A	estado (1)							

4.3 SISTEMA DE EMBARCADO

O sistema embarcado é responsável pela leitura dos sensores, comunicação, execução do sistema de controle de estabilidade e acionamento dos motores, ou seja, é o sistema que faz a interface com os outros módulos e controla o quadricóptero. Para essa função foi utilizada a placa microcontrolada Stellaris Launchpad LM4F120 e a placa multi-sensores GY-80.

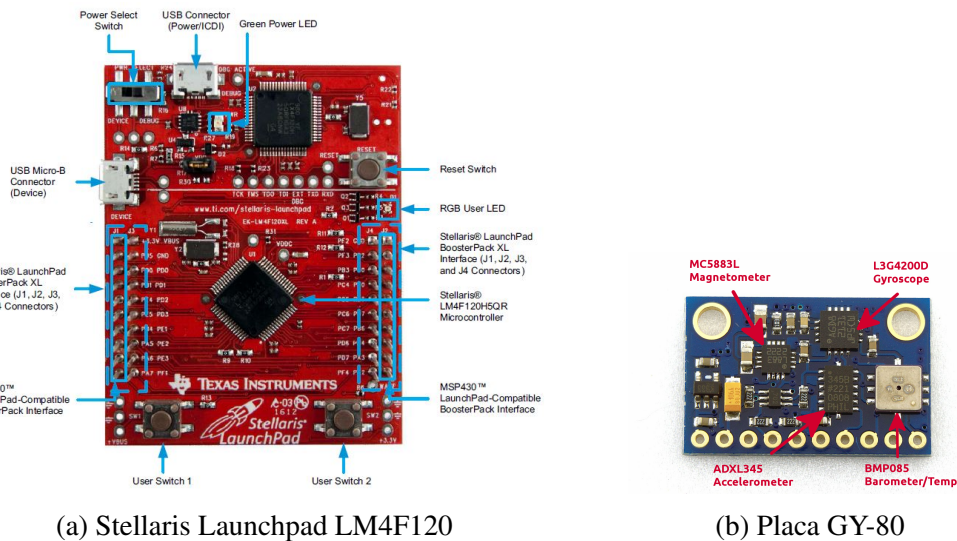


Figura 21: Componentes do sistema embarcado.

Fonte: Manual de Usuário da placa LM4F120⁶ e loja virtual “selfbuilt”⁷.

A Stellaris Launchpad LM4F120 é uma placa de baixo custo da Texas Instruments para avaliação do circuito integrado LM4F120H5QR, ilustrada na figura 21a. Esse circuito integrado tem como núcleo um microcontrolador Cortex-M4F 32 bits com suporte a aritmética de ponto flutuante, frequência de clock de 80MHz, possui 256KB de memória Flash, 32KB de

⁶Disponível em: <<http://www.ti.com/tool/EK-LM4f120XL#Technical%20Documents>>. Acesso em: 5 maio de 2015.

⁷Disponível em: <<http://selfbuilt.net/shop/gy-80-inertial-management-unit>>. Acesso em: 5 maio de 2015.

memória SRAM, 2KB de memória EEPROM, dois ADC de 12 bits, 12 timers (6x64 bits e 6x32 bits), e diversas interfaces de comunicação, como UART, I²C, SSI/SPI, CAN e USB. A placa possui dois botões programáveis, um botão de reset, um led RGB e duas interfaces USB, uma para utilização como USB device e outra para gravação e debugging, através de um debugger integrado (ICDI, do inglês *In-Circuit Debug Interface*).

A GY-80 é uma placa multi-sensores de baixo custo composta por quatro sensores: giroscópio digital de 3 eixos L3G4200D; acelerômetro digital de 3 eixos ADXL345; magnetômetro digital de 3 eixos HMC5883L; e sensor digital de pressão e temperatura BMP085, conforme ilustrado na figura 21b. Todos os sensores são acessados por um único barramento de comunicação I²C.

O sistema embarcado pode ser dividido em duas partes: hardware e software, as quais são descritas a seguir.

4.3.1 HARDWARE

O diagrama elétrico do circuito que interliga a placa microcontrolada com os sensores, os módulos de comunicação e os motores é apresentado na figura 22.

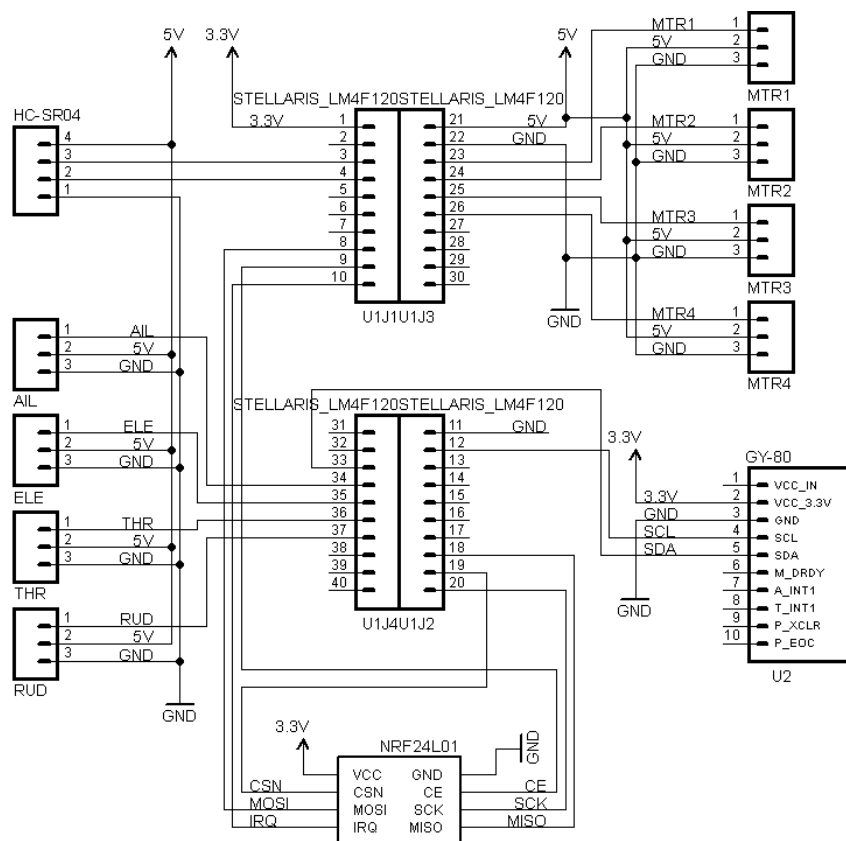


Figura 22: Diagrama elétrico do sistema embarcado.

O circuito é alimentado com tensão contínua de 5V, regulada da bateria de 11,1V pelos ESCs, conectados aos conectores MTR1 a MTR4. Os conectores AIL, ELE, THR e RUD fazem a conexão e alimentam o receptor Futaba, cada um representando um canal de comunicação. O conector HC-SR04, não utilizado, permite a conexão de um sensor de distância por ultrassom HC-SR04 ou similar. A tensão de 3,3V é gerada por um regulador interno da placa Stellaris e alimenta o seu microcontrolador interno, a placa GY-80 e o transceptor nRF24L01. É importante notar que não foi necessário nenhum circuito adicional para comunicar os dispositivos 3,3V com dispositivos 5V, pois, apesar do microcontrolador utilizado funcionar com 3,3V, seus pinos de entrada e saída são tolerantes a 5V.

Para a montagem física desse circuito foi elaborada uma placa de circuito impresso (PCI), ilustrada na figura 23. Devido à sua simplicidade, essa PCI foi construída com apenas uma face, porém algumas conexões são feitas pela parte superior da placa, através de conexões do tipo *jumpers*, representados em vermelho na figura. A placa foi construída manualmente e pode ser visualizada na figura 24.

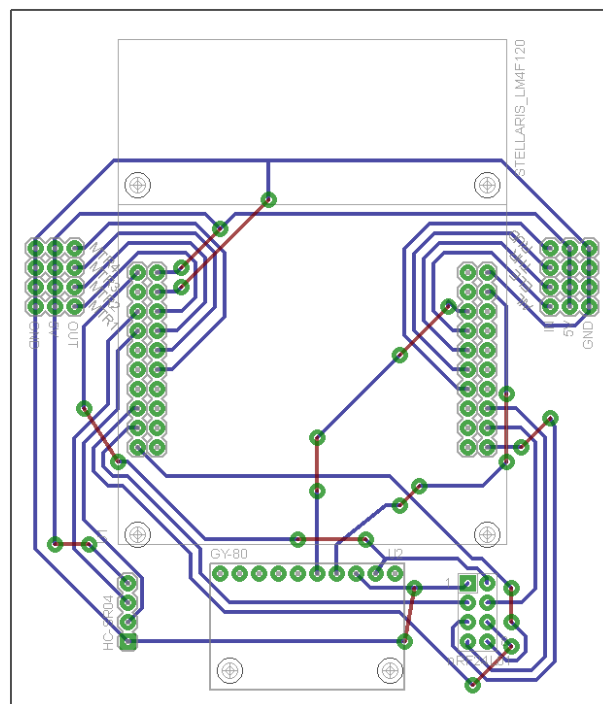


Figura 23: Diagrama da placa de circuito impresso do sistema embarcado.

4.3.1.1 AMORTECIMENTO DE VIBRAÇÕES

Durante a primeira fase de testes foi observado que a leitura dos sensores estava sendo bastante afetada pela vibração das hélices, quanto maior a velocidade dos motores maior o ruído observado. Para minimizar esse efeito, foi elaborada uma plataforma antivibração entre o

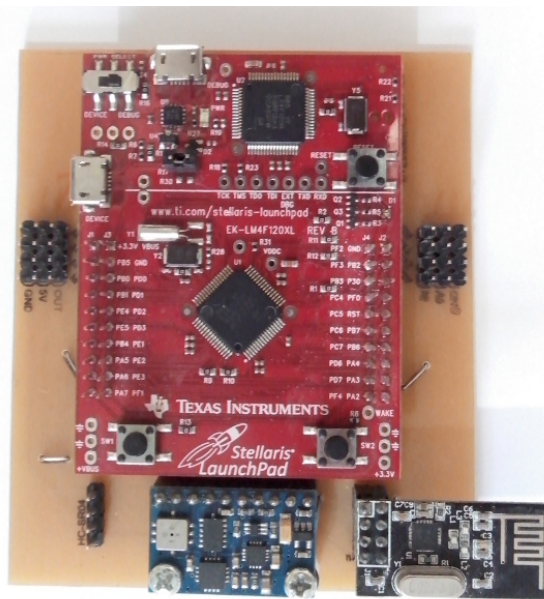


Figura 24: Placa de circuito impresso construída.

chassi do quadricóptero e a PCI do sistema embarcado. Esta plataforma, apresentada na figura 25, consistem em uma placa de fenolite com quatro amortecedores de silicone nos cantos e furos para a fixação da PCI. Os amortecedores, utilizados em unidades de CD/DVD-ROM, são encaixados em furos existentes no chassi e na plataforma, impedindo que parte das vibrações do chassi sejam transferidas para a plataforma.

