DESENVOLVIMENTO, CONSTRUÇÃO E CONTROLE DE UMA AERONAVE DE ROTORES INCLINÁVEIS

Jorge Luiz Affonso Xavier Junior

DESENVOLVIMENTO, CONSTRUÇÃO E CONTROLE DE UMA AERONAVE DE ROTORES INCLINÁVEIS

Aluno: Jorge Luiz Affonso Xavier Junior

Orientador: Msc. William de Souza Barbosa

Coorientador: Phd. Mauro Speranza Neto

Trabalho apresentado como requisito parcial à conclusão do curso de Engenharia de Controle e Automação na Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, Brasil

Agradecimentos

Agradeço primeiramente a Deus, por todas as oportunidades que tive durante toda a vida, pelas bênçãos recebidas, pelo privilégio de poder desenvolver minhas habilidades intelectuais e através delas alcançar meus sonhos.

Agradeço aos meus pais, Lílian Affonso Xavier e Jorge Luiz Affonso Xavier, aos quais devo tudo que possuo, obrigado por sempre acreditarem em mim e nos meus sonhos, mesmo nos momentos mais difíceis, onde até mesmo eu deixei de acreditar.

Agradeço a minha esposa, Marcelle Fonseca Aieta Affonso Xavier que sempre esteve presente, apoiando-me nos momentos difíceis e oferecendo o suporte necessário para que eu conseguisse cumprir meus objetivos.

Agradeço a todos os familiares que compreenderam, minhas ausências em momentos importantes de suas vidas, devido as provas e trabalhos realizados durante período da graduação.

Agradeço a meu orientador, William de Souza Barbosa que me apresentou a possibilidade de realizar este projeto, pela sua disponibilidade, pela confiança depositada em mim, e pela paciência.

Ao amigo Rodrigo Simões Pessoa que iniciou este projeto, meu grande parceiro durante o desenvolvimento do mesmo.

Aos professores Mauro Speranza Neto e Tiago Roux de Oliveira pelos suportes acadêmicos prestados durante todo o projeto.

E por fim agradeço a professora Ana Beltran Pavani coordenadora do curso de graduação em Engenharia de Controle e Automação da Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro, pela ajuda e dedicação ímpares durante todo período de graduação.

Resumo

Este trabalho tem por objetivo, relatar o desenvolvimento do projeto do protótipo de uma aeronave em escala de rotores inclináveis, citar de forma clara e objetiva os detalhes de sua construção, e também expor as técnicas de controle utilizadas com objetivo de determinar e garantir a trajetória vertical da mesma. A modelagem do sistema foi desenvolvida previamente em conjunto com o aluno Rodrigo Simões Pessoa do curso de Engenharia de Controle e Automação da Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro. Esta modelagem pode ser observada em detalhes no relatório de projeto final de curso do mesmo [8]. O protótipo foi desenvolvido utilizando materiais de fácil obtenção e de baixo custo, mas que atendem de forma aceitável as especificações do projeto. O sistema é complexo, apresentando características não-lineares e não-afins, o que tornou a tarefas de modelagem e controle desafiadoras do ponto de vista matemático. Foi necessário realizar simplificações para utilizar as seguintes técnicas de controle: Controle por Realimentação de Estados utilizando o otimizador LQR (Linear-Quadratic Regulator). Conseguimos controlar matematicamente o sistema utilizando as técnicas propostas.

Palavras-chave: Controle de Sistemas não-lineares e não-afins, Controle por Realimentação de Estados, LQR (Linear-Quadratic Regulator), Desenvolvimento de aeronave em escala.

DEVELOPMENT, CONSTRUCTION AND CONTROL OF A TILT-ROTOR DRONE

Abstract

The aim of this course completion work is to report on the development of the prototype design of an aircraft in tilt rotor scale, to clearly and objectively cite the details of its construction, as well as to present the control techniques used to determine and guarantee the trajectory Vertically (Hover). The modeling of the system was previously developed jointly with student Rodrigo Simões Pessoa of the course of Control Engineering and Automation of the Pontifical Catholic University of Rio de Janeiro. This modeling can be observed in detail in the project final report of the course [8]. The prototype was developed using materials that are easily to obtain and very cheap, but that meet the project specifications in an acceptable way. The system is complex, presenting nonlinear and non-affine characteristics, which made the tasks of modeling and control challenging from the mathematical point of view. Simplifications were necessary to use the following control techniques: State Feedback Control using the Linear-Quadratic Regulator (LQR). We were able to mathematically control the system using the proposed techniques.

Key words: Control of nonlinear and non-affine systems, State Feedback Control, Linear-Quadratic Regulator (LQR), Aircraft development at scale.

Lista de símbolos

ϕ - Posição angular em relação ao eixo X (também é um estado).

