

Gabriel Felipe Vieira de Sousa

**Controle linear quadrático integral experimental para um veículo
aéreo não tripulado do tipo quadricóptero**

UBERLÂNDIA

2021

Gabriel Felipe Vieira de Sousa

**Controle linear quadrático integral experimental para um veículo
aéreo não tripulado do tipo quadricóptero**

Trabalho de Conclusão de Curso em Engenharia de Controle e Automação da Universidade Federal de Uberlândia – UFU – Campus Santa Mônica, como requisito para a obtenção do título de graduação em engenharia de controle e automação.

Universidade Federal de Uberlândia – UFU

Faculdade de Engenharia Elétrica

Orientador: Prof. Dr. Aniel Silva de Moraes

UBERLÂNDIA

2021

Sousa, Gabriel Felipe Vieira de

Controle linear quadrático integral experimental para um veículo aéreo não tripulado do tipo quadricóptero/ **Gabriel Felipe Vieira de Sousa**. - **UBERLÂNDIA, 2021**- 59 p.; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. Aniel Silva de Morais

Trabalho de Conclusão de Curso - Universidade Federal de Uberlândia - UFU
Faculdade de Engenharia Elétrica. **2021**.

Inclui bibliografia.

1. Controle 1. 2. Quadricóptero 2. 2. Rastreamento de Vôo 3. I. Aniel Silva de Morais. II. Universidade Federal de Uberlândia. III. Faculdade de Engenharia Elétrica. IV. Engenharia de Controle e Automação.



UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
 Coordenação do Curso de Graduação em Engenharia de Controle e Automação
 Av. João Naves de Ávila, 2121 - Bairro Santa Mônica, Uberlândia-MG, CEP 38400-902
 Telefone: -



ATA DE DEFESA - GRADUAÇÃO

Curso de Graduação em:	Engenharia de Controle e Automação				
Defesa de:	Trabalho de Conclusão de Curso - FEELT32902				
Data:	27/09/2021	Hora de início:	16:00	Hora de encerramento:	17:00
Matrícula do Discente:	11521EAU009				
Nome do Discente:	Gabriel Felipe Vieira de Sousa				
Título do Trabalho:	Controle linear quadrático integral experimental para um veículo aéreo não tripulado do tipo quadricóptero				
A carga horária curricular foi cumprida integralmente?	(X) Sim () Não				

Reuniu-se, por meio de videoconferência, a Banca Examinadora, designada pelo Colegiado do Curso de Graduação em Engenharia de Controle e Automação, assim composta: Prof(a). Dr(a). Eder Alves de Moura - FEELT/UFU; Prof(a). Dr(a). Josué Silva de Moraes - FEELT/UFU; Prof(a). Dr(a). Gabriela Vieira Lima - FEELT/UFU - coorientador(a) do(a) candidato(a) e Prof(a). Dr(a). Aniel Silva de Moraes - FEELT/UFU - orientador(a) do(a) candidato(a).

Iniciando os trabalhos, o(a) presidente da mesa, Prof(a). Dr(a). Aniel Silva de Moraes, apresentou a Comissão Examinadora e o candidato(a), agradeceu a presença do público, e concedeu ao discente a palavra, para a exposição do seu trabalho. A duração da apresentação do discente e o tempo de arguição e resposta foram conforme as normas do curso.

A seguir o(a) senhor(a) presidente concedeu a palavra, pela ordem sucessivamente, aos(às) examinadores(as), que passaram a arguir o(a) candidato(a). Ultimada a arguição, que se desenvolveu dentro dos termos regimentais, a Banca, em sessão secreta, atribuiu o resultado final, considerando o(a) candidato(a):

Aprovado(a) sem nota.

Nada mais havendo a tratar foram encerrados os trabalhos. Foi lavrada a presente ata que após lida e achada conforme foi assinada pela Banca Examinadora.

Documento assinado eletronicamente por **Aniel Silva de Moraes, Professor(a) do Magistério Superior**, em 27/09/2021, às 17:15, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do



[Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015.](#)



Documento assinado eletronicamente por **Josué Silva de Moraes, Professor(a) do Magistério Superior**, em 27/09/2021, às 17:17, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015.](#)



Documento assinado eletronicamente por **Gabriela Vieira Lima, Professor(a) do Magistério Superior**, em 27/09/2021, às 17:17, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015.](#)



Documento assinado eletronicamente por **Eder Alves de Moura, Professor(a) do Magistério Superior**, em 27/09/2021, às 17:40, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015.](#)



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site https://www.sei.ufu.br/sei/controlador_externo.php?acao=documento_conferir&id_orgao_acesso_externo=0, informando o código verificador **3044342** e o código CRC **9EC0BB6F**.

Dedico todo o esforço que depus neste trabalho aos meus avós Waldir (in memoriam) e Nalva (in memoriam) que não estão mais entre nós, mas sempre acreditaram em mim. Suas lembranças me inspirarão para todo o sempre.

Agradecimentos

Agradeço primeiramente à Deus, por ter me dado força e motivação para alcançar os objetivos que almejo.

À minha família, que sempre me apoiou e fez inúmeros sacrifícios para eu conseguir chegar até aqui, que me incentivaram nos momentos turbulentos e compreenderam a minha ausência enquanto eu me dedicava à realização da minha tão sonhada graduação.

Ao professor Aniel Silva de Moraes, por ter sido meu orientador e ter desempenhado tal função com dedicação e amizade e que muitas vezes respondia a meus questionamentos de madrugada. À professora Gabriela Vieira Lima, que me permitiu descobrir esse campo de pesquisa e que me fez crescer como profissional.

À Global Affairs Canadá, por ter fomentado o desenvolvimento do projeto, à Université Laval, e ao Laboratoire d'Optimisation de Procédés (LOOP) por toda a estrutura e apoio disponibilizado.

Ao professor André Desbiens, por ter confiado no meu trabalho e acreditado na parceria e cooperação entre a Universidade Federal de Uberlândia e a Université Laval.

Aos docentes do curso de Engenharia de Controle e Automação, pelas correções e ensinamentos que me permitiram ser o profissional que sou hoje.

Aos membros do Laboratório de Automação, Sistemas Eletrônicos e Controle (LASEC), que me permitiram um excelente convívio e uma grande troca de experiência.

Por fim, agradeço a meus amigos, que sempre estiveram por perto nas situações difíceis e que sempre me proporcionam momentos de alegria e descontração mesmo em meio às situações adversas.

*“De frente à rocha, a
correnteza sempre vence, não pela força mas
sim pela perseverança.”,*

(Jackson Brown)

RESUMO

Partindo dos avanços obtidos nas áreas de sensoriamento e processamento de informações, torna-se possível o desenvolvimento de técnicas de controle avançadas aplicadas em veículos aéreos não tripulados. Em meio à crescente aplicação de técnicas de controle avançadas, este tipo de veículo ainda apresenta grandes desafios devido à sua dinâmica não linear. Neste aspecto, o presente trabalho propõe o desenvolvimento de um sistema para o controle LQI experimental de altitude (X, Y e Z e guinada). Para fins de simulação e projeto dos controladores, foi utilizado a modelagem matemática do veículo. Para validar a simulação, foi realizada a implementação experimental, na qual observou-se que o veículo foi capaz de seguir os comandos de voo de modo suave e com precisão satisfatória.

Palavras-chave: Modelagem Dinâmica, Sistemas de Controle de Posição, Controle LQI, Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT).

ABSTRACT

Based on the advances obtained in the areas of sensing and information processing, it is possible to develop advanced control techniques applied to unmanned aerial vehicles. Amongst the growing application of advanced control techniques, this type of vehicle still presents many challenges due to its non-linear dynamics. In this aspect, the present work proposes the development of a system for experimental LQI control of altitude (X, Y and Z and yaw). For purposes of simulation and design of the controllers, mathematical modeling of the vehicle was used. To validate the simulation, an experimental implementation was performed, in which it was observed that the vehicle was able to follow the flight commands smoothly and with satisfactory precision.

Keywords: Dynamic Modeling, Positional Control Systems, LQI Control, Unmanned Aerial Vehicle (UAV).

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 - Primeiro quadricóptero (Gyroplane No. 1).....	16
Figura 2 - Flying Octopus de Bothezat.	17
Figura 3 - Sentido de rotação das hélices do quadricóptero. Adaptado de (Quanser, 2010)	19
Figura 4 – Descrição do movimento do quadricóptero em relação à variação da velocidade de rotação rotor. Adaptado de (Quanser, 2010).....	20
Figura 5. Estrutura de Controle LQI.....	21
Figura 6. Diagrama do Filtro de Kalman - Fonte: (Liang, 2017)	25
Figura 7. Convenção da representação adotada no espaço tridimensional	27
Figura 8. Conjunto de rotor e hélice do Qball-X4	28
Figura 9. Placa HiQ DAQ com Gumsxtix integrado	28
Figura 10. Câmeras Optitrack	30
Figura 11. Espaço de voo.....	30
Figura 12. Estrutura de operação para envio e recepção de sinais	31
Figura 13. Modelo dos eixos de rolagem e arfagem.....	34
Figura 14. Desacoplamento entre as dinâmicas da aeronave. Fonte: (Lima G. V., 2019).....	39
Figura 15. Estrutura dos controladores rotacionais e do controlador Z	40
Figura 16. Estrutura dos controladores de posição X e Y	40
Figura 17. Representação do desacoplador estático	41
Figura 18. Estrutura do Simulador.....	43
Figura 19. Controle translacional da posição Y (análogo à posição X)	44
Figura 20. Controle de Guinada	44

Figura 21. Controle de Altitude (eixo Z).....	44
Figura 22. Sinais de Entrada do Desacoplador	45
Figura 23. Modelo de aquisição da posição (X,Y e Z) do quadricóptero	47
Figura 24. Blocos utilizados para a definição da placa do veículo e configuração do watchdog.....	48
Figura 25. Estrutura utilizada para recebimento de informações do sistema de câmeras.....	49
Figura 26. Implementação dos Controladores Experimentais	51
Figura 27. Desacoplamento e envio de sinais aos motores	52
Figura 28. Ensaio de voo - Posição Z.....	53
Figura 29. Ensaio de voo posição Y	53
Figura 30. Ensaio de voo - Posição X	54
Figura 31. Ensaio de voo - Guinada.....	54

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Comparativo entre tipos de VANT's (1 = Ruim, 4 = Muito bom).....	15
Tabela 2. Especificações do computador que opera o sistema	30
Tabela 3. Parâmetros do Qball-X4	38
Tabela 4. Matrizes de ponderação dos controladores.....	41

SUMÁRIO

1. Introdução	15
1.1 Histórico	16
1.2 Objetivos	17
1.3 Justificativas	17
2. Fundamentação Teórica	18
2.1 Dinâmica de um quadricóptero convencional	19
2.2 Controlador Linear Quadrático Integral (LQI)	20
2.3 Filtro de Kalman	23
2.5 Conclusões	25
3. Qball-X4	26
3.1 Sistema QUARC	29
3.2 Dinâmica dos atuadores	32
3.2.1 Modelagem dos movimentos de arfagem e rolagem	33
3.2.2 Modelagem da altitude do quadricóptero (eixo Z)	35
3.2.3 Modelagem da posição X e Y	35
3.2.4 Modelagem da Guinada	36
3.2.5. Linearização do Modelo	37
3.2.6. Parâmetros do Qball	37
3.2.5. Projeto de Controle	38
3.2.5. Sintonia dos controladores	41
4. Resultados	43
4.1 Desenvolvimento da Simulação	43
4.2 Implementação Experimental	46
4.3 Resultados e discussões	52
5. Conclusões	56
6. Trabalhos Futuros	57
7. Referências Bibliográficas	58

1. Introdução

A última década presenciou o desenvolvimento de veículos aéreos não tripulados, também conhecidos como VANT's. Esses veículos vêm ganhando destaque devido as suas amplas aplicações em áreas civis e militares, tal fato se tornou promissor aos pesquisadores para desenvolverem pesquisas nessa área (XIU, A.H., *et al.*, 2017).

O desenvolvimento de materiais leves, a melhoria da relação entre força e peso, a miniaturização do motor e sistemas de controle, tem sido os fatores que transformaram o quadricóptero (ou quadrirrotor) viável, além disso, esse tipo de VANT apresenta diversas vantagens quando comparado com aviões ou helicópteros convencionais (A, V, *et al.*, 2014).

Diversos estudos foram publicados na área de controle de veículos aéreos não tripulados, sobretudo utilizando aviões e helicópteros, contudo o quadricóptero tem ganhado destaque. A Tabela 1 apresenta uma comparação do quadrirrotor com outros VANT's.

Tabela 1 - Comparativo entre tipos de VANT's (1 = Ruim, 4 = Muito bom)

	A	B	C	D	E	F	G	H
Custo Energético	2	2	2	2	1	4	3	3
Custo de Controle	1	1	4	2	3	3	2	1
Capacidade de Carga (<i>payload</i>)	2	2	4	3	3	1	2	1
Manobrabilidade	4	3	2	2	3	1	3	3
Simplicidade Mecânica	1	2	3	1	4	4	1	1
Voo em Baixa Velocidade	4	3	4	3	4	4	2	2
Voo em Alta Velocidade	2	4	1	2	3	1	3	3
Miniaturização	2	3	4	2	3	1	2	4
Voo Estacionário	4	4	4	4	4	3	1	2
Total	22	24	28	21	28	22	19	20

A: Helicóptero Convencional; B: Rotor Axial; C: Rotores Coaxiais; D: Rotores Tandem; **E: Quadricóptero**; F: Dirigível; G: Modelo Pássaro; H: Modelo Inseto.