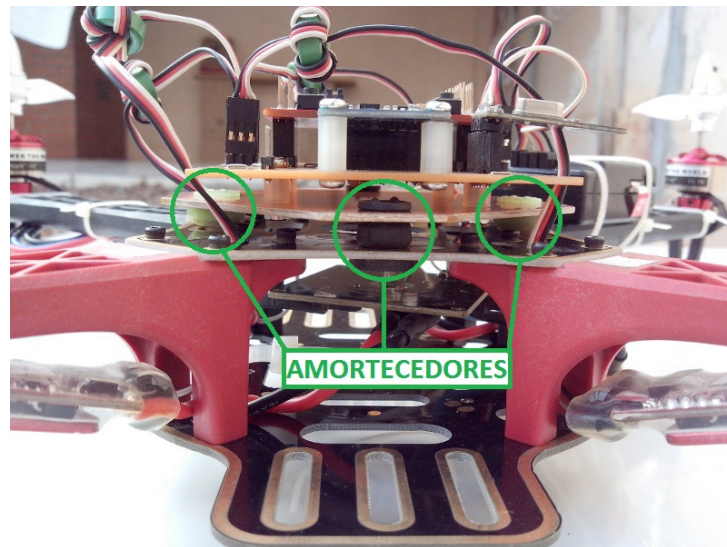


Figura 25: Plataforma de amortecimento construída.

O efeito antivibração da plataforma pode ser observado na figura 26, observa-se que o desvio padrão do ruído nos eixos X e Y do acelerômetro foi reduzido em 4,3 e 2,5 vezes, respectivamente, enquanto houve um aumento de 1,3 vez no eixo Z. Outro fator importante desta figura é que o ruído é aditivo e de média zero, o que nos permite filtrá-lo com um filtro

passa-baixas, desde que suas frequências não se sobreponham.

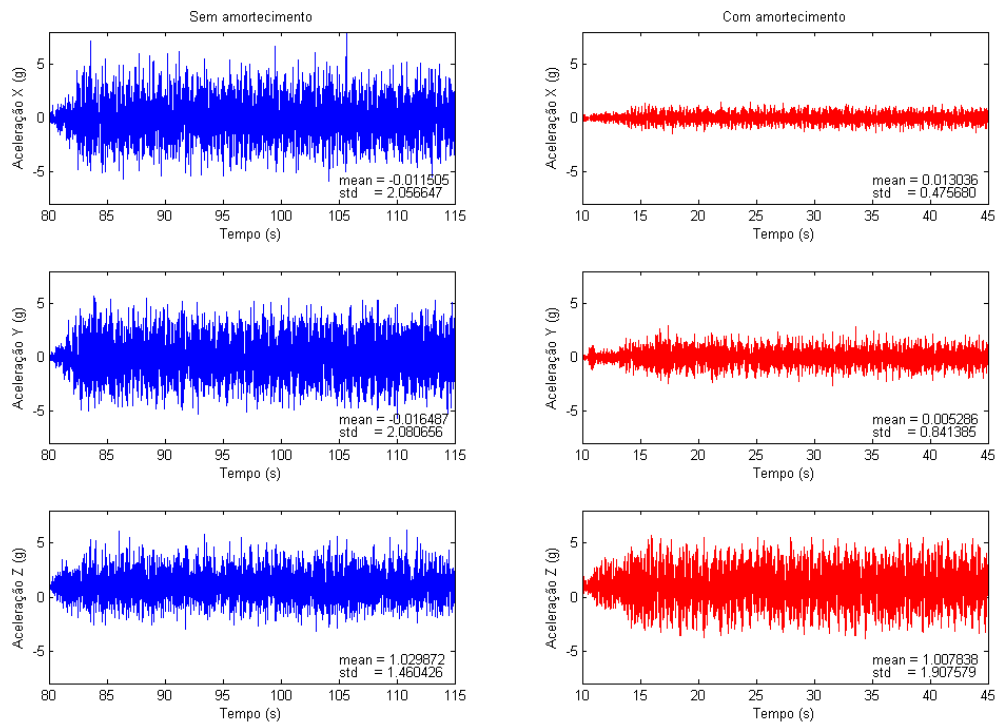


Figura 26: Leitura do acelerômetro com (direita) e sem (esquerda) a plataforma de amortecimento.

4.3.2 SOFTWARE

Inicialmente foi realizado um levantamento dos requisitos do sistema. Os requisitos são divididos em dois tipos: requisitos funcionais e não-funcionais. Os requisitos funcionais descrevem como o sistema deve se comportar, quais ações deve realizar. Os requisitos não-funcionais descrevem como o sistema deve ser implementado, quais as suas restrições e especificações.

Requisitos Funcionais

RF1 - O software deverá manter o quadricóptero estável.

RF1. 1 - O software deve ler dados do giroscópio.

RF1. 2 - O software deve ler dados do acelerômetro.

RF1. 3 - O software deve ler dados da bússola.

RF1. 4 - O software deve ler dados do altímetro.

RF1. 5 - O software deve executar um algoritmo de controle de estabilidade.

RF1. 6 - O software deve controlar a potência dos motores.

RF2 - O software deverá executar prioritariamente os comandos recebidos do rádio controle.

RF2. 1 - O software deve ler os comandos do receptor de RF.

RF3 - O software deve se comunicar com o computador.

RF3. 1 - O software deverá enviar suas configurações para o computador.

RF3. 2 - O software deverá receber configurações do computador.

RF3. 3 - O software deverá enviar seu estado atual para o computador.

RF4 - O software deve exibir alertas visuais em caso de falhas.

RF4. 1 - O software deve piscar um led vermelho em caso de falha na leitura dos sensores.

RF4. 2 - O software deve piscar um led verde em caso de falha na comunicação.

RF4. 3 - O software deve acender um led azul quando o sistema estiver armado.

RF5 - O software deve desativar os motores na ausência de sinal do rádio controle.

RF6 - O software deve calibrar os sensores a cada inicialização.

RF6. 1 - O software deve salvar em memória não-volátil os dados de calibração dos sensores.

RF6. 2 - O software deve carregar a calibração dos sensores salva a cada inicialização.

RF6. 3 - O software deve permitir uma nova calibração a cada inicialização.

Requisitos Não-Funcionais

RNF1 - O software deverá ser executado em um sistema embarcado.

RNF2 - A frequência de execução do sistema de controle deve ser maior ou igual a 50 Hz.

RNF3 - O estado do sistema deve ser enviado em no mínimo 20 ms (frequência de 50 Hz).

4.3.2.1 MÁQUINA DE ESTADOS

A figura 27 apresenta a máquina de estados do software do sistema embarcado. A máquina de estados contém três estados principais: *Inicializa periféricos*, *Aguarda início forçado* e *Sistema inicializado*.

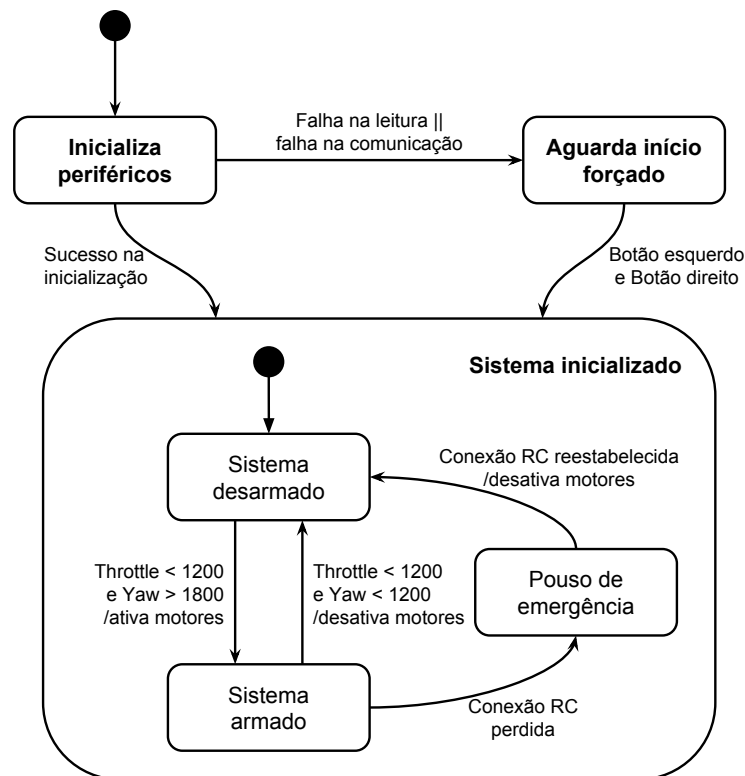


Figura 27: Máquina de estados do software do sistema embarcado.

Ao ligar o sistema, o software entrará no estado *Inicializa periféricos*, onde serão inicializados os periféricos utilizados pelo microcontrolador, os sensores, os motores, os sistemas de comunicação e realizada a calibração. Caso haja algum erro durante a inicialização, o sistema entrará no estado *Aguarda início forçado*, onde ele permanecerá até o usuário pressionar os dois botões da placa microcontrolada. Esse estado indica uma falha na comunicação com o computador, piscando um led verde, e/ou uma falha na leitura dos sensores, piscando um led vermelho. O quadricóptero irá funcionar normalmente sem comunicação com o computador, mas não é recomendável utilizá-lo caso hajam erros na leitura dos sensores até a solução do problema⁸. Caso a inicialização seja bem sucedida, o próximo estado será *Sistema inicializado*, onde ele permanecerá até ser desligado. Nesse estado são realizadas todas as funções para controle do quadricóptero, como leitura dos sensores, filtragem, recebimento dos comandos do piloto, execução do algoritmo de controle, ativação dos motores e comunicação.