θ - Posição angular em relação ao eixo Y (também é um estado).

ψ - Posição angular em relação ao eixo Z (também é um estado).

$\dot{\phi}$ - Componente de velocidade angular ao longo do eixo X (também é um estado).

$\dot{\theta}$ - Componente de velocidade angular ao longo do eixo Y (também é um estado).

$\dot{\psi}$ - Componente de velocidade angular ao longo do eixo Z (também é um estado).

v_x - Componente de velocidade ao longo do eixo X (também é um estado).

v_y - Componente de velocidade ao longo do eixo Y (também é um estado).

v_z - Componente de velocidade ao longo do eixo Z (também é um estado).

r_{lpx} - Posição vetorial do rotor esquerdo em relação ao centro de massa do veículo.

r_{lpy} - Posição vetorial do rotor esquerdo em relação ao centro de massa do veículo.

r_{lpz} - Posição vetorial do rotor esquerdo em relação ao centro de massa do veículo.

r_{rpx} - Posição vetorial do rotor esquerdo em relação ao centro de massa do veículo.

r_{rpy} - Posição vetorial do rotor esquerdo em relação ao centro de massa do veículo.

r_{rpz} - Posição vetorial do rotor esquerdo em relação ao centro de massa do veículo.

r_{bpx} - Posição vetorial do rotor esquerdo em relação ao centro de massa do veículo.

r_{bpy} - Posição vetorial do rotor esquerdo em relação ao centro de massa do veículo.

r_{bpz} - Posição vetorial do rotor esquerdo em relação ao centro de massa do veículo.

J_{xx} - Componente da matriz de inércia J (tensor de inércia).

J_{xy} - Componente da matriz de inércia J (tensor de inércia).

J_{xz} - Componente da matriz de inércia J (tensor de inércia).

J_{yx} - Componente da matriz de inércia J (tensor de inércia).

J_{yy} - Componente da matriz de inércia J (tensor de inércia).

J_{yz} - Componente da matriz de inércia J (tensor de inércia).

J_{zx} - Componente da matriz de inércia J (tensor de inércia).

J_{zy} - Componente da matriz de inércia J (tensor de inércia).

J_{zz} - Componente da matriz de inércia J (tensor de inércia).

k_{lp} - Constante de acoplamento eletromecânico do motor esquerdo/hélice.

k_{rp} - Constante de acoplamento eletromecânico do motor direito/hélice.

K_{bp} - Constante de acoplamento eletromecânico do motor traseiro/hélice.

m - Massa total do modelo.

g - Valor absoluto força gravitacional (aproximadamente $9,81 \text{ [m/s}^2\text{]}$).

Lista de tabelas

Tabela 1 (Propriedades mecânicas do PVC).....	3
Tabela 2 (Características do servomotor Tower Pro MG995).....	9
Tabela 3 (Características do motor Emax CF2822 1200KV).....	10
Tabela 4 (Características da placa de controle Arduino Mega).....	12
Tabela 5 (Características do ESC 30A Hobbypower).....	13
Tabela 6 (Características do sensor MPU6050).....	15
Tabela 7 (Características do sensor BMP180).....	16
Tabela 8 (tabela de variáveis conjecturadas movimento de Hover).....	18

Lista de figuras

Figura 1 (Representação do modelo em escala desenvolvido).....	2
Figura 2 (Resultado simulação de deformação da estrutura).....	4
Figura 3 (Resultado simulação de deslocamento da estrutura).....	5
Figura 4 (Resultado simulação de concentração de tensões sobre a estrutura).....	5
Figura 5 (Acoplamento entre a asa e servomotor).....	6
Figura 6 (Acoplamento entre a calda e o suporte do rotor traseiro).....	7
Figura 7 (Hélice utilizada no modelo em escala).....	8
Figura 8 (Servomotor Tower Pro MG995).....	8
Figura 9 (Motor Brushless Emax CF2822 1200KV).....	10
Figura 10 (Placa de controle Arduino Mega).....	12
Figura 11 (ESC 30A Hobbypower).....	13
Figura 12 (Sensor MPU6050).....	14
Figura 13 (Representação gráfica dos graus de liberdade apresentados pelo sensor).....	14
Figura 14 (Sensor BMP180).....	15
Figura 15 (Esquemático protocolo I2C utilizado no projeto).....	16
Figura 16 (Esquemático representativo do sistema em malha fechada com realimentação de estados).	20