Fonte: (Bouabdallah, 2007)

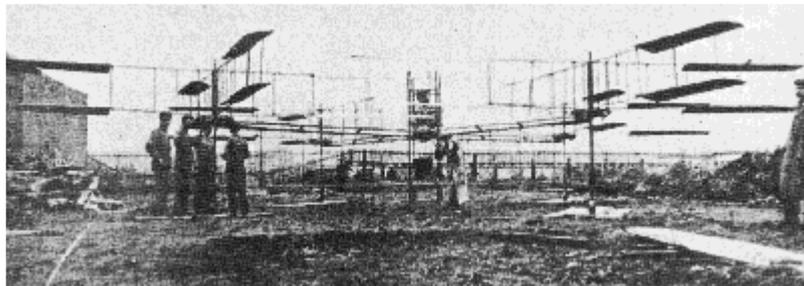
A principal desvantagem do quadricóptero se dá ao fato de que grande parte destes veículos utilizam motores elétricos alimentados por baterias, nas quais a relação entre quantidade de carga armazenada pela massa é relativamente pequena (HUGGINS, 2008).

O trabalho é dividido em: fundamentação teórica, estudo da modelagem matemática, obtenção de parâmetros, projeto de controladores, implementação do modelo, resultados, conclusões e trabalhos futuros.

1.1 Histórico

No princípio do século XX em Kitty Hawk, nos Estados Unidos, uma marca de bicicleta francesa conhecida como Paul Cornu construiu uma máquina de voo vertical que transportou um ser humano da terra pela primeira vez. A estrutura da aeronave era simples, com um rotor em cada extremidade. Cada rotor possuía dois motores relativamente grandes. Os rotores giravam em direções opostas, o que permitia o anular a reação do torque. A máquina desenvolvida pesava cerca de 578 kg e era capaz de realizar voos por poucos segundos em baixas altitudes, mas seu desempenho não era considerado satisfatório, certamente o motor utilizado era ineficiente para manter a aeronave pairando ao desconsiderar o efeito solo (LEISHMAN, 2000). A Figura 1 apresenta a aeronave em questão, também conhecida como Gyroplane No. 1.

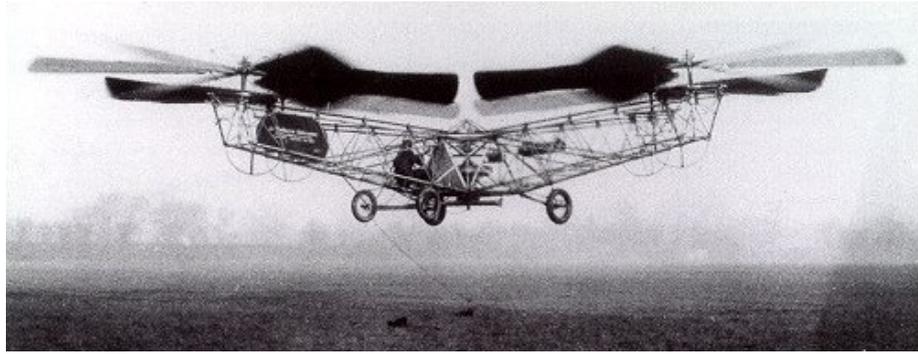
Figura 1 - Primeiro quadrirrotor (Gyroplane No. 1)



Fonte: (Leishman, 2000)

Apesar de diversos outros cientistas e pesquisadores terem desenvolvido veículos aéreos com asas rotativas, apenas em 1922 o quadrotor de Jerome de Bothezat, denominado “Flying Octopus” (vide Figura 2) realizou voos com êxito por várias vezes, embora realizados em baixa altitudes e em velocidade lenta. No entanto, devido à sua baixa performance, altos custos e o interesse por outros tipos de veículos militares o projeto foi cancelado (LEISHMAN, 2000).

Figura 2 - Flying Octopus de Bothezat.



Fonte: (Leishman, 2000)

Sendo assim, apenas na década de 80, com avanços tecnológicos em miniaturização de sensores e atuadores é que os quadricópteros ressurgiram pertencendo então ao grupo de veículos aéreos não tripulados. A partir disso, pesquisadores em todo o mundo vêm desenvolvendo tecnologias aplicadas em VANT's, que em sua maioria são controlados via rádio, contudo, o vôo autônomo de tais veículos são desafiadores, visto que distúrbios aerodinâmicos e incertezas paramétricas promovem instabilidades para a aeronave.

1.2 Objetivos

O principal objetivo deste trabalho, é capacitar um quadricóptero a desenvolver de forma totalmente autônoma, a realização de uma trajetória de forma rápida e sem necessidade de colocar um ser humano em perigo. O quadricóptero QBALL-X4 será usado na realização de testes experimentais e seu modelo será apresentado com base para a concepção dos controladores.

Os objetivos específicos do projeto são:

- Estabelecer a comunicação entre o quadricóptero e o computador;
- Desenvolver técnicas de controle que garantam a estabilidade do veículo;
- Validação do projeto dos controladores através de ensaios experimentais;

1.3 Justificativas

Diante do grande avanço tecnológico, e o desenvolvimento de técnicas de controle voltadas para segurança, os VANT's estão ganhando destaque nesse cenário. Desse

modo, veículos aéreos não tripulados estão sendo utilizados em tarefas que proporcionariam riscos ao ser humano (XIU, A.H., *et al.*, 2017). Tal fato tem atraído pesquisadores de diversas áreas a fim de desenvolverem técnicas autônomas e eficazes para tarefas que, anteriormente, eram executadas por humanos que se colocavam em risco, como atividades de busca em ambientes adversos, patrulhamentos, até mesmo, como radares de veículos automóveis.

Embora haja na literatura técnicas de controle para tais veículos, em sua grande parte, tais técnicas são apresentadas para modelos simulados do quadricóptero, contudo deve-se levar em consideração que um sistema real apresenta distúrbios e alterações não lineares resultantes do ambiente de voo. Assim se faz necessário realizar testes experimentais, o que colocaria à prova o desempenho do controlador.

2. Fundamentação Teórica

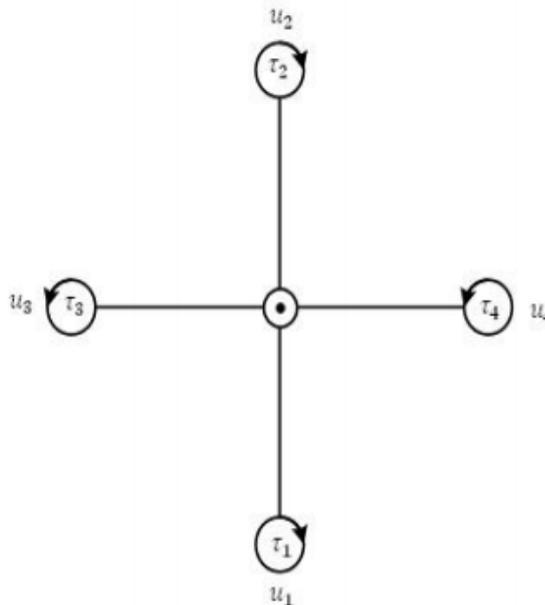
Neste tópico serão embasadas algumas teorias principais cujo conhecimento é necessário para uma melhor compreensão do presente trabalho. A princípio será

apresentado o funcionamento de um quadricóptero bem como sua estrutura. Por fim, será abordado a teoria de sistemas de controle bem como a filtragem de Kalman, conceitos estes que são de suma importância para a compreensão do desenvolvimento do trabalho.

2.1 Dinâmica de um quadricóptero convencional

Como apresentado anteriormente, o quadricóptero pertence ao grupo de veículos aéreos com asas rotativas, e sua dinâmica está associada à variação da velocidade de cada um dos rotores. Dessa forma, a regra geral é manter dois rotores em sentidos opostos girando em um mesmo sentido, o que elimina a utilização de um rotor de cauda, como utilizado nos helicópteros convencionais para garantir a estabilização da guinada (COSTA, 2008). A Figura 3 ilustra o sentido de rotação das hélices do veículo.

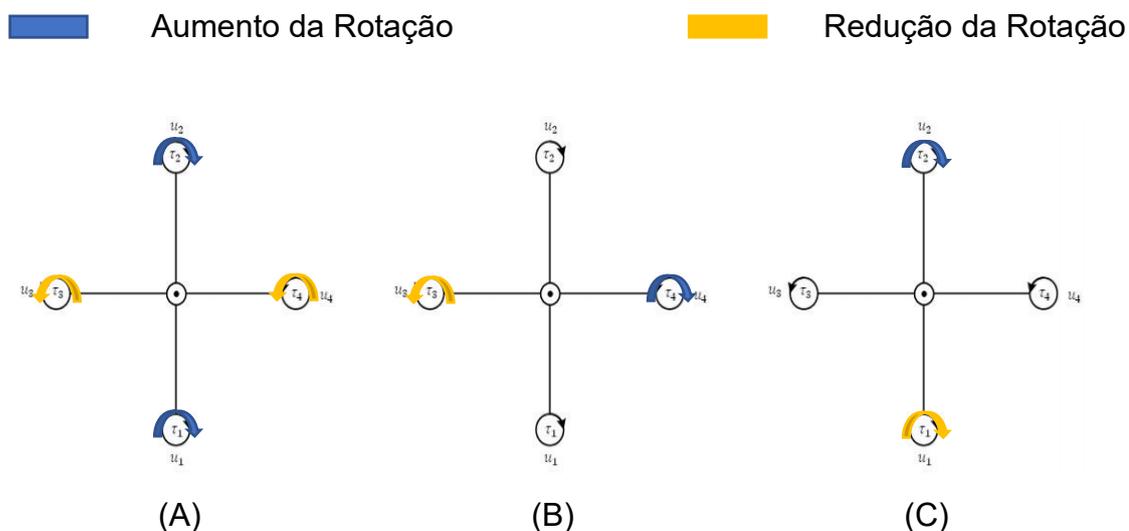
Figura 3 - Sentido de rotação das hélices do quadricóptero.



Adaptado de (QUANSER, 2010)

Ao introduzir uma variação de guinada (ψ) – movimento em torno do eixo Z - no VANT, é necessário aplicar um diferencial de rotação entre os pares de rotores, mantendo-se a força de sustentação constante, como mostra a situação (A) da Figura 4.

Figura 4 – Descrição do movimento do quadricóptero em relação à variação da velocidade de rotação rotor.



Adaptado de (QUANSER, 2010)

No entanto, para produzir um movimento rolagem (ϕ), descrito pela variação angular em torno do eixo entre os motores U1 e U2, é necessário aplicar um diferencial de rotação entre os motores U3 e U4 simultaneamente e manter a velocidade relativa resultante de rotação dos motores U1 e U2, o que é apresentado na situação (B) da Figura 4. Por conseguinte, e de forma análoga, o movimento de arfagem é descrito na situação (C) da Figura 4.

2.2 Controlador Linear Quadrático Integral (LQI)

O objetivo principal deste trabalho está associado à estabilização translacional do quadricóptero, de modo que o veículo seja capaz de compensar os distúrbios e perturbações durante o voo.

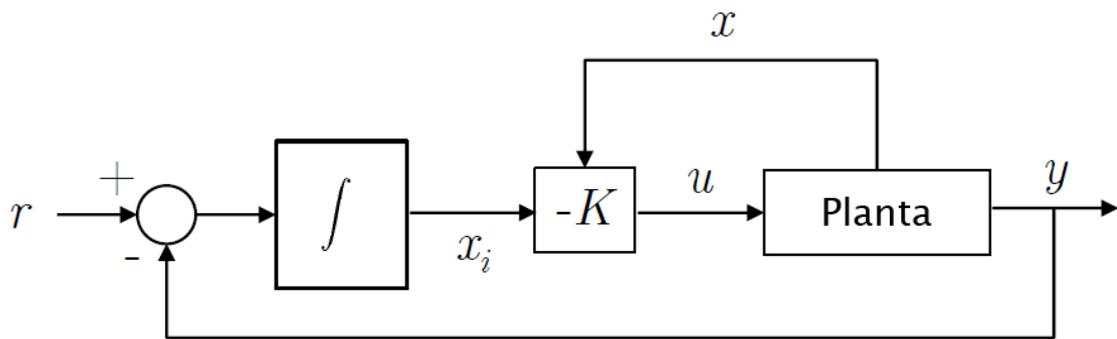
Na literatura é possível encontrar numerosos trabalhos que relacionam técnicas de controle LQI em VANT's, como (JOUKHADAR, ALCHEHABI e JEJEH, 2019), (OUKHADAR, ALCHEHABI, *et al.*, 2018) e (AHMAD, KUMAR, *et al.*, 2020)

Mediante a crescente utilização de técnicas avançadas de controle em veículos aéreos não tripulados, torna-se viável a utilização deste algoritmo no presente trabalho.

O algoritmo de controle LQI é baseado no modelo e tem por objetivo minimizar uma função custo, quadrática além de ser um controlador baseado em realimentação de estados. Por esta razão o LQI pode superar um controlador PID enquanto controla a operação transitória de um sistema. Entretanto, é necessário que todos os estados estejam disponíveis para a retroação. Se todos os estados não são mensuráveis, então um observador/estimador é necessário (RAUT, 2017)

Ao aplicar o controle LQI, é necessário linearizar o sistema em torno do ponto de operação. Vale ressaltar que o desempenho do controlador é afetado conforme a região de operação se afasta do ponto de operação. Outra limitação de um controlador LQI é que ele não pode lidar com restrições, uma vez que a lei de controle é exclusivamente baseada no cálculo de custo ideal (AHMAD, KUMAR, *et al.*, 2020). A Figura 5 apresenta a estrutura de um controlador LQI.