O estado *Sistema Inicializado* é formado por três subestados: *Sistema desarmado*, *Sistema armado* e *Pouso de emergência*. O primeiro subestado será Sistema desarmado, onde os motores são desativados, permitindo que o usuário manuseie o quadricóptero com segurança. Para armar o sistema, o piloto deve posicionar o *stick* esquerdo para baixo e para a direita,

⁸Possíveis soluções são: resetar o microcontrolador, verificar a conexão da placa de sensores e verificar a tensão da bateria

interpretado pelo software como valores de *throttle* menores que 1200 e de *yaw* maiores que 1800, ativando os motores. Para desarmar o sistema, o piloto deve posicionar o *stick* esquerdo para baixo e para a esquerda ($throttle < 1200$ e $yaw < 1200$). Caso o sistema esteja armado e o controlador pare de receber comandos do transmissor, é ativado o estado Pouso de emergência, onde a potência dos motores é reduzida gradualmente até zero, fazendo o quadricóptero pousar. Quando a conexão for reestabelecida o sistema volta para o estado Sistema desarmado.

4.3.2.2 FLUXOGRAMAS

Nessa seção são apresentados os fluxogramas de cada estado principal da figura 27, que representam os algoritmos implementados no microcontrolador.

A figura 28 apresenta o fluxograma do estado Inicializa Periféricos. Após inicializados os periféricos internos do microcontrolador, um led verde é aceso e permanece durante toda a inicialização. Em seguida são lidas as configurações do sistema de controle e os dados de calibração armazenados na memória EEPROM. Caso esses dados não sejam válidos, são carregadas configurações padrões. Em seguida são disponibilizados os dispositivos externos ao microcontrolador: os motores, o receptor RC, o transceptor e a UMI. Após a inicialização da UMI é realizada a calibração do giroscópio e, caso esteja usando as configurações padrões também são calibrados o acelerômetro e a bússola. Se o sistema já estiver calibrado, o usuário pode solicitar uma nova calibração apertando o botão direito para calibrar o acelerômetro e/ou o botão esquerdo para calibrar a bússola. Os dados de calibração são salvos na EEPROM. Por fim são inicializadas as variáveis do Filtro de Kalman e enviadas as configurações para o computador.

A figura 29 apresenta o fluxograma do estado Sistema Inicializado. Nota-se que esse fluxograma não contém um fim, ele executará continuamente, retornando ao ponto 1 após o último processo. O primeiro passo do *loop* é verificar o estado do transceptor. Enquanto este estiver no modo de envio, ele verifica se a última mensagem foi enviada e, caso sim, habilita o modo de recebimento. Durante o modo de recebimento é verificado se novas mensagens foram recebidas. As mensagens recebidas contêm configurações e estas novas configurações são salvas na EEPROM. Em seguida, a cada período de amostragem (400 Hz), são atualizadas as leituras da UMI e executado o Filtro de Kalman. A cada período de atualização dos motores (400 Hz), são atualizadas as entradas do receptor RC e determinado o subestado armado ou desarmado. Caso esteja armado é executado o controle PID e atualizadas as velocidades dos motores, caso contrário as velocidades são definidas como zero. Por fim, a cada período de log (100 Hz), é enviado o log do sistema ao computador.

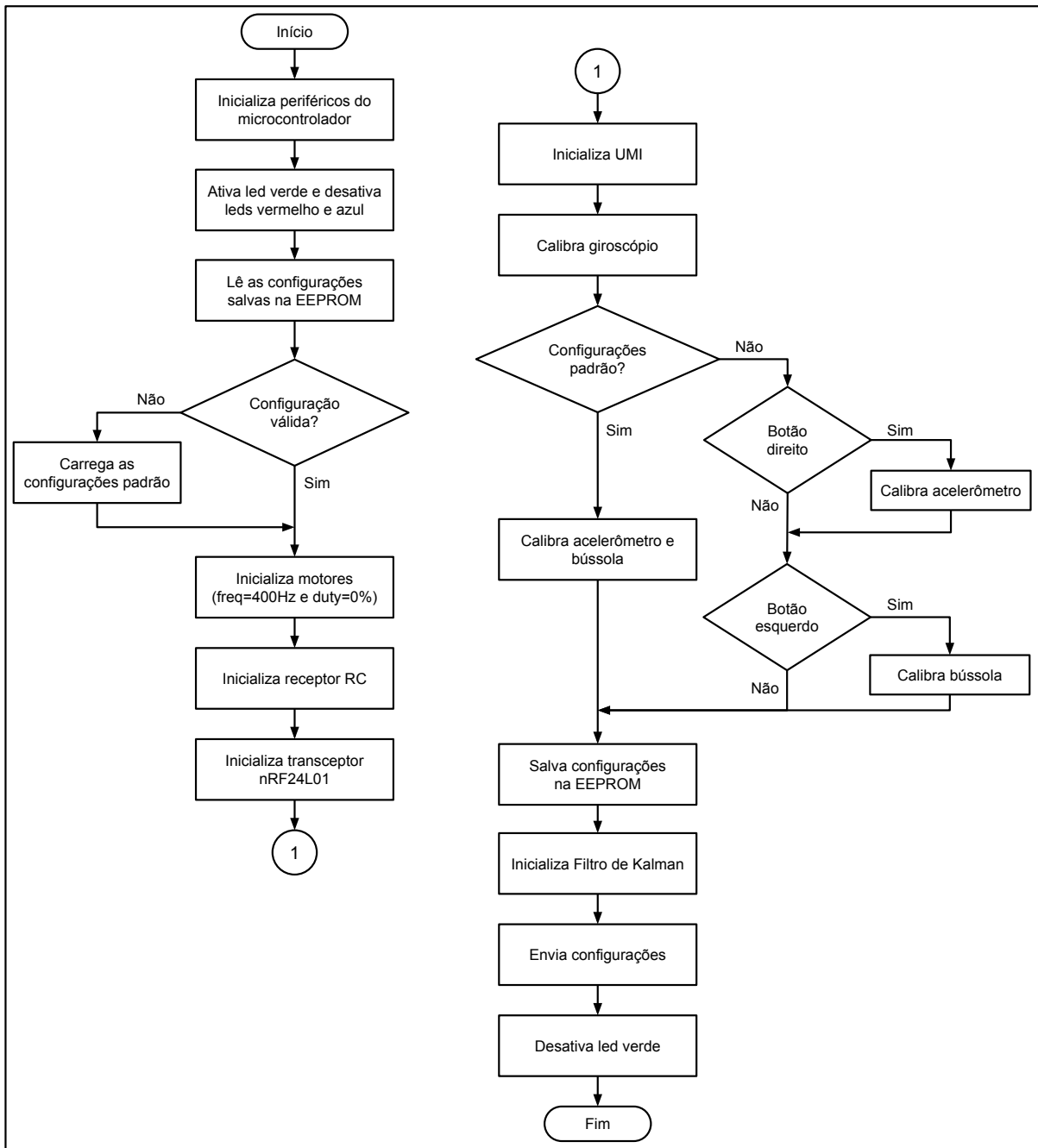


Figura 28: Fluxograma: Inicializa Periféricos.

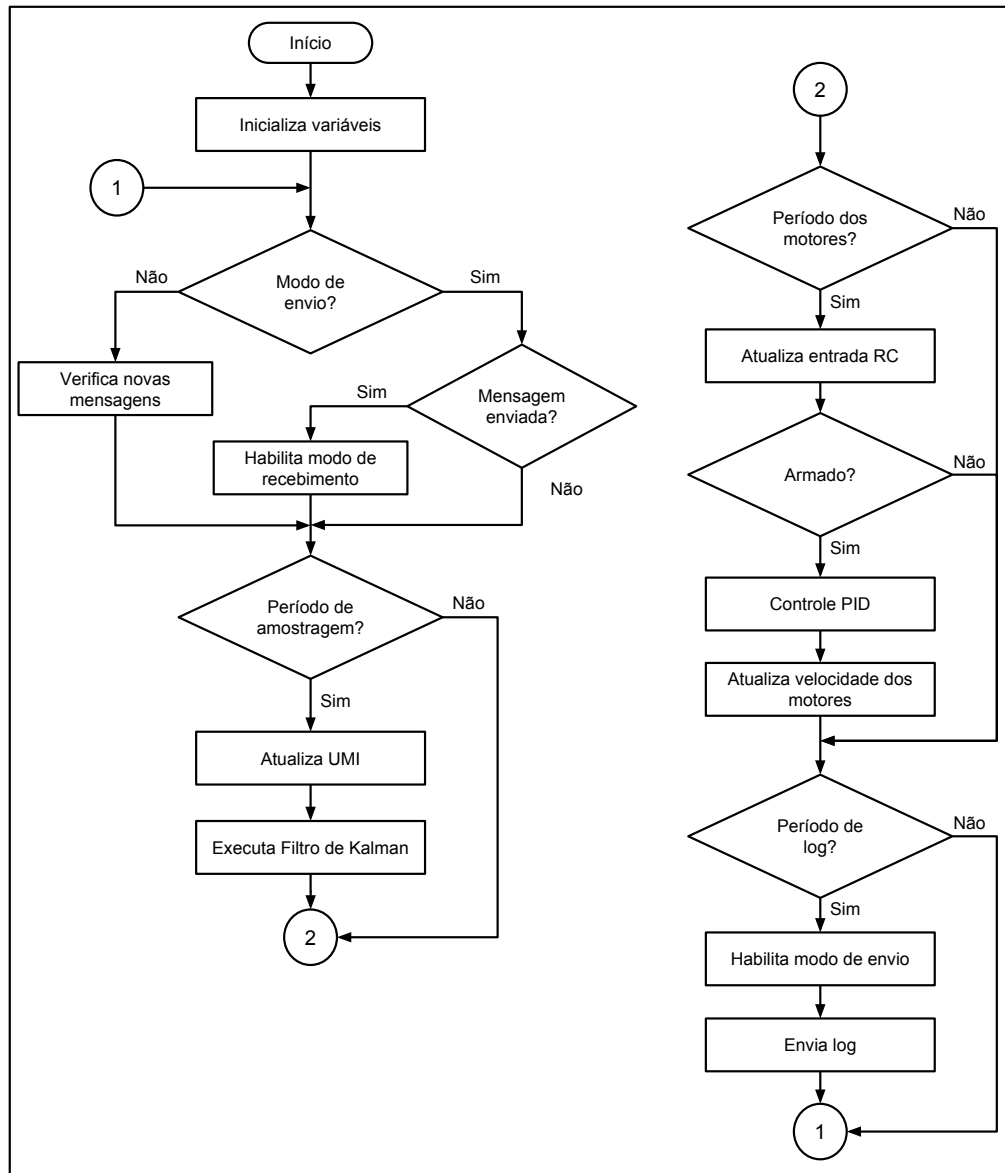


Figura 29: Fluxograma: Sistema Inicializado.