Sumário

Introdução.....	1
1. Projeto do modelo em escala.....	2
1.1 - Definições e características dos materiais utilizados.....	2
1.2 - Asas e estrutura.....	3
1.3 - Acoplamentos Mecânicos.....	6
1.4 - Hélices.....	7
1.5 - Servomotores.....	8
1.6 - Motores brushless (Rotores).....	9
2- Eletrônica.....	12
2.1 - Arduino Mega.....	12
2.2 - Controladores de velocidade.....	13
2.3 - Sensores.....	14
2.3.1 - Acelerômetro/Giroscópio (MPU6050).....	14
2.3.2 - Altímetro.....	15
2.3.3 - Protocolo de comunicação I2C.....	16
3 - Controle.....	17
3.1 - Modelo matemático do sistema.....	17
3.2 - Realimentação de estados.....	20
3.3 - LQR (Linear-Quadratic Regulator).....	21
3.4 - Aplicação das técnicas de controle propostas.....	22
4 - Conclusões e considerações finais.....	24
5 - Referências.....	25
Apêndices.....	27
Apêndice 1 - Resposta do sistema em malha aberta ao degrau unitário.....	27

Apêndice 2 - Resposta do sistema em malha fechada ao degrau unitário.....	31
Apêndice 3 - Resposta do sistema em malha fechada - (LQR) ao degrau unitário.....	34

Introdução

O helicóptero surgiu como uma tentativa de criar uma aeronave de combate que pudesse manter-se perto e circular em torno de um alvo terrestre, estático ou móvel, eliminando a possibilidade de fuga do mesmo e mantendo-se em vantagem devido a posição mais elevada. O helicóptero, deste modo, é uma aeronave ágil, capaz de voar com bastante precisão em espaços reduzidos (se comparado às aeronaves militares convencionais), mantendo-se sempre à uma distância adequada do alvo, preservando a vantagem aérea.

As aeronaves com rotores inclináveis podem ser consideradas como o próximo passo após a invenção do helicóptero e surgiram como uma tentativa de unir, sinergicamente, as vantagens de uma aeronave militar padrão e um helicóptero. O helicóptero não consegue alcançar elevadas velocidades de cruzeiro comparando-se às aeronaves de combate convencionais, estas altas velocidades são extremamente necessárias em operações militares, pois o deslocamento de tropas e insumos é um ponto crucial para que sejam bem sucedidas. A aeronave com rotores inclináveis busca, deste modo, unir as seguintes características:

- Aterrissagem e decolagem vertical (VTOL – Vertical Takeoff and Landing).
- Movimentação precisa em espaços reduzidos.
- Elevadas velocidades de cruzeiro.
- Maior estabilidade e controle.

A primeira característica elimina a necessidade de uma pista de pouso, reduzindo a área de pouso a apenas um espaço circular (uma clareira) como um heliporto. A segunda característica, inerente aos helicópteros, é necessária para que a nova aeronave seja ágil o suficiente para que possa perseguir um alvo terrestre (ou múltiplos alvos terrestres), independentemente do mesmo, estar em movimento ou estático, preservando sua vantagem aérea. A terceira característica é importante pois possibilita a aeronave alcançar as zonas de combate rapidamente e também permite que elas possam acompanhar as aeronaves militares que, por sua vez, pode ser importante em missões de reabastecimento. A quarta característica é esperada de qualquer aeronave pois estabilidade, e possibilidade de controle são os pontos de partida quando se deseja projetar qualquer sistema dinâmico.

A aeronave com rotores inclináveis desenvolvida neste estudo foi baseada no avião militar multifunção V-22 Osprey desenvolvido pela Boeing e na modelagem matemática desenvolvida no projeto final de curso do aluno Rodrigo Simões Pessoa[8].

1 – Projeto do modelo em escala

Como dito anteriormente o projeto foi baseado no avião militar multifunção V-22 Osprey. Inicialmente definimos quais características do avião seriam interessantes manter, e quais iríamos modificar, com intuito de facilitar a prototipagem do modelo em escala e sua modelagem matemática. Resolvemos permitir que os rotores laterais do modelo desenvolvido se movimentassem independentemente, mantendo a característica do avião original, o modelo em escala seria construído sem carenagem, o que diminuiria consideravelmente a influência do arrasto aerodinâmico na dinâmica do sistema, além disso, decidimos adicionar um rotor de calda, eliminando assim os cinco flaps traseiros que a aeronave original possui, isso tornou a modelagem matemática menos complexa e mais enxuta, além de facilitar o projeto de controle e a construção mecânica da parte traseira da aeronave.

Figura 1 – Representação do modelo em escala desenvolvido.

1.1 - Definições e características dos materiais utilizados

Os materiais utilizados na construção do aeromodelo foram em geral, escolhidos com base no custo e facilidade de obtenção. Pois o objetivo principal da construção do modelo era propiciar a criação de um elemento físico ao qual as técnicas de controle e as funções de sensoriamento do projeto pudessem ser testadas e aplicadas. Sendo assim, não foi necessário tornar o projeto mecânico muito complexo, o que possibilitou que a construção do modelo em escala fosse possível utilizando materiais comuns e de baixo custo. É importante salientar que mesmo não sendo materiais nobres, aqueles utilizados no projeto satisfazem e cumprem perfeitamente bem as funções as quais foram empregados.