Figura 5. Estrutura de Controle LQI



Fonte: Autor

Com o objetivo de incluir a ação integradora (x_i) no modelo, deve-se representar o sistema através do modelo aumentado. A equação 2.1 apresenta o vetor de realimentação do estado aumentado bem como a representação genérica do modelo através dos estados aumentados.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{x}_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ x_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_i \\ 0 \end{bmatrix} u \quad (2.1)$$

2.2.1. Lei de controle

O controlador LQI deve minimizar a função custo (J), representada pela equação 2.2.

$$J = \frac{1}{2} \left[\int_0^{\infty} (x^T Q x + u^T R u) dt \right] \quad (2.2)$$

Onde Q e R são matrizes positivas e Q por sua vez é uma matriz semi definida. A lei de controle é dada pela equação 2.3

$$u = -K \times [x \ x_i]^T \quad (2.3)$$

K é o ganho de realimentação e é dado por:

$$K = (R + B_{aum}^T P B_{aum})^{-1} B_{aum}^T P A_{aum} \quad (2.4)$$

Onde P é calculado através da resolução algébrica da equação de Riccati (CARE)

2.2.2. Escolha das Matrizes Q e R

A fim de alcançar a estabilidade durante o voo do veículo aéreo, é crucial encontrar os pesos ideais das matrizes Q e R, pois estes representam a importância entre a eficácia do controle e o esforço do controlador. Além disso, uma boa seleção para o ganho do estimador desempenha um papel importante no alcance de um melhor desempenho. Quando o ganho do observador é alto, os estados estimados convergem para os estados do sistema muito rapidamente. No entanto, alto ganho do observador pode resultar em grandes erros de estimação, que não é útil na maioria das aplicações. Dentre as técnicas mais comuns de sintonia das matrizes Q e R é a abordagem de tentativa e erro (NOBAHARI, 2013), a qual será adotada neste trabalho. Alguns métodos analíticos também estão disponíveis na literatura.

A matriz Q, apresentada na equação 2.5 designa o peso para as variáveis do modelo de estado aumentado.

$$Q = \begin{pmatrix} q_1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & q_n \end{pmatrix} \quad (2.5)$$

A matriz R , mostrada na equação 2.6 é composta pelos ganhos das entradas, ou seja, até que ponto os parâmetros de entrada podem ser usados para atingir um objetivo de controle. Em alguns casos, os ganhos podem ter diferenças significativas de controle de acordo com a necessidade de ponderação (Nobahari, 2013).

$$R = \rho \begin{pmatrix} r_1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & r_n \end{pmatrix} \quad (2.6)$$

2.3 Filtro de Kalman

Ao projetar um sistema de controle cuja técnica é baseada na realimentação de estados, admite-se que todas as variáveis de estado estejam disponíveis para retroação. Entretanto, em muitos casos é possível medir apenas parte destas variáveis, seja por aspectos técnicos ou econômicos, como por exemplo, inexistência de sensores adequados ou custo de aquisição. Sendo assim, os estados que não estão disponíveis precisam ser estimados através das saídas mensuráveis.

O Filtro de Kalman (KF - Kalman Filter) representa um método de estimação, orientado para sistemas dinâmicos não lineares, e apropriado para a fusão sensorial, em que as informações são advindas de diferentes tipos de sensores (LIMA, 2019).

Considere o seguinte modelo em espaço de estados, discreto, não linear e com ruídos aditivos:

$$x(k+1) = Ax(k) + B(u) + w(k) \quad (2.7)$$

$$y(k) = Cx(k) + v(k) \quad (2.8)$$

Onde,

$$x = [x_1 \dots x_n]^T : n \times 1 \quad (2.9)$$

$$w : n \times 1 \quad (2.10)$$

$$v : n_y \times 1 \quad (2.11)$$

Onde $w(k)$ e $v(k)$ consistem em processos estocásticos que definem as incertezas do modelo e o ruído no sinal de saída, respectivamente. Ambos são ruídos brancos, gaussianos, com média zero e não correlacionados.

A primeira etapa da filtragem consiste na inicialização da matriz de covariância, que será convencionada como $P(0)$ bem como a estimação inicial dos estados, adotada como \hat{x}_0 . Uma vez que a confiança nos estados iniciais \hat{x}_0 é baixa, o valor de $P(0)$ geralmente é grande, como $1000I$, por exemplo, onde I é uma matriz identidade.

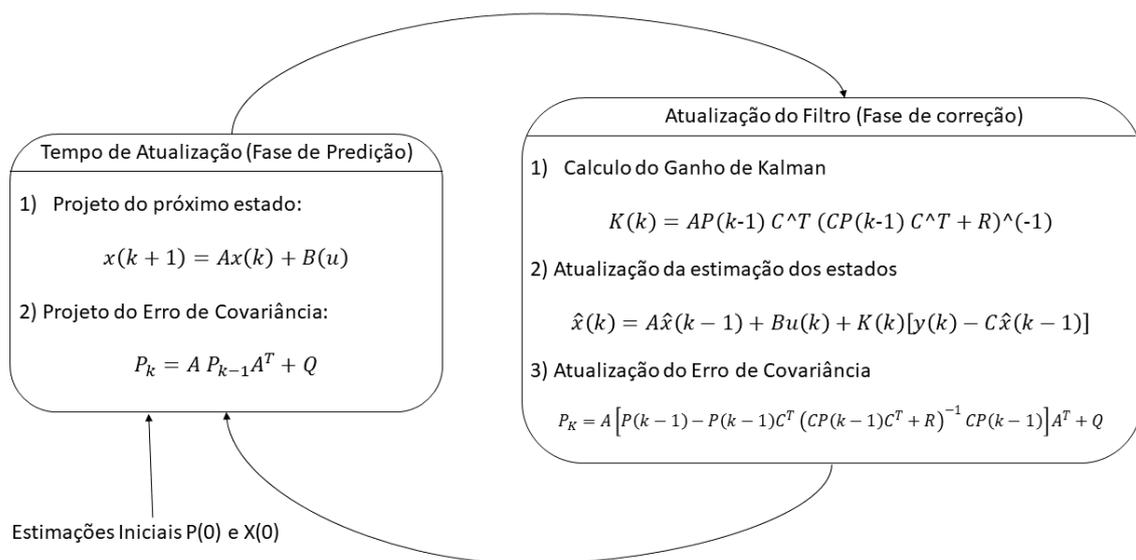
Na sequência, o ganho de Kalman (K) é então calculado através da covariância do erro. Após o cálculo do ganho $K(k)$, obtém-se a estimação dos estados $\hat{x}(k)$ e a covariância do erro $P(k)$ são atualizadas (esta que por sua vez é determinada pela dinâmica da equação de Ricatti) e o processo reinicia-se no ciclo seguinte a partir do cálculo do ganho de Kalman. A Figura 6 representa um diagrama do filtro de Kalman.

$$K(k) = AP(k-1)C^T(CP(k-1)C^T + R)^{-1} \quad (2.12)$$

$$\hat{x}(k) = A\hat{x}(k-1) + Bu(k) + K(k)[y(k) - C\hat{x}(k-1)] \quad (2.13)$$

$$P(k) = A[P(k-1) - P(k-1)C^T(CP(k-1)C^T + R)^{-1}CP(k-1)]A^T + Q \quad (2.14)$$

Figura 6. Diagrama do Filtro de Kalman



Onde as matrizes A, B e C Q e R podem ser variantes no tempo, uma vez que sejam conhecidas. Considerando a hipótese de que as matrizes A, B, C, Q e R são constantes, então após um curto transiente, K e P se tornarão constantes, com valores que são independentes de u e y, ou seja:

$$P(\infty) = A[P(\infty) - P(\infty)C^T(CP(\infty)C^T + R)^{-1}CP(\infty)]A^T + Q \quad (2.15)$$

$$K(\infty) = AP(\infty)C^T(CP(\infty)C^T + R)^{-1} \quad (2.16)$$

Vale ressaltar, que para a concepção de um filtro de Kalman assintótico, não é necessário realizar a atualização do ganho de Kalman no loop principal, ou seja, neste caso usa-se $K(\infty)$ desde o começo, o que não causa grandes diferenças na estimação, uma vez que temos um curto regime transiente.

Assim como o LQI, o filtro de Kalman conta com a sintonia de dois parâmetros, sendo eles as matrizes Q e R. A matriz diagonal R abrange a variância das medições reais do sistema, enquanto que a matriz diagonal Q inclui as incertezas do modelo. Dessa forma, para grandes ponderações de R e pequenas ponderações de Q, fazemos mais confiança às medições (sensores), enquanto que para grandes valores de Q e pequenos valores de R temos mais confiança no modelo do que nas saídas.

2.5 Conclusões

Esta seção apresentou uma breve fundamentação teórica sobre temas pertinentes a este trabalho. Tendo em vista o conteúdo apresentado, será possível analisar a implementação do controle tanto em ambiente simulacional quanto no ambiente real.

Maiores detalhes a respeito do estimador de estados e da estrutura de controle implementada na aeronave serão apresentados em capítulos posteriores.

3. Qball-X4

Com objetivo de obter resultados experimentais, será utilizado o quadricóptero *QBALL-X4*, desenvolvido pela empresa Quanser. Por se tratar de um quadricóptero desenvolvido para fins de pesquisa e ensino, ele se torna ideal para aplicações cuja a necessidade é avaliar técnicas de controle.

O campo de pesquisa de sistemas autônomos consiste em diferentes tipos de robôs, sejam eles terrestres ou aéreos, entretanto, esses robôs precisam seguir alguns critérios, sendo:

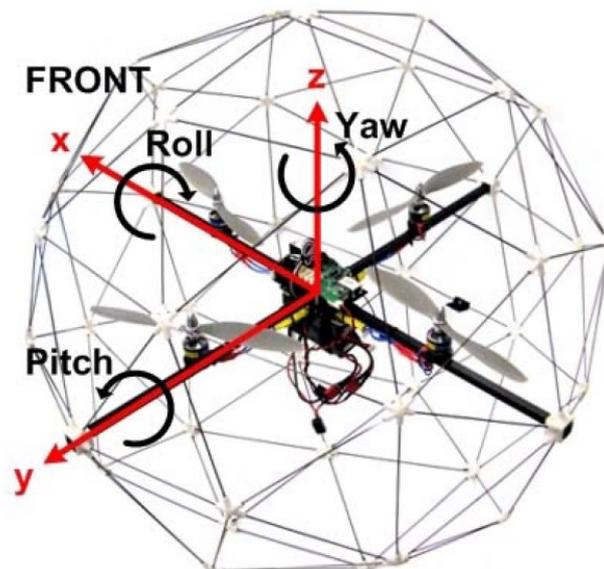
- **Mensurabilidade:** É necessário ter acesso a todos os tipos de dados provindos do sistema para ser possível realizar análise e atuações sobre o mesmo.
- **Capacidade de modificação:** É mandatório que ao menos alguma parte do sistema seja modificável.
- **Reparabilidade:** ao realizar testes experimentais com novos algoritmos, o veículo pode facilmente sofrer quedas e danos. Dessa forma, um veículo

com componentes removíveis e reparáveis geram menor gasto em situações como essa.

Com base nestes aspectos, o Qball-X4 segue todos os requisitos, e por essa e outras razões mencionadas anteriormente tal veículo será usado para testes experimentais.

Para fins de modelagem, simulação e testes experimentais, os eixos do veículo (x, y e z) são definidos na mesma orientação utilizada quando o veículo se encontra em repouso. Além dos eixos do sistema translacional, é necessário definir a convenção utilizada para os ângulos de rotação (rolagem, arfagem e guinada). A Figura 6 apresenta a convenção utilizada para o presente trabalho.

Figura 7. Convenção da representação adotada no espaço tridimensional



Fonte: (Quanser, 2010)

O veículo é equipado com 4 rotores, o que faz com que ele seja classificado como um quadricóptero. Cada rotor é composto por um motor Park-400 não escovado, de

corrente contínua, e conta com uma hélice de 10 polegadas. Os motores são acoplados ao longo dos eixos X e Y da estrutura. A Figura 7 apresenta o conjunto de rotor e hélice do QBall (QUANSER, 2009).

Figura 8. Conjunto de rotor e hélice do Qball-X4



Fonte: Autor

Para medir sensores embarcados e controlar motores, o Qball-X4 usa o Data Acquisition Board (DAQ) e o HiQ com uma placa Gumstix integrada, desenvolvida também pela Quanser. O HiQ DAQ é uma unidade de medição inercial de alta resolução (IMU) e ainda possui placa de entrada e saída digital (GPIO). A Figura 8 apresenta a placa embarcada HiQ DAQ com o Gumstix integrado.

Figura 9. Placa HiQ DAQ com Gumsxtix integrado



Fonte: Autor

3.1 Sistema QUARC

QUARC é um sistema de prototipagem rápida fabricado pela Quanser para a execução de sistemas de controle em tempo real. O sistema QUARC se integra perfeitamente ao Simulink para permitir que os modelos Simulink sejam executados em tempo real no Windows e Linux. Ele também permite que scripts MATLAB em tempo real sejam executados nos mesmos sistemas operacionais.

Este sistema também é capaz de gerar código. QUARC compila automaticamente o código-fonte C gerado a partir do modelo, em seguida, ele estabelece links com as bibliotecas apropriadas para a plataforma usada (neste caso, o computador e o drone) e carrega o código para o dispositivo de destino.

O sistema QUARC fornece um módulo de comunicação de “modo externo” que permite que o diagrama Simulink se comunique com o código em tempo real gerado a partir do modelo. Os parâmetros do modelo em execução podem ser ajustados posteriormente, modificando os parâmetros de bloco no diagrama Simulink.

3.1.1 Sistema de Posicionamento Optitrack

O sistema OptiTrack permite localizar em tempo real objetos nos quais foram colocadas bolas refletoras infravermelhas. Este sistema é composto por 7 câmeras Flex VI00:R2, que são mostradas na Figura 7.

Figura 10. Câmeras Optitrack.