O estado *Início forçado*, representado pelo fluxograma da figura 30, consiste em um *loop* que monitora continuamente os botões esquerdo e direito enquanto pisca os leds correspondentes ao erro encontrado. O *loop* é encerrado quando os dois botões são pressionados simultaneamente.

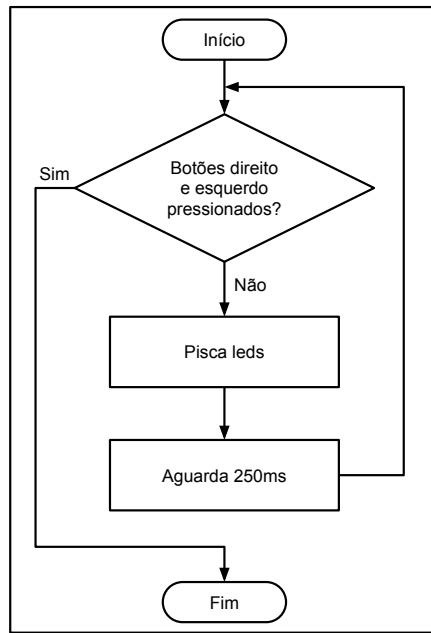


Figura 30: Fluxograma: Início Forçado.

4.4 SISTEMA DE CONTROLE

O sistema de controle elaborado é do tipo malha fechada, contendo três controladores em paralelo, um para cada ângulo do quadricóptero, e seu diagrama em blocos é apresentado na figura 31. O estado do quadricóptero é percebido pelos sensores (acelerômetro e giroscópio), suas leituras são combinadas pelo estimador de estados e comparadas às saídas do rádio-controle, referências a serem seguidas. Os erros entre os estados estimados e as referências são as entradas dos controladores. As saídas de cada controlador são combinadas conforme a tabela 1 e, então, enviadas aos motores.

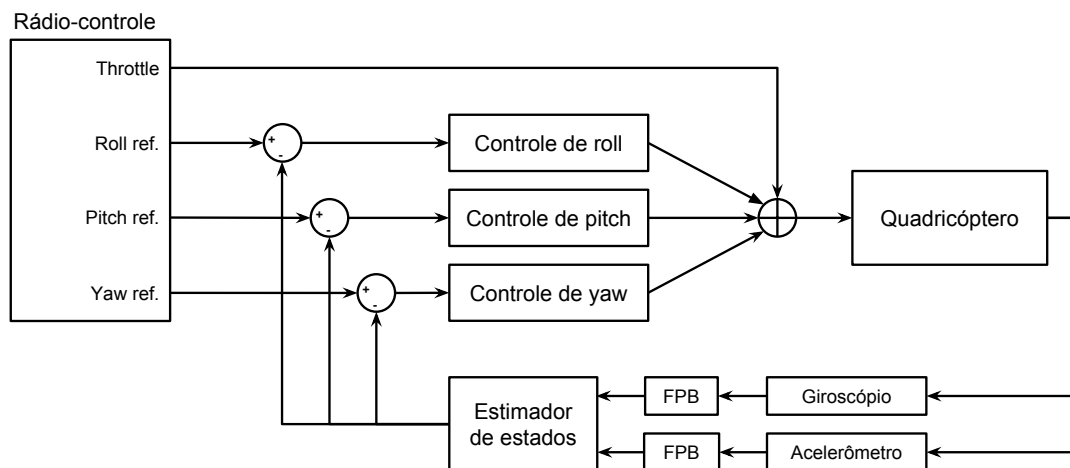


Figura 31: Diagrama em blocos do sistema de controle.

O sistema de controle foi projetado no software Matlab, simulando o seu efeito em diversos conjuntos de dados obtidos do quadricóptero. Os parâmetros definidos através destas simulações foram utilizados na implementação do sistema embarcado.

4.4.1 FILTRO PASSA-BAIXAS

Filtros passa-baixas foram utilizados para remover o ruído da leitura dos sensores da UMI, provenientes, em maior parte, da vibração dos motores. Os filtros foram construídos com a topologia Butterworth, conforme descrito na seção 2.3.4.1. O efeito da filtragem nas leituras do acelerômetro, do giroscópio e no cálculo das inclinações a partir do acelerômetro, pode ser visualizado na figura 32, onde são mostrados em azul o sinal original e em vermelho o sinal filtrado.

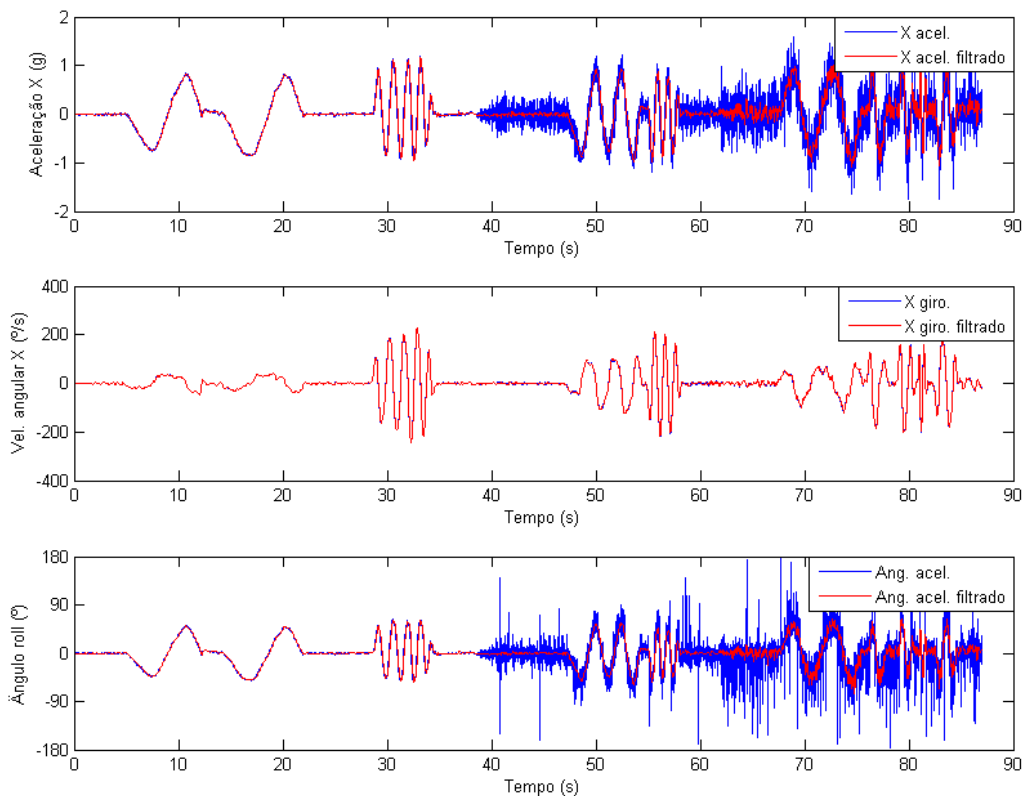


Figura 32: Efeito do filtro passa-baixas nas leituras dos sensores.

A velocidade angular é utilizada como termo derivativo do controlador, por isso é importante que rápidas variações sejam mantidas, permitindo uma rápida resposta do sistema de controle aos motores. Com base nisto, a frequência de corte escolhida para o filtro do giroscópio foi de 50 Hz, frequência na qual foi atenuado o ruído aleatório, de média zero, e mantidas

rápidas variações na velocidade angular. Com $f_0 = 50$ Hz e $T_a = 400$ Hz, foram calculados os coeficientes do filtro e sua equação diferencial, na forma da equação 8, é a seguinte:

$$y[n] = 0.09021x[n] + 0.18041x[n-1] + 0.09021x[n-2] \\ + 0.98947y[n-1] - 0.35029y[n-2]$$

O acelerômetro é o sensor mais sensível a vibração dos motores, a amplitude do ruído é maior que a amplitude do sinal, como visto na seção 4.3.1.1. Devido ao ruído ter média zero, o filtro passa-baixas é capaz de atenuá-lo e manter o sinal. Quanto menor a frequência de corte do filtro, maior a atenuação do ruído, no entanto, o sinal começa a ser atenuado em frequências menores que 10 Hz. A frequência de corte que apresentou melhores resultados foi a de 5 Hz, apesar de atenuar levemente o sinal e introduzir um atraso, resultando na seguinte equação diferencial:

$$y[n] = 0.00146x[n] + 0.00292x[n-1] + 0.00146x[n-2] \\ + 1.88909y[n-1] - 0.89493y[n-2]$$

4.4.2 ESTIMADOR DE ESTADOS

Para a estimação de estados foram comparadas duas técnicas: filtro complementar e filtro de Kalman, apresentados na seção 2.3.4. Esses filtros combinam as saídas do acelerômetro e do giroscópio para estimar medidas angulares do quadricóptero com maior precisão, comparada à estimativa isolada de cada sensor.