Resolvemos definir inicialmente as características físicas que nos interessavam, a partir destas características, conseguimos definir os materiais utilizados e dimensionar de forma adequada os componentes, estas características estão listadas a seguir:

- Peso total: 2,2 Kg.
- Comprimento: 1 m.
- Largura (distância entre a ponta de cada asa): 1,2 m.
- Altura: 0,20 m.

O módulo central onde estão dispostos os componentes eletrônicos é constituído de madeira, o peso do módulo foi ajustado de maneira a não atrapalhar o desempenho dinâmico da aeronave, o material utilizado foi escolhido por apresentar características de bom isolante elétrico e fácil usinagem, o mesmo, foi usinado em uma máquina CNC, construído sob medida para atender as especificações do projeto.

1.2 - Asas e estrutura

As estruturas das asas e da calda do aeromodelo foram construídas utilizando tubos de PVC com diâmetro de uma polegada e de espessura igual a três milímetros, os mesmos, foram conectados entre si através de luvas, e foram conectados ao módulo central através de abraçadeiras de metal e parafusos auto atarraxantes. O PVC é um material muito versátil, por possuir baixa densidade volumétrica, e resistência mecânica elevada. Foram feitos ensaios de tração e compressão, utilizando o software de desenvolvimento *SolidWorks*, com a intenção de determinar se o material em questão era uma boa escolha e apresentaria o desempenho estrutural esperado, nas simulações foram usados esforços de ordens superiores aos que serão enfrentados pelo modelo durante o voo, os resultados obtidos estão dispostos a seguir, assim como a tabela de propriedades do material:

		PVC						Método de ensaio
		10 ⁹⁰	20	30	40	50	60	
Propriedades de certificação	Espessura (mm)	0,25	0,51	0,76	1,02	1,27	1,52	D5199
		± 0,013	± 0,03	± 0,04	± 0,05	± 0,06	± 0,08	
	Propriedades de tração (mín.):							
	-Resistência na ruptura (kN/m)	4,2	8,4	12,8	17,0	20,3	24,0	D882
	-Alongamento (%)	250	360	380	430	430	450	
	-Módulo a 100% (kN/m)	1,8	3,6	5,4	7,2	9,0	10,8	
	Resistência ao rasgo mínima (N)	11	27	35	44	58	67	D1004
	Estabilidade dimensional (%) (variação máx.)	4	4	3	3	3	3	D1204
	Impacto a baixa temperatura (°C)	-23	-26	-29	-29	-29	-29	D1790
Propriedades índices	Densidade mínima (g/cm ³)	1,2	1,2	1,2	1,2	1,2	1,2	D792
	Extração de água (%) (perda máx.)	0,16	0,15	0,15	0,20	0,20	0,20	D1239
	Perda máxima de voláteis (%)	1,5	0,9	0,7	0,5	0,5	0,5	D1203
	Enterradas no solo (variação máx.):							
	-Resistência na ruptura (%)	5	5	5	5	5	5	G160
	-Alongamento (%)	20	20	20	20	20	20	
	-Módulo a 100%	20	20	20	20	20	20	
	Resistência Hidrostática mín. (kPa)	290	470	690	830	1030	1240	D751
	Peso molecular médio mín.	400	400	400	400	400	400	D2124

Tabela 1 – Propriedades mecânicas do PVC.

As simulações foram feitas utilizando, esforços com ordem de grandeza superior aqueles experimentados pelo aeromodelo, para a simulação dos efeitos de compressão a força utilizada é ligeiramente maior que dez vezes o peso da aeronave, o esforço de tração é derivado do momento gerado pelo efeito giroscópico referente ao movimento angular do eixo dos servomotores e da base onde estão fixados os rotores, o peso estimado do aparato é de 200 gramas, os esforços de tração utilizados durante a simulação são aproximadamente dez vezes maiores que o peso do a aparato.

- Esforço de compressão: 300N.
- Esforço de tração: 20N.

Resultados obtidos pelas simulações:

Figura 2 – Resultado simulação de deformação da estrutura.

Figura 3 – Resultado simulação de deslocamento da estrutura.

Figura 4 – Resultado simulação de concentração de tensões sobre a estrutura.