Fonte: (OPTITRACK)

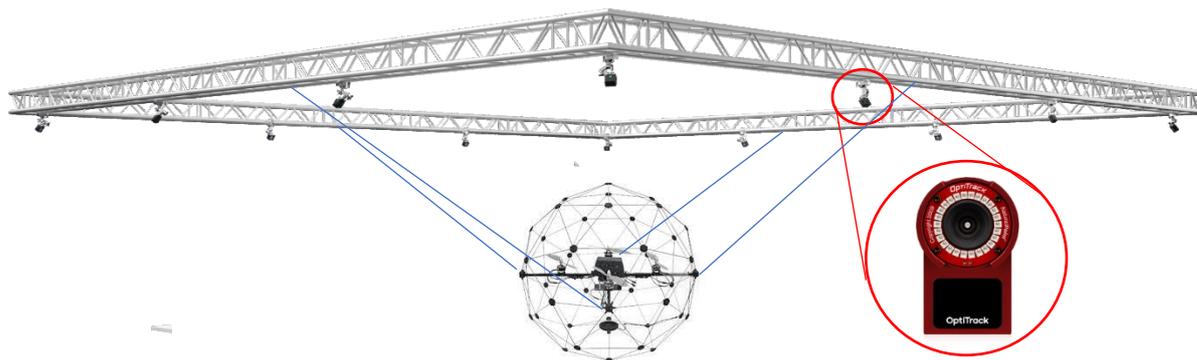
Essas câmeras cobrem um volume aproximado de 6m por 6m por 3m. Este sistema estima a posição dos objetos com uma precisão de cerca de 4 mm com uma taxa de atualização de 100 Hz. O software Motive V 1.10 do OptiTrack é executado em um computador cujas especificações são fornecidas na Tabela 2.

Tabela 2. Especificações do computador que opera o sistema

Processador	Intel ® Core™ i7-4770 CPU @ 3.40Ghz
Memória	16Gb
Sistema Operacional	Windows 10 Enterprise

Com o objetivo de realizar os testes de voo de forma segura, o drone foi posicionado ao centro do espaço de trabalho, e foi preso por cordas, de modo a limitar o espaço de voo, como mostra a Figura 11.

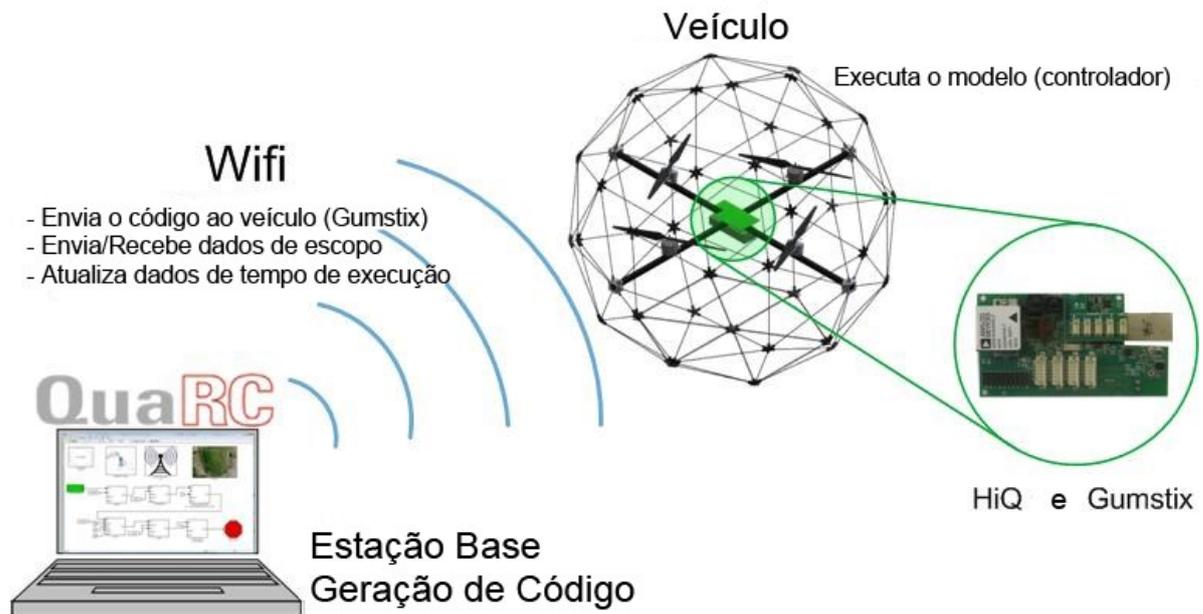
Figura 11. Espaço de voo



Fonte: Autor

A comunicação entre o veículo aéreo e o sistema de câmeras é feito através da estação base (computador), o sistema QUARC garante todo o envio e recepção de sinais aos dois dispositivos através de uma conexão TCP/IP para o Qball (com o Gumstix) e via USB serial para o sistema de câmeras. A Figura 12 representa a comunicação realizada entre a estação base e o veículo.

Figura 12. Estrutura de operação para envio e recepção de sinais



. Adaptado de: (QUANSER, 2010)

3.2 Dinâmica dos atuadores

O primeiro passo para a análise e obtenção do sistema de controle é construir o modelo matemático característico para este tipo de veículo.

Este capítulo tem como objetivo apresentar a dinâmica dos atuadores adotada no veículo, minuciando o sistema de coordenadas utilizado bem como as características físicas do sistema para o desenvolvimento de sua representação através da representação de espaço de estados.

O modelo dinâmico do sistema é obtido baseando-se nas hipóteses de que o veículo é um corpo rígido no espaço, e que segue as seguintes premissas:

- A estrutura é supostamente rígida e simétrica;
- O centro de massa do veículo coincide com a origem do sistema de coordenadas fixo ao corpo rígido;
- As hélices são supostamente rígidas;
- O empuxo e o arrasto são proporcionais ao quadrado da velocidade das hélices.
- A massa do veículo é constante (derivada 0)

O funcionamento de um quadricóptero é possível em virtude da variação angular da velocidade de quatro motores, de tal modo que cada motor produz uma força e um torque, e que quando combinados entre si, geram uma força principal, denominada U_1 e três torques (rolagem (τ_ϕ), arfagem (τ_θ) e guinada (τ_ψ)) (LIMA, 2015). Sendo assim, este é o princípio que rege a dinâmica deste sistema.

Além disso, deve-se ressaltar que o quadricóptero é um sistema mecânico sub atuado, ou seja, possui seis graus de liberdade, sendo três de coordenadas de posição no espaço tridimensional (x, y, z) e três ângulos de orientação (rolagem, arfagem e guinada – *roll, pitch e yaw*) e para esses seis graus de liberdade temos apenas quatro entradas. Dessa maneira, em sua modelagem é aconselhado desconsiderar os momentos causados pelo corpo rígido sobre a dinâmica translacional, como o efeito solo e o efeito *hub* (BOUABDALLAH, 2007). Entretanto, cabe à modelagem incluir aspectos físicos como efeitos aerodinâmicos e giroscópios, por se tratar de um sistema mecânico ultraleve e complexo.

O empuxo gerado por cada motor é modelado pela seguinte equação (QUANSER, 2010):

$$F_i = K \frac{\omega}{s + \omega} u_i \quad (3.1)$$

Onde u_i é a entrada PWM do i ésimo atuador, ω é a largura de banda (bandwidth) e K é o ganho positivo.

Por conseguinte, usa-se a variável de estado para representar a dinâmica do atuador através da seguinte forma:

$$v = \frac{\omega}{s + \omega} u_i \quad (3.2)$$

Disso temos:

$$F_i = K v \quad (3.3)$$

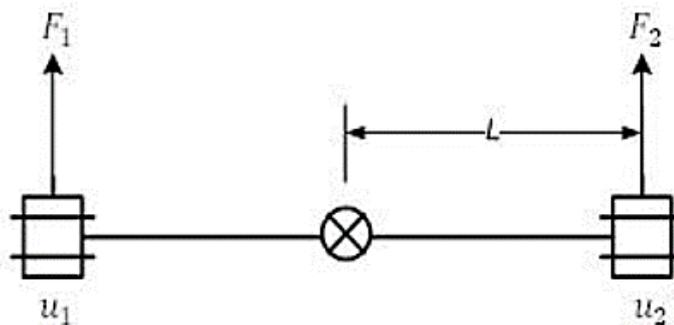
3.2.1 Modelagem dos movimentos de arfagem e rolagem

Para a obtenção do modelo de rolagem e arfagem, presumimos que as rotações sobre os eixos X e Y são desacopladas, ou seja, a força aplicada para a movimentação do veículo em torno do eixo X não interfere na força aplicada no veículo para a movimentação em torno do eixo Y. A Figura 13 apresenta o sistema físico que deve ser considerado para a modelagem dos movimentos de rolagem e arfagem, disso, é possível observar que apenas duas hélices contribuem para o movimento em cada eixo. O empuxo gerado a partir de cada motor pode ser calculado usando a equação 3.1 e usando sua entrada PWM correspondente. O movimento em torno do centro de gravidade é devido à diferença de empuxo dos dois rotores. Os ângulos de rolagem e arfagem (θ e ϕ respectivamente) pode ser formulados usando a seguinte expressão:

$$J_{rolagem}\ddot{\phi} = \Delta F_{3,4}L \quad , \quad J_{arfagem}\ddot{\theta} = \Delta F_{1,2}L \quad (3.4)$$

Onde $J_{rolagem} = J_{arfagem}$ denota a rotação inercial do quadricóptero para os eixos de X e Y, respectivamente, uma vez que o veículo é simétrico. A diferença entre as forças geradas por cada par de motor é denotada como $\Delta F_{1,2}$ e $\Delta F_{3,4}$, seguindo a representação descrita na Figura 13.

Figura 13. Modelo dos eixos de rolagem e arfagem.



Adaptado de (QUANSER, 2010)

Combinando a dinâmica dos atuadores com a dinâmica dos modelos de rolagem e arfagem, podemos representar a modelagem do sistema através da seguinte representação de espaço de estados:

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & KL/J_y \\ 0 & 0 & \omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \dot{\theta} \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega \end{bmatrix} \Delta u_{1,2} \quad (3.5)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \ddot{\phi} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & KL/J_y \\ 0 & 0 & \omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \dot{\theta} \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega \end{bmatrix} \Delta u_{3,4} \quad (3.6)$$

Onde $\Delta u_{i,j} = u_i - u_j$

3.2.2 Modelagem da altitude do quadricóptero (eixo Z)

O movimento vertical (ao longo do eixo Z) é afetado pelos 4 rotores. Tal dinâmica pode ser descrita como:

$$M\ddot{Z} = 4F \cos(\theta) \cos(\phi) - Mg \quad (3.7)$$

Onde F é o empuxo de cada rotor, M é a massa total do quadricóptero, Z representa a altura no espaço tridimensional, g é a aceleração da gravidade e θ e ϕ são os ângulos de rolagem e arfagem, respectivamente (QUANSER, 2010). Disso, é possível observar que se θ ou ϕ são diferentes de zero, o vetor de empuxo não será perpendicular ao plano X-Y. Combinando a equação 3.7 com a equação 3.1, podemos então obter a representação de espaço de estados:

$$\begin{bmatrix} \dot{Z} \\ \ddot{Z} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 4K \cos(\theta) \cos(\phi) / M \\ 0 & 0 & -\omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Z \\ \dot{Z} \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega \end{bmatrix} \Delta u_z + \begin{bmatrix} 0 \\ -g \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

3.2.3 Modelagem da posição X e Y

Partindo do pressuposto que o ângulo de arfagem é zero e constante, ou seja, $\psi = 0$, a dinâmica do modelo para os eixos X e Y são representados por (QUANSER, 2010):

$$M\ddot{X} = 4F\text{sen}(\theta) \quad (3.9)$$

$$M\ddot{Y} = 4F\text{sen}(\phi) \quad (3.10)$$

E partindo da equação 3.1, podemos reescrever as equações 3.8 e 3.9 através da seguinte representação de estados:

$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \ddot{X} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 4K \text{sen}(\theta)/M \\ 0 & 0 & -\omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ \dot{X} \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega \end{bmatrix} \Delta u_z \quad (3.11)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{Y} \\ \ddot{Y} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 4K \text{sen}(\phi)/M \\ 0 & 0 & -\omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y \\ \dot{Y} \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega \end{bmatrix} \Delta u_z \quad (3.12)$$

3.2.4 Modelagem da Guinada

Assumindo uma relação linear entre o torque do motor e o sinal PWM (u_i) temos:

$$\tau_i = K_z u_i, \forall K_z \in R^+, i = 1, \dots, 4 \quad (3.13)$$

O movimento em torno do eixo Z é dado pela diferença de torque exercida pelos pares de motores que giram em sentidos inversos, como apresenta a Figura 4(A). Dessa forma, a equação abaixo representa o movimento de guinada do veículo (QUANSER, 2010):

$$J_{yaw}\ddot{\psi} = \Delta\tau \quad (3.14)$$

Onde J_{yaw} é o momento de inércia do rotor sobre o eixo Z, ψ é o ângulo de guinada e $\Delta\tau$ é o torque resultante dos motores. Por conseguinte, substituindo a equação do torque na equação 3.14, temos que:

$$\Delta\tau = K_z(u_1 + u_2 - u_3 - u_4) = K_z\Delta u \quad (3.15)$$

Dessa forma, a representação do movimento de guinada através de espaço de estados é dada por:

$$\begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{K}{J_{yaw}} \end{bmatrix} \Delta u \quad (3.16)$$

3.2.5. Linearização do Modelo

Com o objetivo de linearizar o modelo, podemos simplesmente assumir que os ângulos de rolagem e arfagem são consideravelmente pequenos (QUADROS, 2015).

$$\therefore \text{sen}(\theta) \approx \theta, \quad \text{cos}(\theta) \approx 1 \quad \text{onde } |\theta| \leq 0,3 \text{ rads}$$

Assim, partindo das equações apresentadas na sessão anterior, temos:

$$\text{Posição em Z: } \begin{bmatrix} \dot{Z} \\ \ddot{Z} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{4K}{M} \\ 0 & 0 & -\omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Z \\ \dot{Z} \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega \end{bmatrix} u_z + \begin{bmatrix} 0 \\ -g \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

$$\text{Posição em X: } \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \ddot{X} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 4K(\theta)/M \\ 0 & 0 & -\omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ \dot{X} \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega \end{bmatrix} \Delta u_z \quad (3.18)$$

$$\text{Posição em Y: } \begin{bmatrix} \dot{Y} \\ \ddot{Y} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 4K\phi/M \\ 0 & 0 & -\omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y \\ \dot{Y} \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega \end{bmatrix} \Delta u_z \quad (3.19)$$

3.2.6. Parâmetros do Qball

Os parâmetros físicos da aeronave foram seguidos de acordo com a recomendação do fabricante (QUANSER, 2010), entretanto, devido ao veículo estar

preso por cordas e ainda contar com o fio de alimentação, a massa do veículo foi alterada para uma melhor representação da realidade atual. A Tabela 3 apresenta os parâmetros fornecidos pelo fabricante com exceção da massa do veículo (que inicialmente era 1,53 Kg).