4.4.2.1 FILTRO COMPLEMENTAR

O projeto de um filtro complementar, como proposto por Colton (2007), é baseado na escolha de uma constante de tempo τ , cálculo do coeficiente a pela equação (10) e substituição na equação (9). No entanto, como não havia uma constante de tempo de referência, foram testados diversos coeficientes a e escolhido o melhor resultado. A figura 33 apresenta uma comparação da resposta do filtro complementar para diversos valores de a , observa-se que quanto mais próximos de 1, melhor a filtragem. O melhor resultado foi obtido com $a = 0.99$, o que indica que 99% da saída provém do giroscópio e apenas 1% do acelerômetro, justificado pelo maior nível de ruído na leitura do acelerômetro.

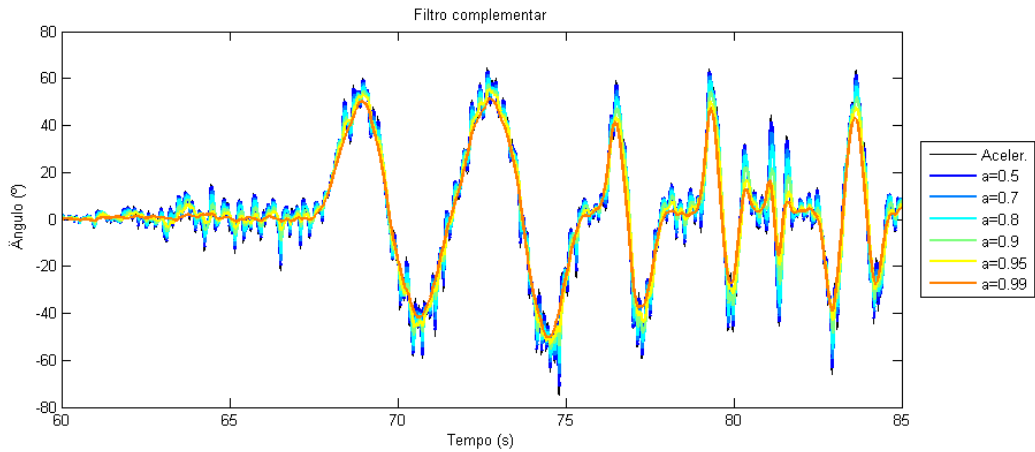


Figura 33: Comparação da resposta do filtro complementar variando a constante α .

4.4.2.2 FILTRO DE KALMAN

Para utilização do filtro de Kalman, primeiro é necessário definir o modelo do sistema, governado pelas equações (11) e (12).

Modelo do sistema

O estado do sistema é composto pelos ângulos e velocidades angulares nos eixos X e Y, eixos necessários para fazer o quadricóptero planar (o estado do eixo Z é um caso especial e foi desconsiderado no filtro de Kalman). O estado atual pode ser estimado pela integração do estado passado, desta forma, o vetor de estado (x) e a matriz de transição (A) são:

$$x = \begin{bmatrix} \theta \\ \dot{\theta} \\ \phi \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} \quad A = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \Delta t \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

sendo $\Delta t = T_a$.

A influência do sinal de controle foi desconsiderada, pois, na maior parte do tempo, este sinal será zero, logo:

$$u = 0 \quad B = 0$$

Como as velocidades angulares são medidas diretamente do giroscópio e os ângulos são calculados previamente pelas equações (1) e (2), o vetor de observação (z) e a matriz de

observação (H) são:

$$z = \begin{bmatrix} \theta \\ \dot{\theta} \\ \phi \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} \quad H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

O ruído de medição pode ser calculado a partir de um conjunto de dados obtidos dos sensores, enquanto o ruído de processo não pode ser mensurado diretamente e é desconhecido. Assumindo que as variâncias destes ruídos são iguais em todos os eixos, a matriz de covariância do ruído de medição (R) e a matriz de covariância do ruído de processo (Q) são definidas como:

$$R = \begin{bmatrix} \sigma_{acel}^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{giro}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{acel}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{giro}^2 \end{bmatrix} \quad Q = \begin{bmatrix} \sigma_{PN}^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{PN}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{PN}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{PN}^2 \end{bmatrix}$$

Ao inicializar o filtro, passo 1 do algoritmo, é necessário definir o estado inicial e a matriz de covariância. Como os quadricópteros decolam do chão, geralmente plano, uma boa estimativa é considerar os ângulos e velocidades angulares iniciais serão zero. Como essa suposição tem grande chance de ser precisa, a matriz de covariância geral (P) poder ser inicializada com uma valor pequeno p_0 . Portanto, a inicialização do filtro será:

$$x = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad P = \begin{bmatrix} p_0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & p_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & p_0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & p_0 \end{bmatrix}$$

Em seguida, a cada iteração do sistema de controle, devem ser executados os passos 2 e 3 do algoritmo descrito na seção 2.3.4.3.

Definição dos parâmetros

Existem três parâmetros a serem definidos no modelo descrito: a variância da medida do acelerômetro⁹ (σ_{acel}^2), a variância da medida do giroscópio (σ_{giro}^2) e a variância do processo σ_{PN}^2 . Os dois primeiros parâmetros foram calculados a partir de dados coletados do quadricóptero, com os motores ligados, e o último foi definido através de simulações.

Para determinar as variâncias do acelerômetro e do giroscópio, dados dos sensores

⁹Não se refere a aceleração medida pelo acelerômetro, e sim do ângulo calculado a partir dessa medida.

foram coletados do quadricóptero com os motores ligados, posicionado em um plano nivelado. Foram obtidos desvios padrão de 5,6 para o acelerômetro ($\sigma_{acel}^2 = 31,38$) e 5,35 para o giroscópio ($\sigma_{giro}^2 = 28,62$). Utilizando esses valores, foram testados diversos valores de variância de processo, como ilustrado na figura 34, mas os resultados não foram satisfatórios. Observou-se que o filtro atenuava muito o sinal para conseguir filtrar o ruído.

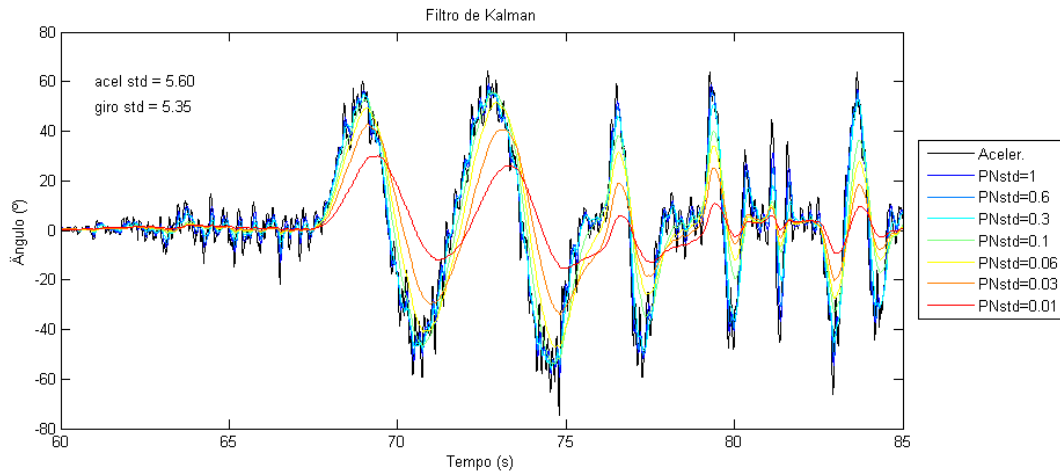


Figura 34: Comparação da resposta do filtro de Kalman variando a variância do processo, com variância dos sensores calculada.

Após diversos testes com as variâncias do acelerômetro e do giroscópio, observou-se um melhor comportamento do filtro com maiores valores de variância do acelerômetro. A figura 35 ilustra uma nova comparação de valores de variância de processo, utilizando um desvio padrão de 30 para o acelerômetro ($\sigma_{acel}^2 = 900$). O valor de desvio padrão de processo de 0,3 ($\sigma_{PN}^2 = 0,09$) foi escolhido para o sistema.

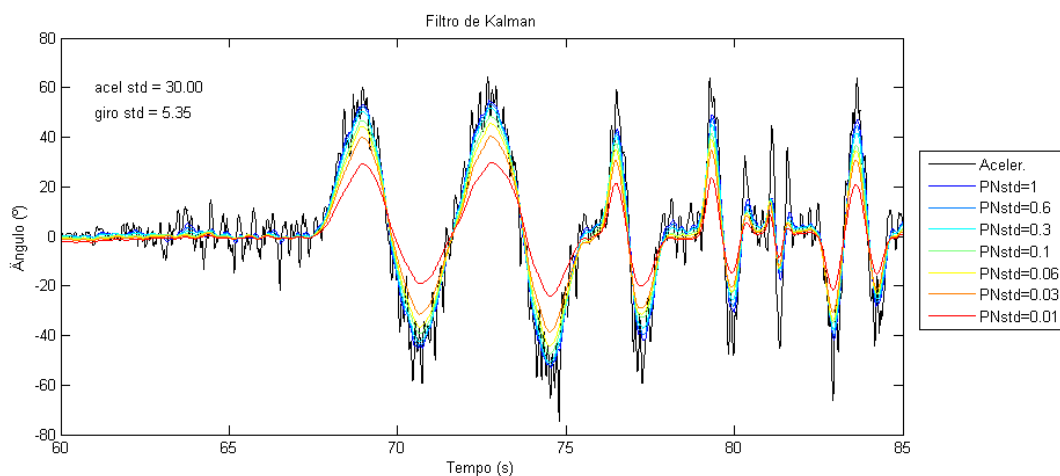


Figura 35: Comparação da resposta do filtro de Kalman variando a variância do processo, com variância dos sensores modificada.

4.4.2.3 COMPARAÇÃO

A figura 36 mostra uma comparação entre as melhores configurações obtidas para cada estimador. Pode-se observar que o resultado é bastante similar, ambos conseguem eliminar grande parte do ruído, especialmente durante lentas variações na inclinação, porém também atenuam parte do sinal durante rápidas variações. Essa semelhança ocorre porque a modelagem do processo no filtro de Kalman é semelhante a equação do filtro complementar.