É possível verificar através da análise do gráfico (Figura 2) que a máxima deformação ocorrida na estrutura devido aos esforços propostos foi de apenas $5,261 \times 10^{-5}$ ESTRN valor muito pequeno em relação ao comprimento total da estrutura, ou seja, em um segundo submetido a estas cargas a deformação será no máximo de 0,00005261. Em relação ao gráfico (Figura 3) podemos verificar que o deslocamento máximo ocorrido na estrutura foi de 0,1243 [mm] que novamente é desprezível em relação ao comprimento total. Por fim a análise do último gráfico (Figura 4) exprime que a tensão máxima sofrida pela estrutura é de $1,542 \times 10^5$ [N/m²] igual a 0,1542 [MPa] que é muito menor do que as tensões típicas de ruptura para o material (PVC) [10]. Assim, devido a análise dos resultados citados acima, é possível concluir que o material proposto cumpri de forma aceitável os requisitos estruturais necessários.

1.3 - Acoplamentos Mecânicos

O movimento angular das bases onde estão dispostos os rotores, é realizado por servomotores acoplados as extremidades das asas do aeromodelo, a conexão utilizada foi definida através de pesquisas e muita experimentação, chegamos a conjecturar sistemas complexos compostos por rolamentos e acoplamentos por interferência mecânica, porém a melhor solução foi obtida através de pesquisa. Conseguimos encontrar um suporte para câmera fotográfica que possuía acoplamentos e graus de liberdade semelhantes aqueles que necessitávamos, sua estrutura é composta de plástico moldado, como o aparato possui pequenas dimensões, e sua utilização nos possibilitou eliminar os sistemas de acoplamento que utilizavam rolamentos, conseguimos manter o peso da estrutura baixo. Este aparato fica conectado ao servomotor através de parafusos de fixação e é colado a estrutura do modelo nas extremidades das asas. Segue uma imagem ilustrativa, o servomotor está disposto a esquerda acoplado ao seu eixo de rotação é possível observar o suporte citado anteriormente e a direita está a extremidade da asa do aeromodelo.

Figura 5 – Acoplamento entre a asa e servomotor.

O acoplamento entre o rotor traseiro e a estrutura foi o mais desafiador, levando em consideração o projeto mecânico, tivemos que projetar uma estrutura circular que possibilitasse a passagem do ar através das pás que compõem a hélice traseira, e que possuísse ao mesmo tempo rigidez estrutural para suportar o peso do rotor. A solução encontrada está ilustrada pela imagem a seguir:

Figura 6 – Acoplamento entre a calda e o suporte do rotor traseiro.

Da mesma forma que os suportes dos rotores laterais a estrutura é composta por madeira compensada, foi usinada em máquina de corte a laser, é composta por partes distintas, a primeira é um anel que conecta a estrutura a calda da aeronave por meio de abraçadeiras de parafusos, a segunda é um disco onde está disposto o rotor traseiro, as duas conectam-se através de segmentos de retas, dispostos circularmente, estes são compostos do mesmo material citado acima.

1.4 - Hélices

Não foi possível encontrar opções comerciais para as hélices utilizadas nos rotores laterais do modelo, devido sua dimensão avantajada, este aeromodelo tem como principal característica asas muito grandes, elas são necessárias para gerar a resultante de forças vertical denominada empuxo, esta força é a responsável pela sustentação do modelo, durante o voo, a necessidade de asas grandes decorre do fato da aeronave ser capaz de decolar verticalmente, esta característica também é inerente aos seus parentes próximos, os helicópteros. Em aviões comuns com o formato das asas aliado a velocidade linear durante a decolagem, é possível gerar o empuxo necessário para sustentá-los no ar, porém precisam percorrer distâncias consideráveis para obter a velocidade necessária para a decolagem. Resolvemos então fabricar nossas hélices, optamos por fabricá-las em acrílico, a opção se justifica pelas características de baixa densidade, custo, facilidade de obtenção no mercado e capacidade de usinar o material dando a ele a forma desejada. O projeto mecânico é simples, fabricamos duas placas circulares, e entre elas fixamos as pás utilizando parafusos e porcas, ficamos muito satisfeitos com o resultado obtido, a estrutura mostrou-se bastante rígida e a estética obtida com o uso do acrílico superou as expectativas, além disso, o empuxo gerado deve ser suficiente para garantir a sustentação da aeronave devido as suas dimensões.

A hélice utilizada no rotor traseiro foi obtida de um modelo de Drone comercial, devido sua menor dimensão foi fácil encontrar opções de baixo custo com as características exigidas pelo projeto.

Figura 7 – Hélice utilizada no modelo em escala.

1.5 - Servomotores

Utilizamos servomotores para gerar o movimento angular dos rotores, a opção de utilizá-los no projeto se justifica pelas características do sistema e desse tipo de motor. Neste sistema, os rotores não podem excursionar mais que cento e oitenta graus, os motores possuem, baixo custo, pequena dimensão, torque constante em larga faixa de rotação, larga faixa de controle de rotação, alta capacidade de carga, controle preciso de posição e fácil implementação, pois existem inúmeras bibliotecas de utilização disponíveis[4]. O motor utilizado foi o Tower Pro MG995 [11].