Tabela 3. Parâmetros do Qball-X4

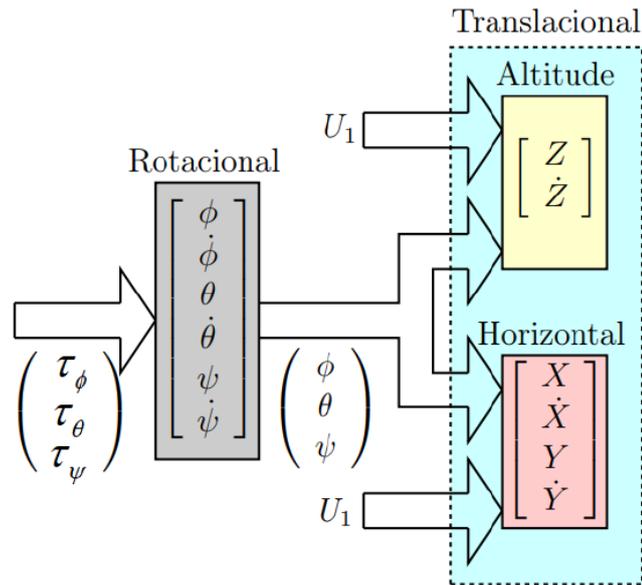
Parâmetro	Valor
K	120 N
ω	15 rad/seg
J_x	0,03 Kgm ²
J_y	0,03 Kgm ²
J_z	0,04 Kgm ²
M	1,60 Kg
K_z	4 Nm
L	0,2 m

3.2.5. Projeto de Controle

É sabido que um quadricóptero convencional apresenta uma dinâmica não linear, instável, variante no tempo e ainda se trata de um sistema mecânico sub atuado. Ademais, ao projetar um controle para tal veículo, alguns requisitos de desempenho devem ser levados em conta, sendo eles: um pequeno sobressinal e tempo de subida e acomodação reduzido.

Conforme apresentado na modelagem do veículo, o sistema translacional depende das coordenadas angulares, o que conseqüentemente traz a necessidade de implementar um controle do tipo cascata, cuja representação é mostrada na Figura 14.

Figura 14. Desacoplamento entre as dinâmicas da aeronave.



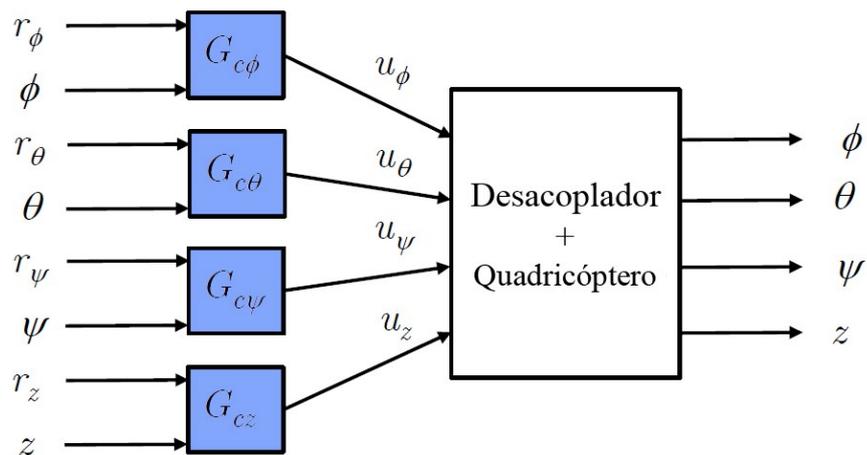
Fonte: (LIMA, 2019)

Disso, foram implementados 4 controladores monovariáveis para o controle dos ângulos de rolagem, arfagem e guinada, bem como para o controle de altitude. A Figura 15 apresenta a estrutura dos 4 controladores monovariáveis. O modelo linearizado adotado para a concepção dos controladores é denotado por:

$$\frac{\phi(s)}{u_\phi(s)}, \frac{\theta(s)}{u_\theta(s)} \text{ e } \frac{z(s)}{u_z(s)} : \frac{K}{s^2(1+\tau s)} \quad (3.20)$$

$$\frac{\psi(s)}{u_\psi(s)} : \frac{K}{s^2} \quad (3.21)$$

Figura 15. Estrutura dos controladores rotacionais e do controlador Z

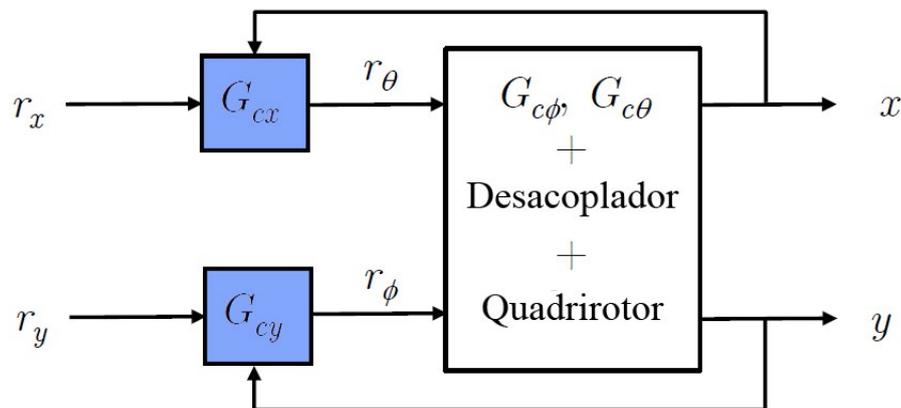


Fonte: Autor

Para o controle da posição ao longo dos eixos X e Y, a Figura 16 apresenta a estratégia de controle adotada. As equações abaixo representam a forma linearizada do modelo:

$$\frac{x(s)}{r_\theta(s)} e \frac{y(s)}{r_\phi(s)} = \frac{K}{s^2(1+\tau s)} \quad (3.22)$$

Figura 16. Estrutura dos controladores de posição X e Y

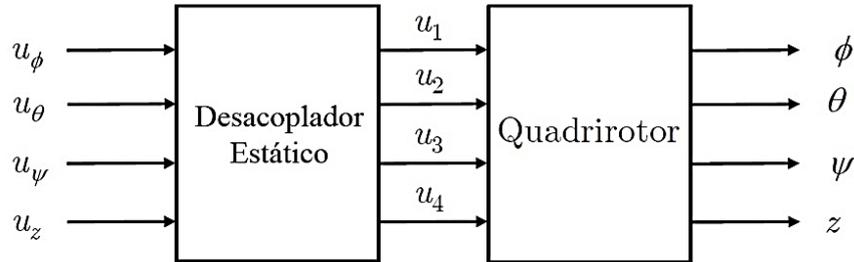


Fonte: Autor

Afim de que cada entrada influencie uma única saída, foi implementado um desacoplador estático. Sua estrutura é representada na Figura 17 e matematicamente é denotado pela seguinte matriz:

$$[u_1 \ u_2 \ u_3 \ u_4] = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & -1 & 1 & 1 \\ 1 & 0 & 1 & -1 \\ 1 & 0 & 1 & -1 \end{bmatrix} [u_\theta \ u_\phi \ u_\psi \ u_z]^T \quad (3.23)$$

Figura 17. Representação do desacoplador estático



Fonte: Autor

3.2.5. Sintonia dos controladores

Conforme apresentado, a estratégia de controle adotada para o sistema translacional do veículo é o controlador linear quadrático com ação integral (LQI). Visto que tal controlador se baseia no modelo, para determinar o ganho da planta foi utilizado a função *lqi* do software Matlab ®. Tal função calcula um controle de retroação ótimo, onde u (Equação 2.3), faz com que a saída y siga a referência r na malha de controle.

A Tabela 4, apresenta os pesos utilizados nas matrizes Q e R para os controladores LQI.

Tabela 4. Matrizes de ponderação dos controladores

Controlador	Matriz Q	Matriz R
Z	$Q = \text{diag}([1 \ 0 \ 0 \ 50])$	$R = 100000$
ψ	$Q = \text{diag}([0,001 \ 0,01 \ 0,045])$	$R = 5e^{-11}$
X e Y	$Q = \text{diag}([5 \ 70 \ 1000 \ 500])$	$R = 100000$
ϕ e θ	$Q = \text{diag}([100 \ 0 \ 22000 \ 10])$	$R = 30000$

Os ganhos foram definidos de acordo com a necessidade da ponderação de cada estado de modo que o veículo aéreo apresentasse uma redução no tempo de acomodação e no erro em regime permanente.

4. Resultados

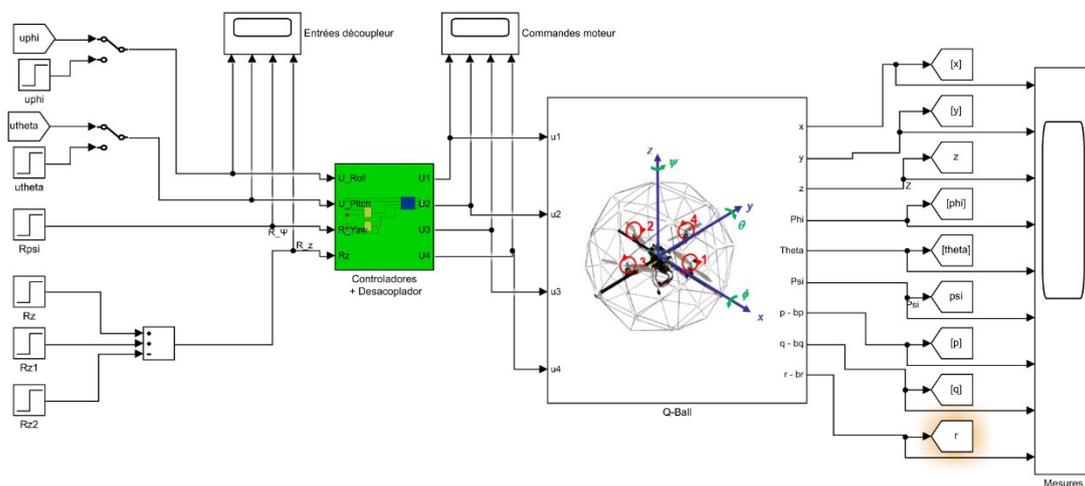
Este capítulo almeja apresentar a implementação do controle tanto para o ambiente computacional quanto para o ambiente real, visando estabelecer uma comparação entre os resultados entre os dois ambientes. Ademais, será explorado os detalhes da implementação experimental.

4.1 Desenvolvimento da Simulação

A priori, os ensaios com o quadricóptero foram realizados via software Matlab®. Na representação dinâmica da aeronave foi adotado o modelo matemático apresentado na seção 3 e os parâmetros mecânicos indicados na Tabela 3. Dessa forma foi implementado via Simulink® o seguinte projeto (vide Figura 13).

As condições iniciais foram setadas em zero, ou seja, a princípio o quadricóptero se encontra sobre uma superfície plana ($\text{roll} = 0$, $\text{pitch} = 0$, $\text{yaw} = 0$, $x=0$, $y=0$ e $z=0$) e com velocidades angulares nulas.

Figura 18. Estrutura do Simulador



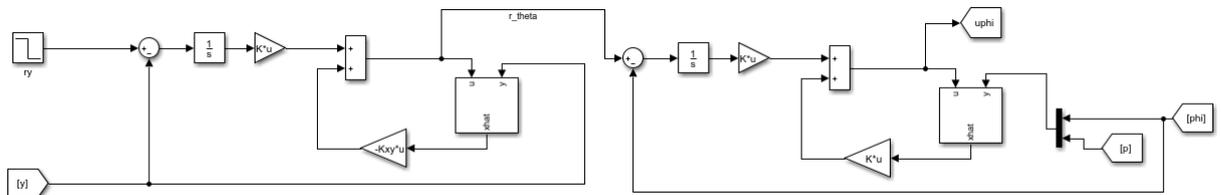
Fonte: Autor

O usuário pode definir o setpoint de posição/velocidade na qual o quadricóptero deverá permanecer. Tais valores serão recebidos pelo bloco desacoplamento e controle, onde é feita a compensação. O sinal de saída do controlador é uma informação PWM (Pulse Width Modulation) a ser enviada aos motores. Este sinal é então convertido em velocidade angular e aplicado nas equações dinâmicas da

aeronave. Os demais blocos do simulador representam gráficos para a leitura do sinal bem como sinais de saída a serem usados na realimentação.