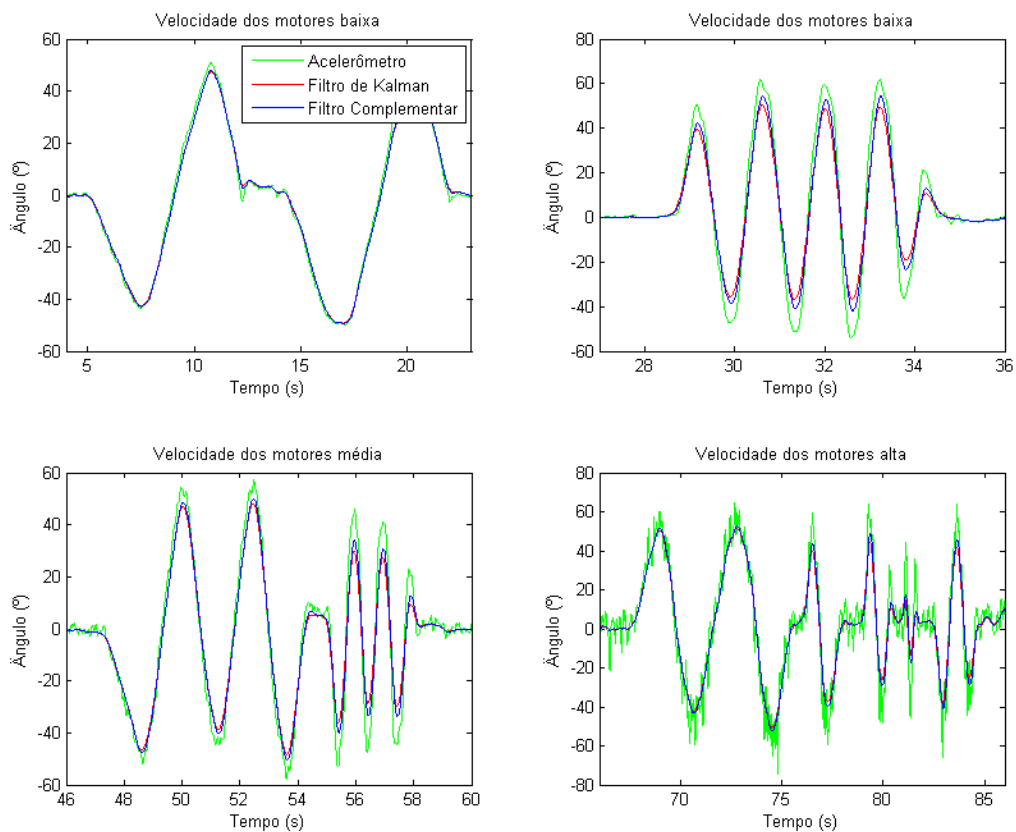


Figura 36: Comparação entre filtro complementar e filtro de Kalman.

O filtro de Kalman foi escolhido pois possui maior robustez na modelagem do sistema, permite modelar todo o processo e suas fontes de incerteza, enquanto o filtro complementar possui apenas um parâmetro para todo o sistema. A utilização do filtro de Kalman permite sua expansão no futuro para uma modelagem mais fiel ao sistema real, incluindo, por exemplo, os comandos recebidos pelo controlador.

4.4.3 CONTROLE PID

Três controladores em paralelo foram utilizados para o controle de estabilidade do quadricóptero. Os controladores de *roll* e *pitch* são controladores PID, possuem a mesma estrutura e utilizam os mesmos parâmetros, enquanto o controlador de *yaw* é um controlador PI e possui parâmetros diferentes.

Nos controladores de *roll* e *pitch*, ilustrados na figura 37, o erro é a diferença entre a referência recebida do rádio-controle e o ângulo estimado. Esse erro, multiplicado pela constante K_P , corresponde ao termo proporcional e a sua integração, multiplicada pela constante K_I , corresponde ao termo integral. A velocidade angular medida pelo giroscópio é multiplicada pela constante K_D e representa o termo derivativo. Portanto, tem-se os três termos da equação (22), onde $T_i = 1/K_I$ e $T_d = K_d$.

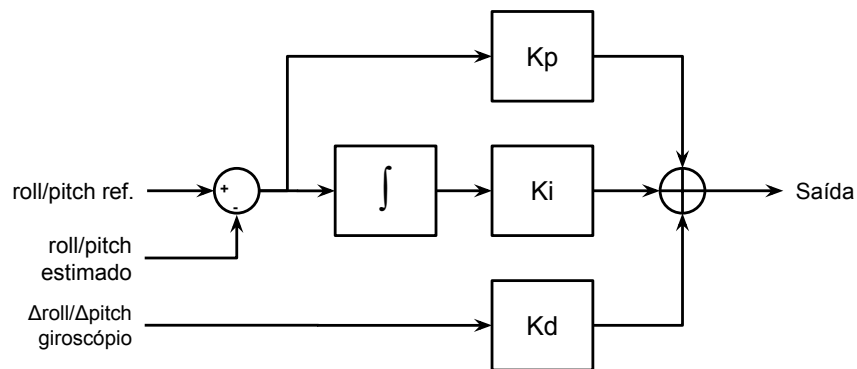


Figura 37: Controladores PID de *roll* e *pitch*.

O controlador de *yaw*, ilustrado na figura 38, tem uma estrutura diferente dos controladores anteriores. Como não é possível obter o ângulo *yaw* a partir do acelerômetro, o objetivo desse controlador é impedir rotações no eixo Z do quadricóptero. Portanto, foi utilizado um controlador PI, onde a velocidade angular é utilizada como erro. Sua equação também possui a forma da equação (22), onde $T_i = 1/K_I$ e $T_d = 0$.

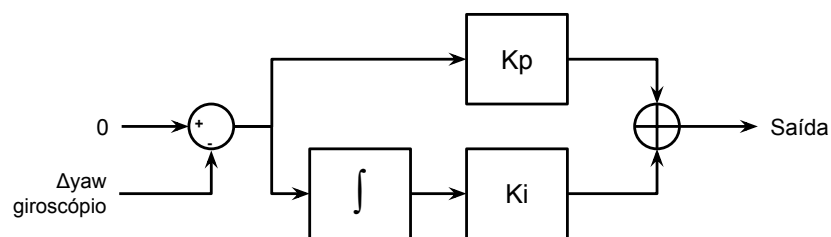


Figura 38: Controlador PI de *yaw*.

Os comandos de controle de cada motor, calculados pela soma ou subtração das saídas dos controladores, conforme a tabela 1, são os seguintes:

$$mtr(1) = throttle + pid_{pitch} + pid_{roll} + pid_{yaw}$$

$$mtr(2) = throttle + pid_{pitch} - pid_{roll} - pid_{yaw}$$

$$mtr(3) = throttle - pid_{pitch} - pid_{roll} + pid_{yaw}$$

$$mtr(4) = throttle - pid_{pitch} + pid_{roll} - pid_{yaw}$$

5 RESULTADOS E TESTES

Esse capítulo apresenta os testes realizados e resultados obtidos após concluída a fase de desenvolvimento do quadricóptero. Os testes foram divididos em três etapas: testes em plataforma com um grau de liberdade, testes em plataforma com dois graus de liberdade e testes de voo.

As primeiras etapas de testes foram realizadas com o quadricóptero montado na plataforma de teste desenvolvida (figura 17). Esta plataforma permitiu a realização dos testes com segurança, tanto do quadricóptero quanto das pessoas em volta, pois erros na implementação dos sistemas, especialmente no sistema de controle, poderiam causar comportamentos inesperados. Sua utilização, no entanto, modifica a dinâmica do sistema e pode não representá-lo fielmente.

5.1 TESTES EM PLATAFORMA COM UM GRAU DE LIBERDADE

Esta etapa corresponde ao período inicial de desenvolvimento do sistema de controle, utilizada para testar a integração do sistema e definir os parâmetros iniciais dos controladores, sendo que apenas o controle de *pitch* foi utilizado.

Após testadas diversas configurações de parâmetros, a estabilização do quadricóptero foi alcançada utilizando-se as constantes $K_{P_\theta} = 0,35$, $K_{D_\theta} = 0,2$ e $K_{I_\theta} = 0,002$, conforme ilustrado na figura 39. Nesta configuração, a amplitude máxima da oscilação foi de 3 graus e quando aplicado um degrau obteve-se, em média, um sobressinal de 100% e um tempo de estabilização de 4 segundos.

5.2 TESTES EM PLATAFORMA COM DOIS GRAUS DE LIBERDADE

Após atingida a estabilidade na plataforma com um grau de liberdade, esta foi modificada para permitir dois graus de liberdade (rotação em X e Y). Os testes foram iniciados com os parâmetros definidos na etapa anterior, mas desta vez utilizando os controles de *pitch* e

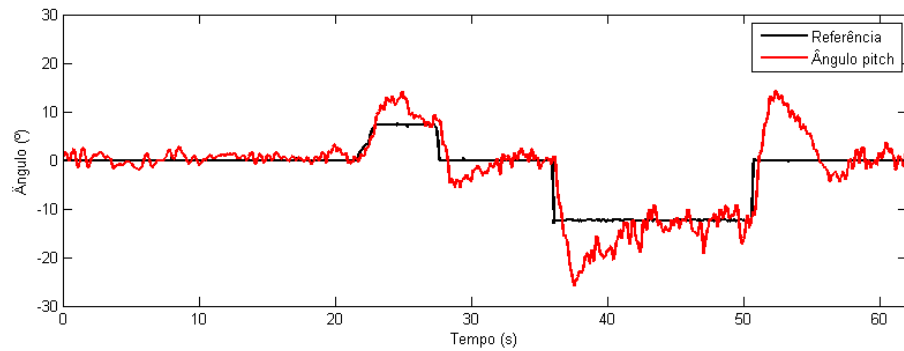


Figura 39: Estabilização no eixo Y ($K_{P_\theta} = 0,35$, $K_{D_\theta} = 0,2$ e $K_{I_\theta} = 0,002$).

roll.

Utilizando os mesmos parâmetros da etapa anterior para os dois controladores PID, a amplitude máxima da oscilação foi de 5 graus e quando aplicado um degrau obteve-se, em média, um sobressinal de 130% e um tempo de estabilização de 5 segundos. As saídas do sistema, assim como os sinais de referência, podem ser visualizados na figura 40.