Figura 8 – Servomotor Tower Pro MG995.

Características do Servomotor Tower Pro MG995:

Tensão de operação	4,8 – 11,1 V
Tipo de Engrenagem	Metálica
Modulação	Analógica
Velocidade de operação	0,20seg/60graus (4,8V sem carga)
Velocidade de operação	0,16seg/60graus (6,0V sem carga)
Torque	9,40 kg.cm (4,8V) e 11,00 kg.cm (6,0V)
Faixa de Rotação	180°
Tamanho cabo	300mm
Dimensões	40 x 19 x 43 mm
Peso	69g

Tabela 2 – Características do servomotor Tower Pro MG995.

Resolvemos projetar esta parte do sistema de forma superdimensionada, devido baixo custo dos componentes, sabemos que os esforços envolvidos serão muito inferiores aos 11kg.cm de torque que os motores são capazes de gerar [11], tendo em vista, as características físicas do modelo, após medições determinamos que o peso do aparato fixado ao eixo dos servomotores tem aproximadamente duzentas gramas, sendo assim, os esforços envolvidos possuem ordem de grandeza na faixa de 20N.

1.6 - Motores brushless (Rotores)

Estes motores são muito utilizados em aeromodelismo, devido suas características de trabalho, corrente e tensão nominais baixas, e sua capacidade de fornecer torque elevado em altas rotações. Eles possuem vantagens em relação aos motores DC com escovas devido fato de seu rotor possuir ímãs permanentes, isso faz com que tenham confiabilidade maior, quantidade de ruído menor, sejam mais eficientes em termos de consumo de energia e possuem vida útil mais elevada. Além disso o custo desses motores também é bastante atrativo. Sua principal desvantagem é a necessidade de utilizar controladores de velocidades mais complexos do que aqueles utilizados em motores com escovas[14]. Para definir quais motores utilizaríamos o parâmetro principal é a potência, pois os mesmos serão responsáveis pela propulsão do modelo, outro parâmetro relevante é a relação KV do motor que fornece a velocidade de rotação nominal por tensão aplicada ao motor. O motor utilizado foi o Motor Brushless Emax CF2822 1200KV [13].

Figura 9 – Motor Brushless Emax CF2822 1200KV.

Características do Emax CF2822 1200KV:

Potência máxima	177,6 W
Rotação/Tensão	1200 RMP/V
Eficiência máxima	82%
Tensão de operação	7,4 - 11,1V
Eficiência máxima de corrente	7- 16 A (>75%)
Corrente	0,9A (10v sem carga)
Corrente máxima	16A/60seg
Resistência interna	150 ohm
Dimensões do estator	22 x 10 mm
Diâmetro do eixo	3 mm
Dimensões externas	28,5 x 30 mm (incluindo base de fixação)
Peso	39g

Tabela 3 – Características do motor Emax CF2822 1200KV.

Temos que a equação utilizada para estimar a potência necessária aos rotores do modelo é da forma:

$$P = F \cdot V \quad (1)$$

Potência Necessária (Rotores) = Força (Peso) x Velocidade (velocidade máxima).

- $|P|$ = Potência Necessária
- $|F|$ = Peso = $2,2 \times 9,81 = 21,58$ [N]
- $|V|$ = Velocidade máxima = $30 \text{ Km/h} = 8,33$ [m/s]

Sendo assim, os rotores em conjunto devem ser capazes de gerar aproximadamente 179,8 W. Os motores utilizados no projeto atuando em conjunto conseguem atender facilmente estes valores.

2- Eletrônica

2.1 - Arduino Mega

Os motivos que nos levaram a utilizar a plataforma Arduino Mega como unidade central de processamento do nosso sistema são muitos, entre eles podemos citar, quantidade de bibliotecas disponíveis, compatibilidade com os motores e sensores utilizados, utilização linguagem de programação C, baixo custo, quantidade de portas de I/O, capacidade de processamento, ambiente de programação amigável, comunicação utilizando protocolo I2C, baixo peso e o objetivo do projeto de apenas prototipar o aeromodelo. O modelo escolhido foi o Arduino Mega, essa opção se justifica pelo número maior de saídas analógicas, necessárias devido ao número de motores utilizados no projeto [16].

Figura 10 – Placa de controle Arduino Mega.