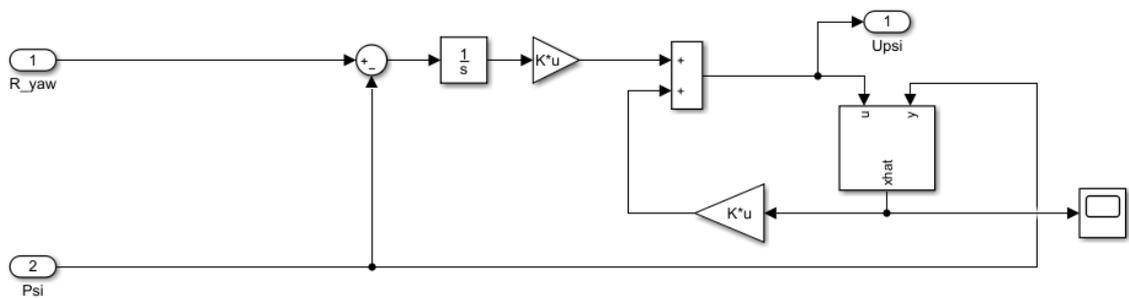
A Figura 19 apresenta a estrutura do projeto de controle desenvolvido para o eixo Y (análoga para o eixo X). Em relação aos ângulos de rolagem e arfagem, é realizado um controle em cascata do valor angular. Em relação a guinada e ao controle de altitude (eixo Z) não é necessário utilizar um controlador em cascata, como mostra as Figuras 20 e 21.

Figura 19. Controle translacional da posição Y (análogo à posição X)



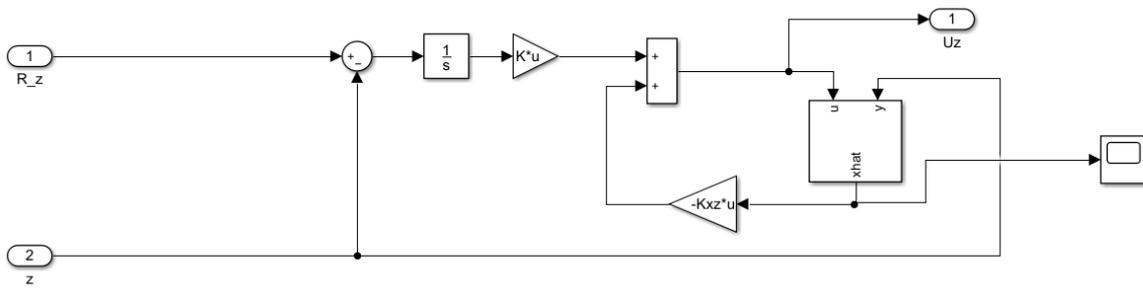
Fonte: Autor

Figura 20. Controle de Guinada



Fonte: Autor

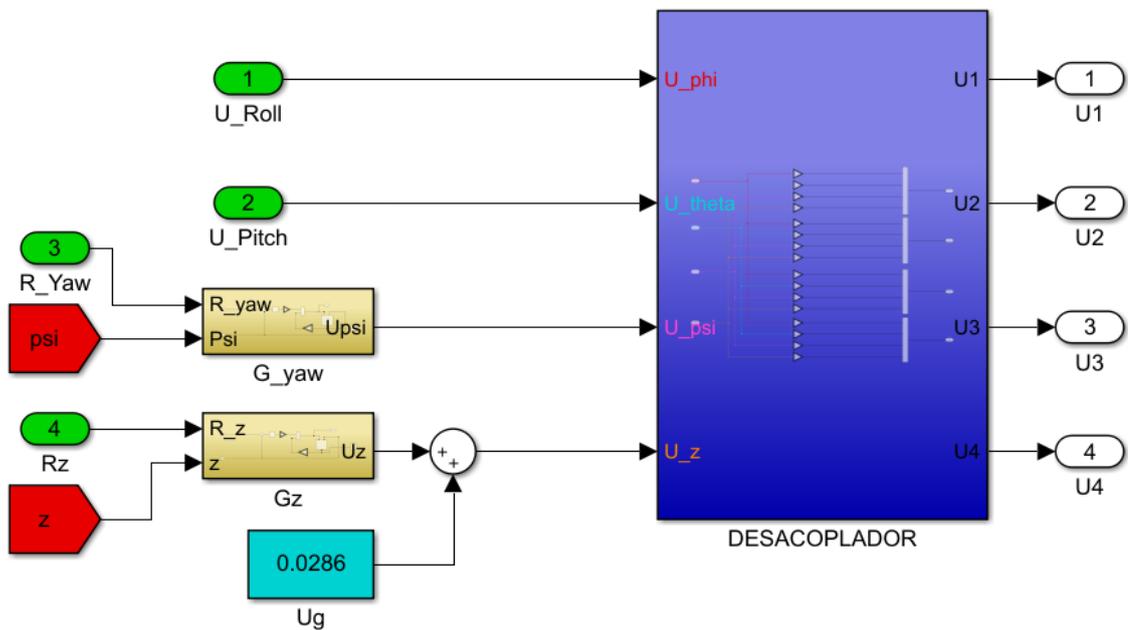
Figura 21. Controle de Altitude (eixo Z)



Fonte: Autor

Vale ressaltar que, para o controlador da altura (Z), é necessário compensar o efeito da gravidade, que é feito com a adição de U_g . A Figura 22 apresenta o sinal U_g adicionado à saída do controlador bem como a entrada do desacoplador composta de todos os sinais providos dos controladores.

Figura 22. Sinais de Entrada do Desacoplador



Fonte: Autor

4.2 Implementação Experimental

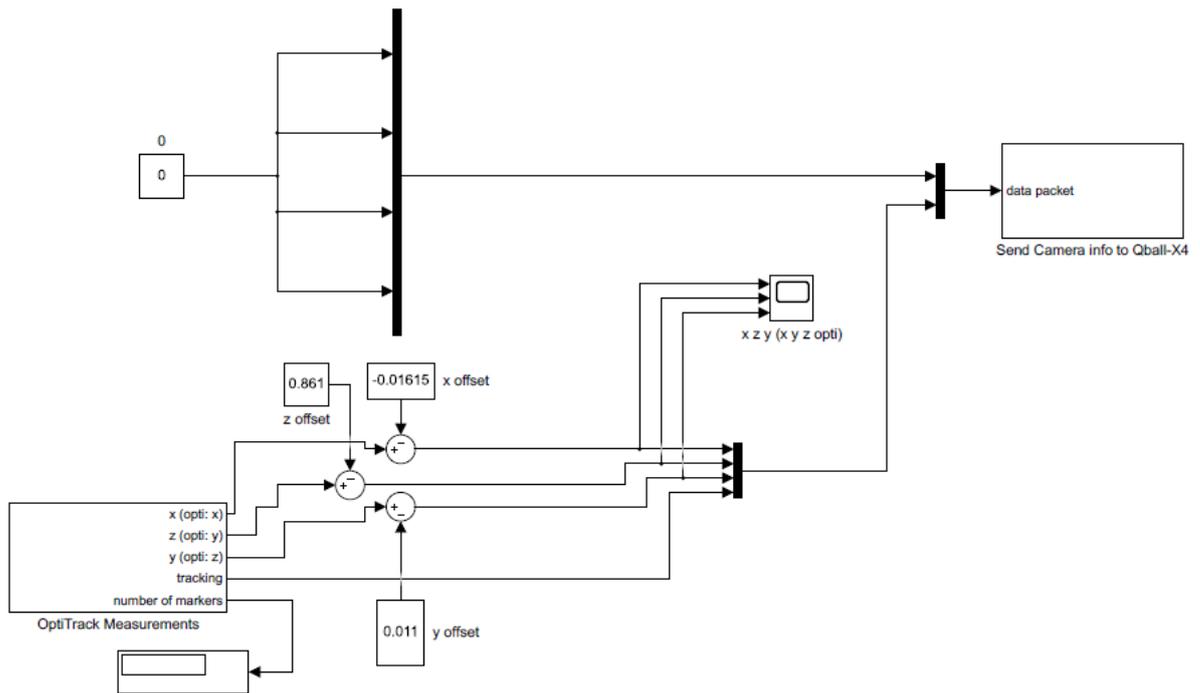
Para a obtenção dos resultados, foi realizado o experimento onde inicialmente foram definidos os setpoints das posições X, Y, Z e guinada, o veículo experimental foi posicionado no centro do espaço de voo definido na Figura 11 e em seguida o offset de posição foi ajustado para que o veículo se encontre na posição (0,0,0).

A análise dos resultados ocorreu através da comparação entre os ensaios experimentais e as simulações em ambiente computacional.

Para a realização dos testes físicos, o quadricóptero estava acoplado a 4 cordas com o objetivo de não oferecer risco humano e nem danos ao veículo durante o voo.

O programa de comunicação com o sistema experimental foi desenvolvido no Simulink com o auxílio das bibliotecas desenvolvidas pela Quanser que permitem a comunicação em tempo real entre as câmeras e o computador (Simulink). Este sistema é responsável por carregar o arquivo de calibração das câmeras, identificar o *tracker* (refletor acoplado no veículo a ser rastreado), e enviar as coordenadas X, Y e Z para a estação base, esta que por sua vez se comunica com o modelo de controle através de uma URI pré definida. A Figura 23 apresenta o modelo em Simulink utilizado para captar a posição do drone enquanto que a Figura 24 apresenta o bloco utilizado para envio das informações para o modelo de controle.

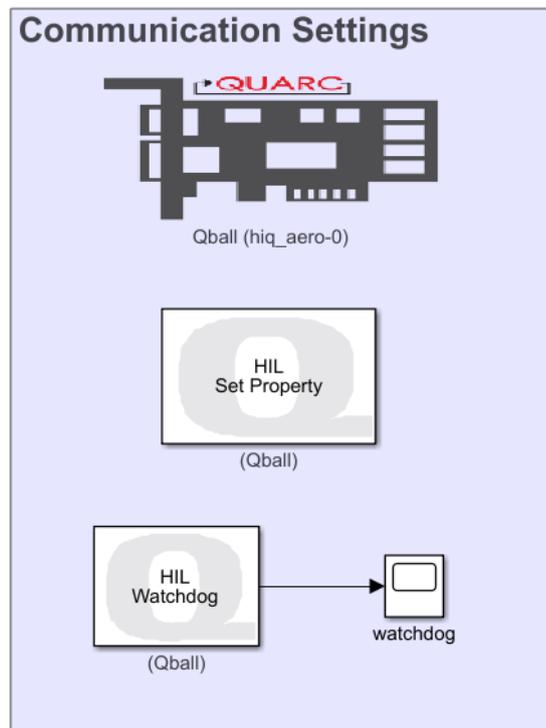
Figura 23. Modelo de aquisição da posição (X,Y e Z) do quadricóptero



Fonte: Autor

O segundo modelo desenvolvido no Simulink é responsável por receber as informações provenientes do sistema de câmeras, fazer a leitura dos sensores (unidade de medida inercial, bateria e sonar), realizar o controle do veículo e também registrar os dados do voo. Inicialmente foi identificada a placa utilizada, bem como foi configurado o Watchdog (uma proteção geralmente destinada a reiniciar o sistema, se uma ação definida não for realizada dentro de um determinado tempo). A Figura 24 mostra os blocos utilizados para a definição dos parâmetros iniciais.

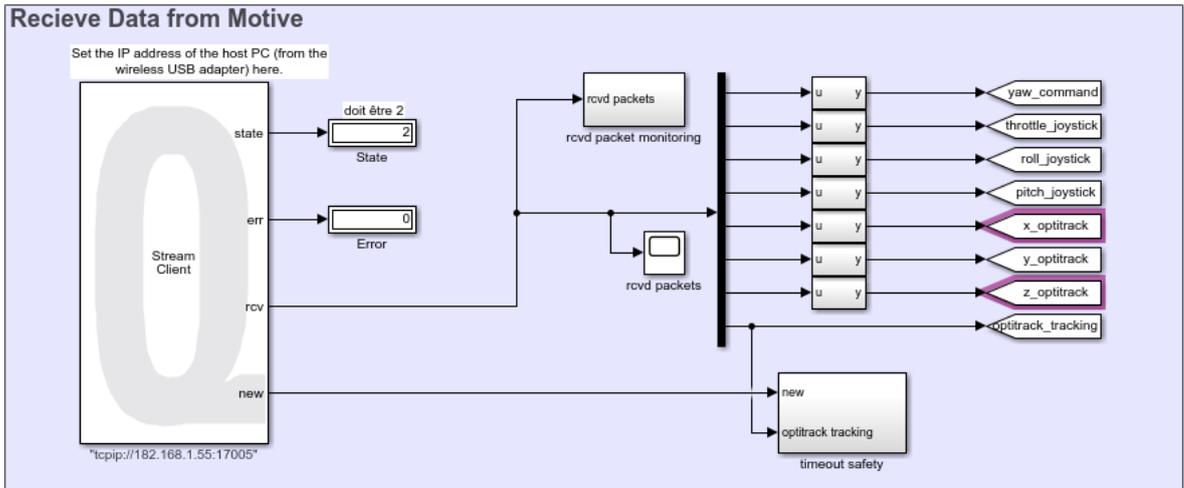
Figura 24. Blocos utilizados para a definição da placa do veículo e configuração do watchdog



Fonte: Autor

Para a recepção dos dados das câmeras foi utilizado o bloco "Stream Client", conforme mostrado na Figura 25. Tal bloco recebe as informações provenientes do sistema de captura da posição (mencionado anteriormente) através de uma URI pré definida. O bloco Stream Client ainda fornece suporte para controlar o drone através de um joystick, que neste caso não será utilizado.

Figura 25. Estrutura utilizada para recebimento de informações do sistema de câmeras.