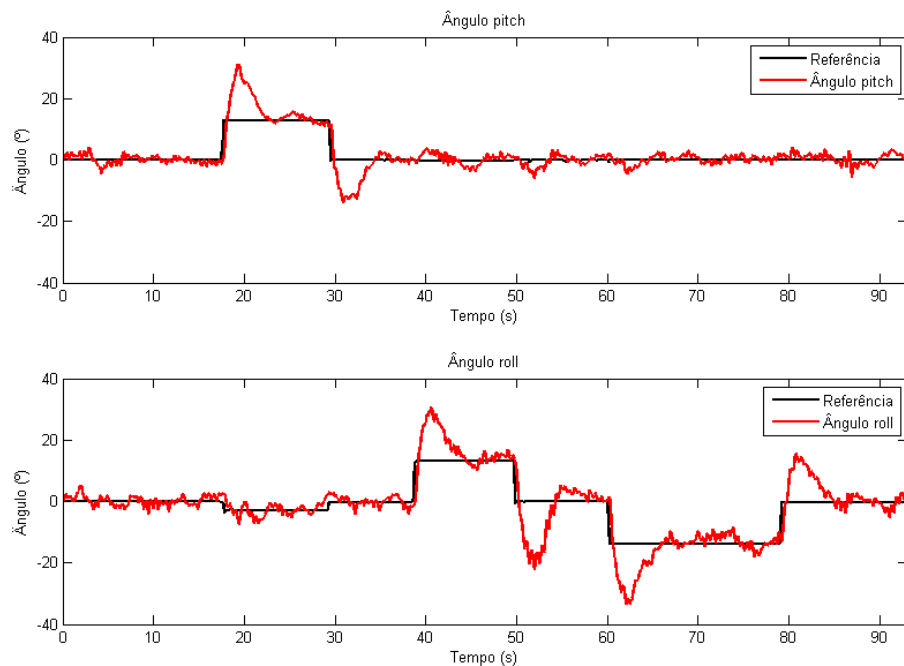


Figura 40: Estabilização nos eixos X e Y ($K_{P_{\theta\phi}} = 0,35$, $K_{D_{\theta\phi}} = 0,2$ e $K_{I_{\theta\phi}} = 0,002$).

5.3 TESTES DE VOO

Concluídos os testes em plataforma, o quadricóptero foi submetido a testes de voo *indoor* e *outdoor*, com controles de *pitch*, *roll* e *yaw* ativados. Como o sistema não possui

controles de posição e altitude, os movimentos de translação em X , Y e Z foram controlados por um piloto, de forma a evitar colisões e que o quadricóptero saia do raio de alcance do sistema de comunicação.

Voos estáveis do quadricóptero foram alcançados ajustando os parâmetros dos controladores PID de *pitch* e *roll* para ($K_{P_{\theta\phi}} = 0,25$, $K_{D_{\theta\phi}} = 0,12$ e $K_{I_{\theta\phi}} = 0,002$, enquanto os parâmetros do controlador PI de *yaw* foram ajustados para $K_{P_{\psi}} = 1$ e $K_{I_{\psi}} = 0,001$). A figura 41 apresenta a entrada *throttle* e as saídas do sistema em um teste de voo indoor. Observa-se que um *throttle* de aproximadamente 50% é suficiente para manter o quadricóptero planando, conforme previsto durante o projeto do sistema físico (seção 4.1), e a amplitude máxima da oscilação foi de 5 graus em ambos os eixos.

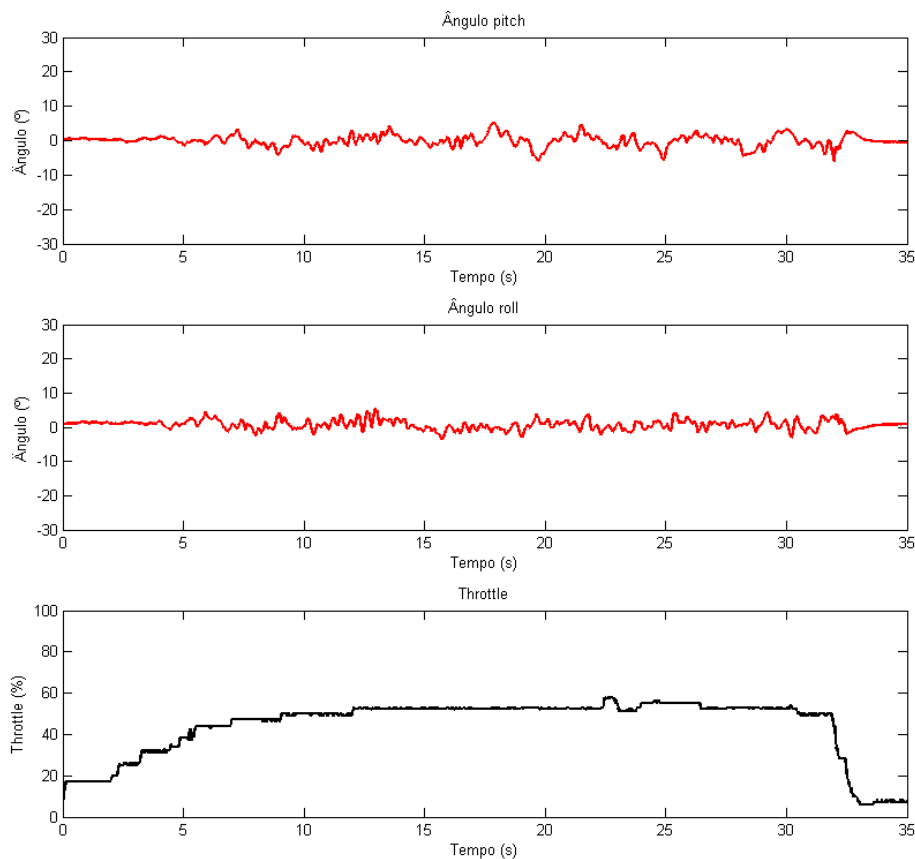


Figura 41: Teste de voo indoor ($K_{P_{\theta\phi}} = 0,25$, $K_{D_{\theta\phi}} = 0,12$, $K_{I_{\theta\phi}} = 0,002$, $K_{P_{\psi}} = 1$ e $K_{I_{\psi}} = 0,001$).

O comportamento do quadricóptero em ambiente *outdoor* foi testado em um parque da cidade, em uma região com grama e com baixa incidência de vento. Seu desempenho foi similar ao obtido em ambiente *indoor*, apenas requerendo maior frequência de comandos do piloto para compensar o vento e mantê-lo próximo. Neste ambiente também foi realizado um

teste de duração da bateria: iniciando com a bateria completamente carregada, o quadricóptero foi pilotado, executando manobras, de modo a aumentar o consumo de energia, até que a bateria se descarregasse. O tempo de voo total foi de, aproximadamente, 4 minutos.

O tempo de voo obtido no teste foi inferior aos 6,6 minutos esperados, parte se deve às manobras executadas, que exigiam mais potência do que os 50% previstos. Ao fim do voo, observou-se que a bateria ainda possuía tensão de 11,3 V, o que seria suficiente para continuar voando, porém, quando ligados os motores, essa tensão diminuiu e os ESCs utilizados contêm um circuito de limitador de tensão, que detecta quando a tensão da bateria está abaixo de um nível de segurança e desativa os motores. Portanto, sem essas limitações, o tempo de voo poderia ser maior.

6 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Neste trabalho foi projetado e desenvolvido um quadricóptero com controle de estabilização em três eixos (X , Y e Z), baseado em unidade de medição inercial de baixo desempenho, Filtro de Kalman e controle PID. Foram investigadas as principais fontes de ruído presentes no sistema e apresentadas técnicas para atenuar o ruído e filtrar as leituras dos sensores, permitindo estimar o estado com maior precisão.

O desenvolvimento foi realizado em três etapas. Na primeira etapa o quadricóptero foi montado em uma plataforma com um grau de liberdade (rotação no eixo Y), a qual fornecia um ambiente controlado, facilitando a experimentação e validação do sistema de controle e garantia a segurança tanto do equipamento quanto dos desenvolvedores. Na segunda etapa a plataforma anterior foi adaptada para permitir dois graus de liberdade (rotações nos eixos X e Y). Em seguida, na terceira etapa, foram conduzidos experimentos reais de teste de voo, em ambientes *indoor* e *outdoor*.

A estrutura física do quadricóptero foi projetada de forma que o voo seja atingido com metade da potência dos motores, permitindo boa manobrabilidade e cargas adicionais, e a massa total menor que 1 quilograma. Os motores *brushless* EMAX CF2822, em conjunto com hélices 8x4,5, geram, cada um, um empuxo máximo de 690 g e são controlados por controladores eletrônicos de velocidades. A bateria de 2,200 mAH fornece uma autonomia de voo de 6,6 minutos, no entanto, uma maior autonomia pode ser alcançada utilizando-se baterias com maior capacidade.

Dois canais de comunicação compõem o sistema, um para recebimento de dados de voo em tempo real e configuração do quadricóptero, através de um computador, e outro para um piloto controlá-lo manualmente. O primeiro canal envia os dados de voo a uma taxa de 100 Hz, e este sistema foi bastante utilizado durante o desenvolvimento do sistema de controle, permitindo tanto a análise em tempo real do sistema implementado como o armazenamento dos dados no computador para análise posterior. O protocolo de comunicação desenvolvido permite a criação de novos comandos para aplicações futuras.

Uma placa de circuito impresso face simples foi suficiente para o sistema embarcado, pois não houve necessidade de nenhum circuito adicional para interligar os seus componentes. Além desta PCI, uma plataforma de amortecimento foi desenvolvida para amortecer as vibrações provenientes das hélices dos motores. Essa plataforma é presa ao chassi por pequenos amortecedores reaproveitados de unidades de CD/DVD-ROM, enquanto a PCI é parafusada na sua parte superior. A utilização da placa Stellaris LaunchPad LM4F120, com unidade de ponto flutuante e executando a 80 MHz, permitiu a execução do *software* a uma taxa de 400 Hz.