Características do Arduino Mega:

Tamanho	5,3cm x 10,2cm x 1,0cm
Microcontrolador	ATmega2560
Tensão de operação	5 V
Tensão de entrada (recomendada)	7 – 12 V
Tensão de entrada (limites)	6 – 20 V
Pinos de entrada/saída (I/O) digitais	54 (dos quais 15 podem ser saídas PWM)
Pinos de entrada analógicas	16
Corrente DC por pino I/O	40 mA
Corrente DC para pino de 3,3V	50 mA
Memória Flash	256 KB
SRAM	8 KB
EEPROM	4 KB
Velocidade de Clock	16 Mhz

Tabela 4 – Características da placa de controle Arduino Mega.

2.2 - Controladores de velocidade

Os motores brushless utilizados necessitam de controladores de velocidade complexos, devido sua construção mecânica. Para estes motores utilizamos os controladores conhecidos como ESC (Electronic Speed Control) estes possuem a função de controlar a velocidade e a potência fornecida pelos motores. Como o motor brushless é por construção um motor trifásico o controlador deve ser capaz de gerar três sinais senoidais, a partir, de uma fonte de tensão contínua (bateria), além disso, deve definir adequadamente suas amplitudes, frequência e o deslocamento de fase entre eles [17]. O parâmetro determinante na escolha deste componente é a corrente máxima que o motor pode fornecer, no caso dos motores escolhidos 16 Amperes. O ESC utilizado no projeto foi o ESC 30A com BEC interno da HobbyPower [14].

Figura 11 – ESC 30A Hobbypower.

Características do ESC 30A Hobbypower:

Corrente nominal	30A contínuos
Corrente de pico	40 A por até 10 segundos
Tensão de operação	5,6 - 12,2 V
BEC interno	2A / 5V (modo linear)
Dimensões	45 x 24 x 11 mm
Peso	25 g

Tabela 5 – Características do ESC 30A Hobbypower.

2.3 - Sensores

2.3.1 - Acelerômetro/Giroscópio (MPU6050)

Figura 12 – Sensor MPU6050.

O sensor utilizado foi o MPU6050, este sensor possui grande precisão de medida e apresenta no mesmo módulo acelerômetro e giroscópio possibilitando medições em três eixos coordenados, ou seja, possui seis graus de liberdade fornecendo leituras de acelerações e velocidades angulares. Além disso é possível obter as posições relativas nos três eixos coordenados através do recurso matemático da integral aplicada as velocidades angulares obtidas do sensor. Ele utiliza o protocolo de comunicação I2C, que é compatível com a placa de controle utilizada (Arduino Mega), além de possuir pequenas dimensões e baixo peso [18,19,20].

Figura 13 – Representação gráfica dos graus de liberdade apresentados pelo sensor.

Características do MPU6050:

Tensão de operação	3 - 5 V
Conversor AD	16 bits
Comunicação	Protocolo padrão I2C
Faixa do Giroscópio	$\pm 250, 500, 1000, 2000^\circ/\text{s}$
Faixa do Acelerômetro	$\pm 2, \pm 4, \pm 8, \pm 16 \text{ (g)}$
Dimensões	25 g

Tabela 6 – Características do sensor MPU6050.

Como a maioria dos sensores, o MPU6050 exige que seja feita previamente uma rotina de calibração, o procedimento é simples, porém essencial para que as leituras obtidas sejam confiáveis e representem a realidade. O procedimento consiste basicamente em posicionar o sensor em uma superfície plana, mantendo-o estático durante todo processo de calibração, dessa forma realizamos as medições, substituímos os valores obtidos no código, estes serão nossos valores de offset e irão garantir a confiabilidade nas medições.

O código utilizado para configurar e utilizar o dispositivo encontra-se na seção de anexos.

2.3.2 - Altímetro

Figura 14 – Sensor BMP180.

Este é um sensor de temperatura e pressão, é o sucessor do sensor BMP085 e foi projetado para ser mais compacto e eficiente em termos energéticos do que seu antecessor, existe a opção de realizar medições de temperatura, mas sua utilização geralmente é empregada na medição de altitude. Devido suas características de pequena dimensão e baixo consumo, é utilizado em sistemas de GPS, smartphones, tablets e equipamentos esportivos. Assim como o MPU6050 também utiliza o protocolo de comunicação I2C. Seu funcionamento é simples, o sensor é capaz de medir a pressão atmosférica, de acordo com esta informação é possível estimar a altitude [16].

Características do BMP180:

Tensão de operação	1,8 – 3,6 V
Faixa de pressão	300 a 1100 hPa
Comunicação	Protocolo padrão I2C
Possui sensor de temperatura	-
Calibrado de fábrica	-
Dimensões	15 x 15 mm

Tabela 7 – Características do sensor BMP180.

Como consta em sua tabela de características este componente não necessita de calibração.

O código utilizado para configurar e utilizar o dispositivo encontra-se na seção de anexos.