Fonte: Autor

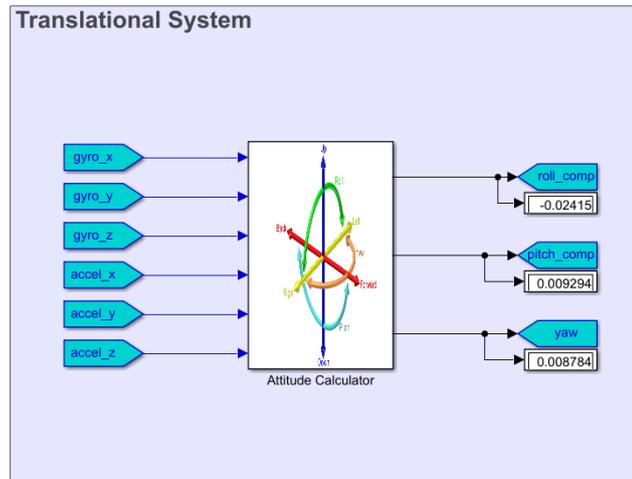
É importante destacar que as informações referentes às posições angulares foram obtidas através da fusão de dados, denominado como filtro complementar. Já os dados referentes às taxas angulares são determinados através de giroscópios e acelerômetros, após um processo de filtragem passa-baixa. As Figuras 26 e 27 apresentam os blocos onde são calculados os ângulos de atitude da aeronave. As equações 4.1 e 4.2 descrevem o cálculo utilizado para a estimação dos componentes de rolagem e arfagem.

$$\phi_m(k) = \text{atan2} \left(\frac{A_y(k)}{A_z(k)} \right) \quad (4.1)$$

$$\theta_m(k) = \text{atan2} \left(\frac{-A_x(k)}{\sqrt{A_y(k)^2 + A_z(k)^2}} \right) \quad (4.2)$$

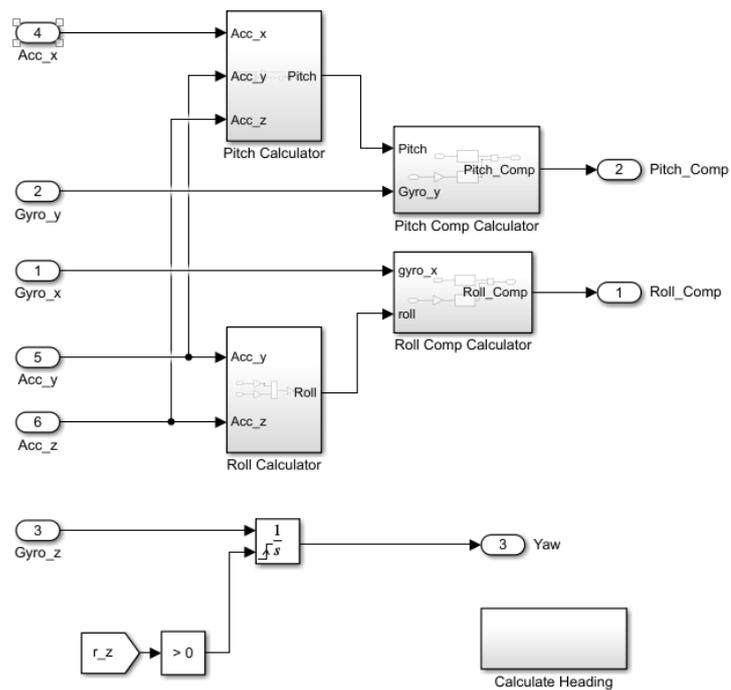
Onde $A_x(k)$, $A_y(k)$ e $A_z(k)$ são as medidas provindas dos acelerômetros que correspondem às três componentes do vetor de força específica (aceleração não gravitacional ou aceleração relacionada a uma queda livre). Vale lembrar que essas componentes são nulas quando o veículo se encontra em repouso. Outro ponto importante é saber que tais medidas são indiretas e extremamente ruidosas.

Figura 26. Bloco utilizado para o cálculo das componentes angulares



Fonte: Autor

Figura 27. Detalhamento do cálculo das componentes angulares

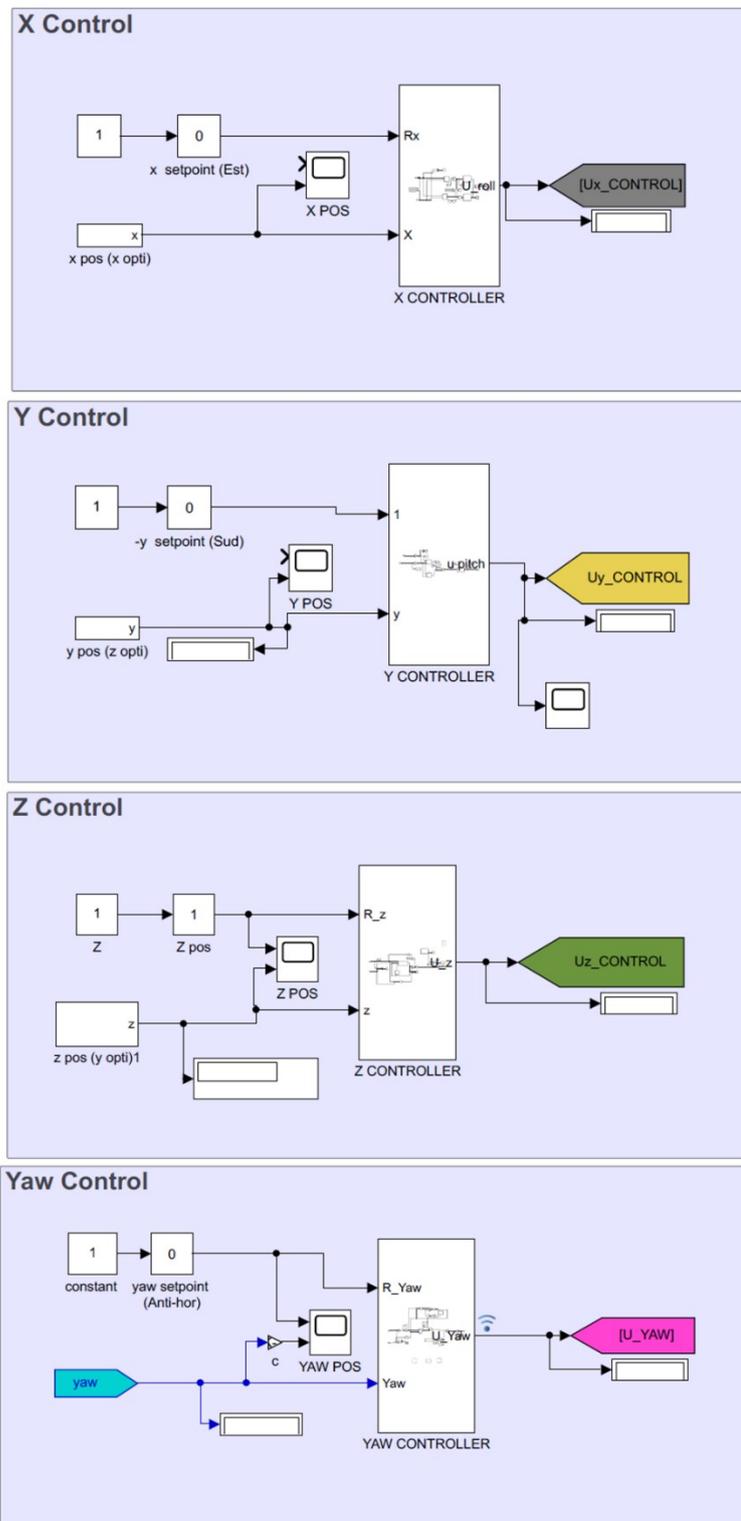


Fonte: Autor

Os controladores utilizados no sistema experimental possuem estrutura similar aos controladores apresentados nas figuras 19 a 21 e foram dispostos de modo a facilitar a operação do veículo, como apresenta a Figura 28. O setpoint da guinada foi

configurado em graus para facilitar a operação, porém o mesmo é convertido em rad/s na entrada do controlador.

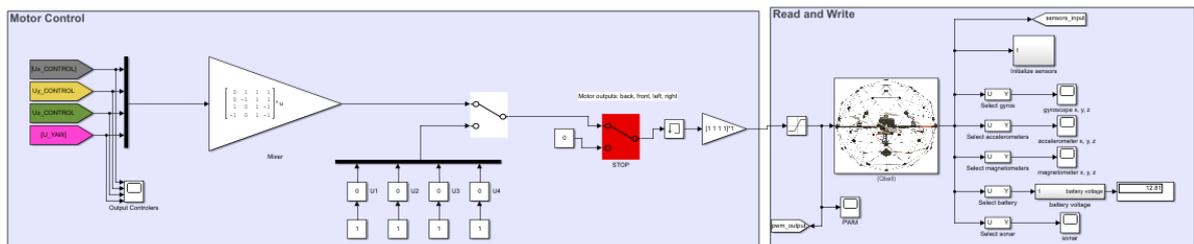
Figura 28. Implementação dos Controladores Experimentais



Fonte: Autor

A última etapa consiste em enviar o sinal de controle aos motores, passando primeiramente pelo desacoplador estático que fora implementado. A Figura 29 apresenta a estrutura utilizada para captar os sinais de controle e enviá-los ao veículo. Ademais os sinais são gravados em um arquivo no formato *.mat* no qual é utilizado para realizar a comparação entre os resultados simulacionais e os resultados experimentais.

Figura 29. Desacoplamento e envio de sinais aos motores



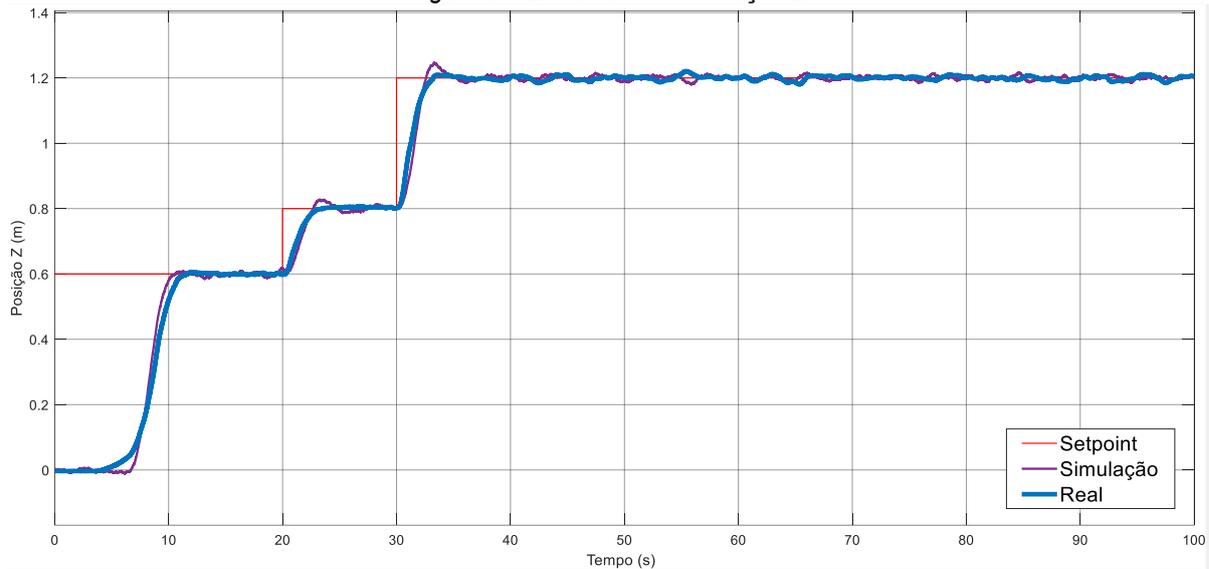
Fonte: Autor

4.3 Resultados e discussões

Para os resultados apresentados a seguir, a taxa de amostragem foi setada em 5 ms e o tempo de execução do ensaio foi configurado como 100 segundos.

A Figura 24 apresenta os resultados para o ensaio de altitude (posição Z). No tempo de 0 a 20 s, o setpoint foi definido como 0,6 m, em seguida, a referência foi fixada em 0,8m (de 20s a 30s) e por fim um novo setpoint fixado em 1m (de 30s a 100s). A curva em vermelho apresenta os dados referentes ao setpoint, a curva roxa apresenta o resultado computacional e a curva em azul refere-se ao sistema experimental.

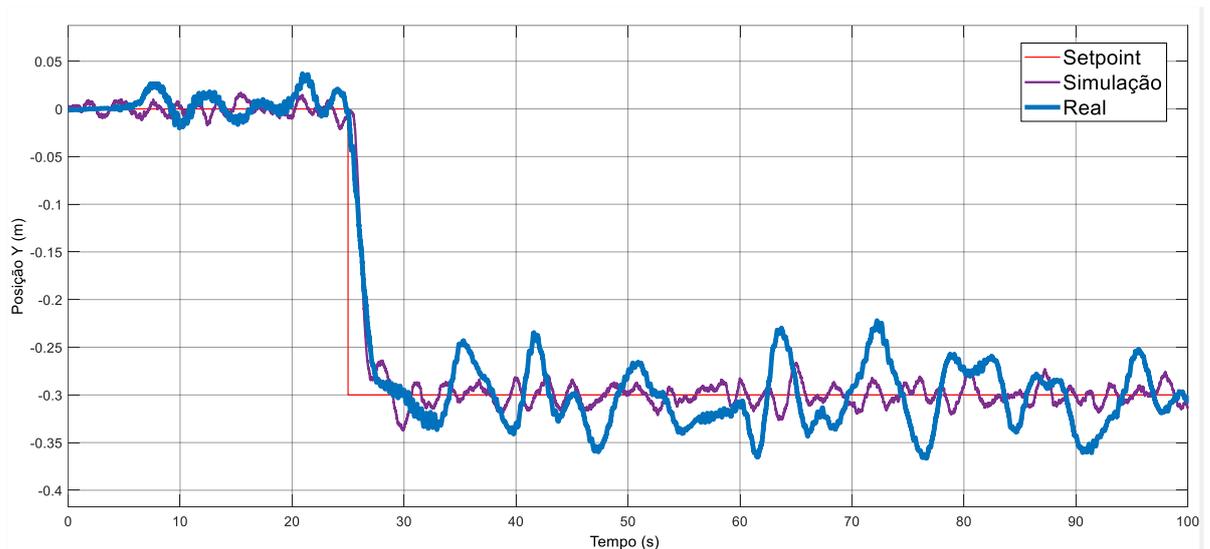
Figura 30. Ensaio de voo - Posição Z



Fonte: Autor

Na sequência, os testes da posição Y do quadricóptero foram desenvolvidos de modo que inicialmente o drone encontra-se na posição inicial $Y=0$, em seguida, no instante de tempo de 25 segundos o veículo foi submetido a um setpoint de $-0,3m$. A Figura 25 apresenta as respostas do processo.