Grande parte do esforço desse trabalho foi dedicado ao projeto do sistema de controle. Duas técnicas foram analisadas para estimação de estados: o filtro complementar e filtro de Kalman; esses estimadores realizam uma fusão de sensores, combinando as leituras do acelerômetro e do giroscópio para estimar com maior precisão os ângulos do quadricóptero. O filtro de Kalman, técnica já bastante difundida, foi escolhido por ter maior robustez e permitir melhorias futuras, porém sozinho não foi suficiente para filtrar as incertezas. Adicionalmente, filtros passa-baixas foram aplicados nas leituras dos sensores para atenuar o ruído branco de alta frequência presente no sinal. Uma das grandes dificuldades, além da atenuação do ruído, foi a determinação dos parâmetros do filtro de Kalman, definidos por matrizes de covariância dos ruídos. Após estimado o estado, cada ângulo e sua taxa de variação eram aplicados em controladores PID tradicionais paralelos, um para cada eixo do quadricóptero.

Em face das dificuldades encontradas, inerentes ao controle de helicópteros, corroborada pela história dos quadricópteros e por diversos trabalhos correlatos (seção 2.2), os resultados obtidos nesse trabalho foram satisfatórios e os objetivos foram cumpridos. A estabilização do quadricóptero foi alcançada nas três etapas, obtendo, em média, uma oscilação máxima de cinco graus. A resposta ao degrau, no entanto, não foi muito satisfatória, apresentando um sobressinal superior a 100% e tempo de estabilização da ordem de cinco segundos, porém acredita-se que com um ajuste fino seja possível melhorar a resposta. Os testes de voo foram bastante satisfatórios, o quadricóptero apresentou uma resposta rápida aos comandos e não exigia muitos comandos para evitar que ele colidisse. Acredita-se também que a pequena oscilação observada durante os voos pode ser reduzida com um ajuste mais fino dos controladores.

6.1 DIFICULDADES ENCONTRADAS

Comparando-se o cronograma executado com o cronograma planejado, apresentado na tabela 5. Observa-se um aumento de 232 horas no total de horas, além de um hiato de 1 ano e 5 meses entre as tarefas 1 e 2. O aumento do número de horas ocorreu devido

a dificuldades encontradas para estabilizar o quadricóptero, ocasionadas por diversos fatores descritos anteriormente, requerendo modificações no sistema embarcado, aumentando o tempo de projeto do sistema de controle, o tempo de testes, e o tempo de escrita da monografia. Quanto ao hiato no desenvolvimento, este ocorreu, inicialmente, devido a alta carga de trabalho requerida pelas disciplinas da graduação, aliado a disciplina de Trabalho de Conclusão de Curso (TCC) 1 ter sido cursada restando três semestres antes de TCC 2, o que permitiu uma grande pausa no desenvolvimento do projeto. Em seguida, após concluídas as disciplinas da graduação, o autor se encontrava desmotivado a continuar, devido ao longo período afastado do projeto, e pouco foi desenvolvido nesse período.

Tabela 5: Cronograma planejado x executado

Tarefa	Planejado		Executado		
	Período	Horas	Período	Horas	
1	Aquisição e montagem da estrutura física	15/04/13 a 16/06/13	60	15/04/13 a 16/06/13	60
2	Projeto e implementação do sistema de comunicação	17/06/13 a 28/07/13	54	24/11/14 a 05/01/15	54
3	Projeto e construção do sistema embarcado	17/06/13 a 28/07/13	66	24/11/14 a 26/04/15	90
4	Projeto e implementação do sistema de controle	15/07/13 a 22/09/13	126	26/04/15 a 26/05/15	204
5	Idealização e condução de experimentos reais de teste de navegação	19/08/13 a 29/10/13	80	05/03/15 a 31/05/15	160
6	Elaboração da monografia de TCC	05/06/13 a 09/10/13	190	18/03/15 a 10/06/15	240
7	Entrega da monografia e defesa do TCC	02/10/13 a 02/10/13	4	12/06/15 a 12/06/15	4
Total de horas			580		812

6.2 TRABALHOS FUTUROS

Além dos ajustes nos controles implementados, há uma série de avanços que podem ser feitos no sistema desenvolvido, como:

- Melhorias na estrutura física, com o objetivo de reduzir a vibração das hélices, irão reduzir a instabilidade do quadricóptero, aumentando a relação sinal-ruído, diminuindo o consumo e, conseqüentemente, aumentando o tempo de voo.
- Reprogramar os ESCs para o tipo correto de bateria permitirá um melhor aproveitamento da carga da bateria.

- Melhoria do controle de *yaw* com o uso da bússola digital existente. Essa bússola pode ser utilizada como referência absoluta de orientação no eixo Z, permitindo “travar” o quadricóptero em uma orientação fixa.
- Um controle de altitude pode ser desenvolvido utilizando o barômetro existente e ainda aprimorado com a utilização de um sonar compatível com a PCI desenvolvida.
- Um ou mais sonares também podem ser utilizados para evitar colisões.

Emfim, este trabalho é apenas o primeiro passo de uma série de outros projetos que podem aproveitar utilizar-se do veículo desenvolvido. Há um grande ramo de aplicações para quadricópteros, como no estudo de algoritmos de controle, para estabilização; inteligência artificial, para navegação autônoma; processamento de imagens, para mapeamento e localização; sistemas multi-agentes, no estudo de comportamento coletivo; entre outros.

REFERÊNCIAS

- ALTUG, E.; OSTROWSKI, J.; MAHONY, R. Control of a quadrotor helicopter using visual feedback. In: **Robotics and Automation, 2002. Proceedings. ICRA '02. IEEE International Conference on**. [S.l.: s.n.], 2002. v. 1, p. 72–77 vol.1.
- BAZANELLA, A. S.; SILVA, J. M. G. da. **Ajuste de Controladores PID**. Universidade Federal do Rio Grande do Sul, abril 2000.
- BORENSTEIN, J. The hoverbot – an electrically powered flying robot. 1993.
- BOUABDALLAH, S. **Design and control of quadrotors with application to autonomous flying**. Tese (Doutorado) — École Polytechnique Fédérale de Lausanne, Lausanne, Switzerland, 2007.
- COLTON, S. **The Balance Filter**. [S.l.], junho 2007.
- DRYANOVSKI, I.; MORRIS, W.; XIAO, J. An open-source pose estimation system for micro-air vehicles. In: **Robotics and Automation (ICRA), 2011 IEEE International Conference on**. [S.l.: s.n.], 2011. p. 4449–4454. ISSN 1050-4729.
- EMAX. **CF2822**. 2015. Disponível em: <<http://www.emaxmodel.com/brushless-motor/cf-series-motors/cf2822.html>>. Acesso em: 3 de maio de 2015.
- HOFFMANN, G. et al. The stanford testbed of autonomous rotorcraft for multi-agent control (STARMAC). In: **23rd Digital Avionics System Conference**. [S.l.: s.n.], 2004.
- HOFFMANN, G. M. et al. Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment. In: **AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit**. [S.l.: s.n.], 2007.
- KROO, I.; PRINZ, F. **The Mesicopter: A Miniature Rotorcraft Concept**. [S.l.], 2001.
- LAMBERMONT, P. **Convertawings Model A**. 2013. Disponível em: <http://www.aviastar.org/helicopters_eng/convertawings.php>. Acesso em: 12 de março de 2013.
- LEISHMAN, J. G. **A History of Helicopter Flight**. 2000. Disponível em: <<http://terpconnect.umd.edu/~leishman/Aero/history.html>>. Acesso em: 12 de março de 2013.
- LOPES, R. V. et al. Model predictive control applied to tracking and attitude stabilization of a VTOL quadrotor aircraft. In: **21st International Congress of Mechanical Engineering**. Natal, RN, Brazil: [s.n.], 2011. p. 24–28.
- LUPASHIN, S. et al. A simple learning strategy for high-speed quadrocopter multi-flips. In: **IEEE. Robotics and Automation (ICRA), 2010 IEEE International Conference on**. [S.l.], 2010. p. 1642–1648.

- MELO, A. S. de. **Implementação de um Quadrotor como Plataforma de Desenvolvimento para Algoritmos de Controle**. Dissertação (Mestrado) — Universidade Federal do Espírito Santo, 2010.
- MICHAEL, N. et al. The GRASP multiple micro-UAV testbed. In: **IEEE Robotics & Automation Magazine**. [S.l.: s.n.], 2010.
- NICE, E. **Design of a four rotor hovering vehicle**. Tese (Mestrado) — Cornell University, 2004.
- PURWIN, O.; D'ANDREA, R. Performing aggressive maneuvers using iterative learning control. In: **IEEE. Robotics and Automation, 2009. ICRA'09. IEEE International Conference on**. [S.l.], 2009. p. 1731–1736.
- RCGROUPS. **Discussão: ESC Response Testing (kapteinkuk)**. maio 2012. Disponível em: <<http://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?t=1250488>>. Acesso em: 6 de maio de 2015.
- SANTANA, D. D. S. **Navegação terrestre usando unidade de medição inercial de baixo desempenho e fusão sensorial com Filtro de Kalman adaptativo suavizado**. Tese (Doutorado) — Escola Politécnica - Universidade de São Paulo, 2011.
- SANTOS, A. M. dos. **EMAX 2822, sua experiencia aqui + Tabela de empuxo/consumo**. setembro 2007. Disponível em: <<http://www.e-voo.com/viewtopic.php?t=28745>>. Acesso em: 14 de maio de 2015.
- SHEN, S.; MICHAEL, N.; KUMAR, V. Autonomous indoor 3d exploration with a micro-aerial vehicle. In: **Robotics and Automation (ICRA), 2012 IEEE International Conference on**. [S.l.: s.n.], 2012. p. 9–15. ISSN 1050-4729.
- SILVA FILHO, G. L.; RUDIGER, G. T.; NASCIMENTO, J. P. M. do. **Quadricoptero**. 2011. Disponível em: <<http://pessoal.utfpr.edu.br/msergio/Monog-11-2-Quadricoptero.pdf>>. Acesso em: 19 de março de 2013.
- STOWERS, J.; HAYES, M.; BAINBRIDGE-SMITH, A. Altitude control of a quadrotor helicopter using depth map from microsoft kinect sensors. In: **Mechatronics (ICM), 2011 IEEE International Conference on**. [S.l.: s.n.], 2011. p. 358–362.
- WELCH, G.; BISHOP, G. **An Introduction to the Kalman Filter**. Chapel Hill, NC 27599-3175, Julho 2006.