Figura 31. Ensaio de voo - Posição Y

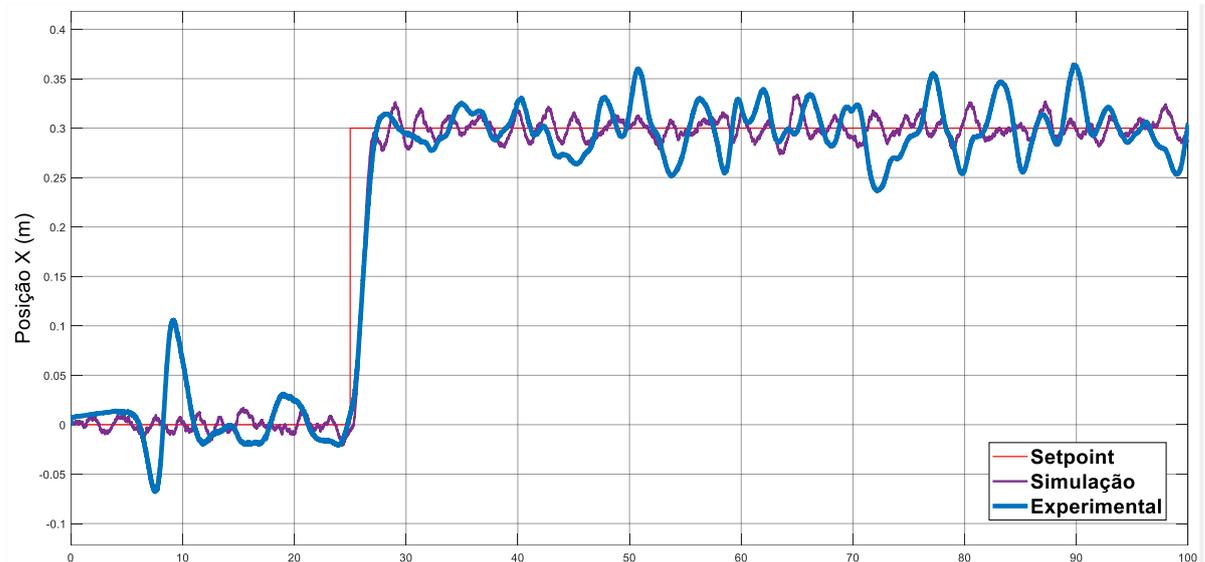


Fonte: Autor

De forma análoga aos ensaios desenvolvidos para o controle da posição Y, foram feitos os ensaios para avaliação do controle da posição X, entretanto o setpoint

utilizado foi de 0,3m no instante de tempo de 25 segundos. A Figura 26 apresenta os resultados obtidos.

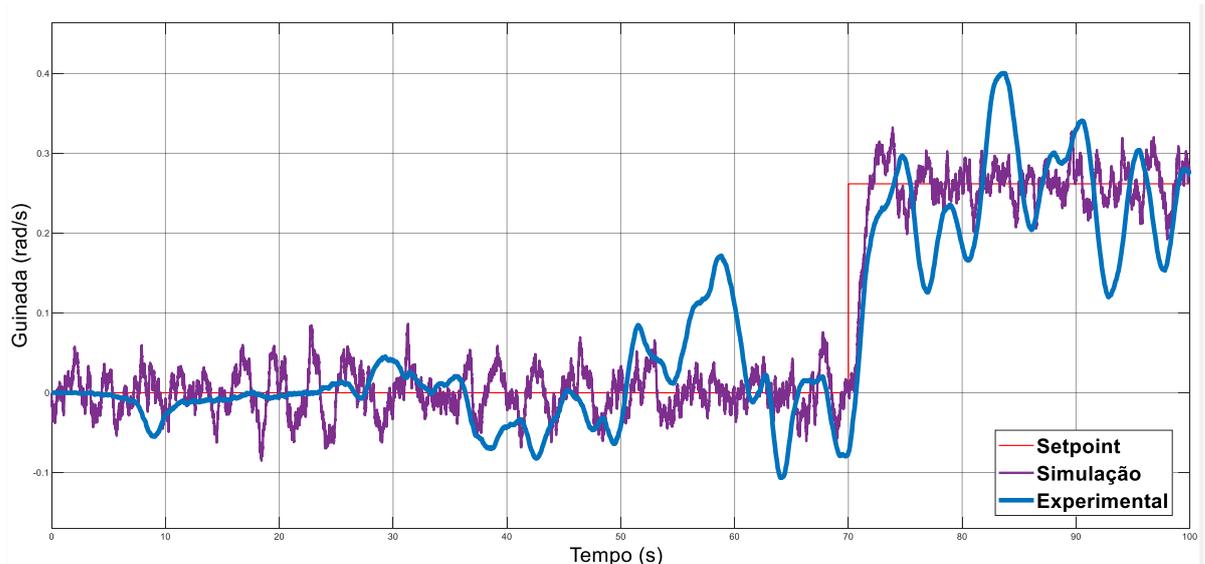
Figura 32. Ensaio de voo - Posição X



Fonte: Autor

Por último, os ensaios da guinada foram realizados de modo que no instante de tempo de 70 segundos foi aplicado um setpoint de 0,26 rad/s. A Figura 27 apresenta o ensaio da guinada.

Figura 33. Ensaio de voo - Guinada



Fonte: Autor

É importante ressaltar que os testes de voo apresentados foram realizados simultaneamente, objetivando verificar os distúrbios no sistema causados pelo desacoplamento estático que fora realizado. Através dos resultados apresentados, podemos observar um comportamento estável, e que os controladores foram capazes de eliminar o erro em estado estacionário, tanto na simulação, quanto no veículo aéreo real.

Outro ponto a ser destacado é que se observa uma boa correspondência entre o veículo real e o modelo empregado na simulação. Ou seja, a representação matemática consegue captar com qualidade a dinâmica da aeronave.

5. Conclusões

Este trabalho apresentou o projeto de um controle de posição de três eixos utilizando uma formulação LQI para um quadricóptero. A modelagem matemática da aeronave foi a base dos ensaios computacionais. A proposta foi avaliada tanto por meio de uma simulação numérica quanto pela validação experimental. Os resultados experimentais foram avaliados através do Qball-X4.

O software QUARC 2020 SP2 possibilitou a comunicação com o veículo real, além de garantir o armazenamento de informações do sistema de sensoriamento. O sistema de rastreamento Optitrack mostrou-se preciso e atendeu todas as necessidades para o envio e recepção de dados.

Com base nos parâmetros encontrados na literatura, e seguindo o modelo matemático apresentado, os controladores LQI foram projetados através do software Matlab. A execução do modelo e a geração de código para a aeronave foi feita através do software Simulink. Os dados de voo foram salvos em um arquivo para realizar a comparação do desempenho do controlador nos dois ambientes.

Através dos resultados apresentados, é possível observar que o controlador LQI foi eficaz, e encontra-se bem sintonizado. Os resultados experimentais relativo ao controle de posição do quadricóptero foram avaliados como satisfatórios devido a boa correspondência entre o modelo e o veículo real, apesar de o sistema real apresentar mais ruído do que as simulações no que se diz a respeito dos eixos X e Y e a guinada, o que torna o momento propício para a realização de uma nova identificação do modelo.

A principal contribuição deste trabalho associa-se à realização experimental do controle, uma vez que muitos trabalhos encontrados no campo de controle multivariável são desenvolvidos apenas em ambientes de simulação.

6. Trabalhos Futuros

Há uma extensa gama de aplicações, melhorias e inovações ao trabalhar com o controle de veículos aéreos não tripulados. Dentre elas podemos destacar:

- Identificação experimental do modelo: visto que o veículo experimental utilizado já se encontra bastante usado, é interessante realizar a identificação do modelo com o objetivo de aumentar a performance dos controladores, entretanto, tal identificação requer utilizar métodos que comparem a real saída do controlador com a saída do controlador do modelo, uma vez que a planta em questão apresenta integradores (que na presença de distúrbios dificulta a identificação) e seu comportamento é instável.
- Implementação de novas técnicas de controle: Embora os resultados obtidos com o controlador LQI são satisfatórios, novas técnicas de controle podem ser avaliadas objetivando-se aumentar ainda mais o desempenho do quadricóptero. Dentre as técnicas de controle avançadas, o controle preditivo vem ganhando destaque no meio acadêmico.
- Desenvolvimento de uma interface de rastreamento de voo: visando facilitar ao usuário a operação do quadricóptero, uma interface de voo pode ser facilmente desenvolvida utilizando as ferramentas já fornecidas pelo fabricante. Tal implementação pode ser útil para rastrear a movimentação do drone em um ambiente de voo de difícil visualização do veículo.
- Aplicação de uma aeronave autônoma em um ambiente industrial: é notório o espaço que quadricópteros vem ganhando na indústria nos últimos anos, dessa forma, um quadricóptero autônomo pode ser programado para realizar tarefas sem necessitar da intervenção humana, seja para rastrear objetos, linhas de produção, trabalhos em altura, etc.

7. Referências Bibliográficas

- A, BITTAR *et al.* Guidance Software-In-the-Loop simulation using X-Plane and Simulink for UAV's. **Unmanned Aircraft Systems (ICUAS) 2014 International Conference on**, 2014. 993-1002.
- AHMAD, Faraz *et al.* Simulation of the Quadcopter Dynamics with LQR based Control, 2020.
- BOUABDALLAH, S. **Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying**. École Polytechnique Fédérale de Lausanne. [S.l.]. 2007.
- COSTA, S. A. P. **Controlo e Simulação de um Quadrirotor Convencional**. Universidade Técnica de Lisboa. [S.l.]. 2008.
- DORF, Richard C.; BISHOP, Robert H. **Modern Control Systems**. New Jersey: Pearson Education, 2011.
- GIERNACKI, W. *et al.* Crazyflie 2.0 quadrotor as a platform for research and education in robotics and control engineering. **2017 22nd International Conference on Methods and Models in Automation and Robotics (MMAR)**, 2017. 37-42.
- GUPTE, S; MOHANDAS, P.I.T; CONRAD, J. A Survey of Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles. **Proceeding of the IEE Southeastcon**, Orlando, 2012.
- HOFFMAN, F; GODDEMEIER, N; BERTRAM, T. Attitude Estimation and Control of a Quadcopter. **IEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS'2010)**, Taiwan, 2010. 1072-1077.
- HUGGINS, R. **Advanced Batteries: Materials Science Aspects**. [S.l.]: Springer, 2008.
- JOUKHADAR, Abdulkader; ALCHEHABI, Mohammad; JEJEH, Adnan. **Advanced UAVs Nonlinear Control Systems and Applications**, Junho 2019.
- LEISHMAN, J. G. **A History of Helicopter Flight**. [S.l.]: Cambridge University Press, 2000.
- LIANG, W. **Attitude Estimation of Quadcopter through Extended Kalman Filter**. [S.l.]. 2017.
- LIMA, Gabriel V. **Modelagem Dinâmica e Controle para Navegação de um veículo Aéreo Não Tripulado do Tipo Quadricóptero**. Universidade Federal de Uberlândia. [S.l.]. 2015.
- LIMA, Gabriela V. **Planejamento de Trajetórias para Quadricópteros em Tarefas de Perseguição**. Universidade Federal de Uberlândia. Uberlândia. 2019.
- LUIS, C & L. N. J. **Design of a trajectory tracking controller for a nanoquadcopter**. École Polytechnique de Montréal. [S.l.]. 2016.
- NOBAHARI, Hadi & K. S. & S. A. S. Hardware-in-the-loop optimization of an active vibration controller in a flexible beam structure using evolutionary algorithms. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, 2013.
- OPTITRACK. Flex 3. **Optitrack**. Disponível em: <https://optitrack.com/cameras/flex-3/>.
- OUKHADAR, Abdulkader *et al.* **Mechanisms and Machine Science**. [S.l.]: [S.n.], 2018.
- QUADROS, O. **Implementation of on Explicit Reference Governor in a Nonlinear Quadcopter System**. Boston, Massachusetts. 2015.

QUANSER. **Quanser Qball-X4**. [S.l.]. 2009.

QUANSER. Quanser Qball-X4, 2010.

RAFO, G. V. Robust Control Strategies for a Quadrotor Helicopter: An Underactuated Mechanical System. **Tese (Doutorado)**, Seville, 2011.

RAUT, Akshat A. Model-Based Control of an RCCI Engine, University Of Alberta, 2017.

SÁ, R. C. Construção, Modelagem Dinâmica e Controle PID para Estabilidade de um Veículo Aéreo Não Tripulado do Tipo Quadrirotor. **Dissertação (Mestrado), Curso de Engenharia em Teleinformática, Universidade Federal do Ceará**, Fortaleza, 2012.

SANCHEZ, A. *et al.* Hovering Flight Improvement of a Quadr-rotor Mini UAV Using Brushless DC Motors. **Journal of Intelligent and Robotic Systems**, 2010. 61-85.

SHAOSHENG, F; ZHU, Haizhou. Simulation of the fuzzy PID Control SYstem for Brushless DC motors based on MATLAB. **International Conference on Automatic Control and Artificial Intelligence (ACSI)**, Xiamen, 2012. 1854-1857.

SKÖD, Alexander. **A Practical Approach: Implementing Security for limited packet size**. Lund University. [S.l.]. 2017.

XIU, H. *et al.* A reconfigurable quadcopter with foldable rotor arms and a deployable carrier. **2017 IEE International Conference On Robotics and Biomimetics (ROBIO)**, Macau, 2017. 1412-1417.

ZIENTARA, P. A. *et al.* Drones as collaborative sensors for image recognition. **2018 IEE International Conference on Consumer Electronics (ICCE)**, Las Vegas, 2018. 1-4.