2.3.3 - Protocolo de comunicação I2C

O protocolo de comunicação I2C (Circuito Inter-Integrado) é um barramento serial (Bus de campo), os dispositivos estão conectados a placa de controle por meio de dois canais. Esta característica é o que torna o I2C muito prático, reduzindo o número de conexões utilizadas, por isso é utilizado em diversas aplicações.

Figura 15 – Esquemático protocolo I2C utilizado no projeto.

A utilização deste protocolo foi determinante na escolha da placa central de controle (Arduino Mega) e dos sensores, pois os mesmos já apresentavam conexões prontas para a utilização deste protocolo, assim foi muito menos complicado estabelecer a conexão entre os componentes. O canal SDA (Serial Data) é responsável por transferir os dados (enviar e receber) de um componente para outro, esta linha é bidirecional. Já o canal SCL (Serial Clock) é responsável pela temporização garantindo que o fluxo de dados no canal SDA seja confiável [25].

3 – Controle

3.1 – Modelo matemático do sistema

O modelo matemático representativo do sistema foi desenvolvido em parceria com Rodrigo Simões Pessoa e é amplamente discutido em seu projeto final de graduação [8]. Conforme descrito no mesmo trabalho, o sistema analítico é extremamente complexo e será objeto de muitos estudos e discussões futuras, pois o mesmo é não linear [5] e não afim na entrada [5].

O sistema é não linear, pois não obedece o princípio da superposição (por possuir elementos de seno, cosseno e elementos quadráticos) e é não afim na entrada, pois sua entrada é acoplada e depende dos estados.

Não foi possível exibir de forma gráfica neste trabalho as equações analíticas na forma matricial devido a quantidade elevada de termos pertencentes a matriz, a mesma pode ser gerada pelo código em anexo (Código deduções matemáticas), e está totalmente definida no código em anexo (Código de controle).

De uma maneira sucinta, conforme já descrito em [8], não foi possível controlar o sistema analítico através de técnicas de controle clássico, todavia, para fins de estudo de controle, resolvemos restringir nosso estudo apenas ao movimento de "*HOVER*" (flutuação), pois o mesmo seria um movimento a princípio aquele com dinâmica mais trivial. Para tal, conjecturaremos os seguintes valores das variáveis:

Segue a tabela de variáveis conjecturadas:

Variável do sistema	Valor estimado	Origem do dado
Wdelta	$-2 \cdot \pi$ [rad/s]	Datasheet Tower Pro MG995
klp	1	Constante de acoplamento eletromecânico
krp	1	Constante de acoplamento eletromecânico
kbp	1	Constante de acoplamento eletromecânico
Jxx	$1e-9 \cdot 57365230.29$	Modelo <i>SolidWorks</i>
Jxy	$1e-9 \cdot 7372.76$	Modelo <i>SolidWorks</i>
Jxz	$1e-9 \cdot 3639.40$	Modelo <i>SolidWorks</i>
Jyx	$1e-9 \cdot 7372.76$	Modelo <i>SolidWorks</i>
Jyy	$1e-9 \cdot 104669206.42$	Modelo <i>SolidWorks</i>
Jyz	$1e-9 \cdot 1000159.15$	Modelo <i>SolidWorks</i>
Jzx	$1e-9 \cdot 3639.40$	Modelo <i>SolidWorks</i>
Jzy	$1e-9 \cdot 1000159.15$	Modelo <i>SolidWorks</i>
Jzz	$1e-9 \cdot 64929661.23$	Modelo <i>SolidWorks</i>
m	$2230.89 \cdot 1e-3$ [Kg]	Modelo <i>SolidWorks</i>
g	9.81 [m/s ²]	Dado físico
rlpx	$-21.83 \cdot 0.001$ [m]	Modelo <i>SolidWorks</i>
rlpy	$-348.09 \cdot 0.001$ [m]	Modelo <i>SolidWorks</i>
rlpz	$-220.97 \cdot 0.001$ [m]	Modelo <i>SolidWorks</i>
rrpx	$-21.83 \cdot 0.001$ [m]	Modelo <i>SolidWorks</i>
rrpy	$-348.09 \cdot 0.001$ [m]	Modelo <i>SolidWorks</i>
rrpz	$-220.97 \cdot 0.001$ [m]	Modelo <i>SolidWorks</i>
rbpx	$-480.91 \cdot 0.001$ [m]	Modelo <i>SolidWorks</i>
rbpy	0	Modelo <i>SolidWorks</i>
rbpz	$-46.07 \cdot 0.001$ [m]	Modelo <i>SolidWorks</i>
wlp	100 [rpm]	Datasheet Emax CF2822
wrp	100 [rpm]	Datasheet Emax CF2822
wbp	100 [rpm]	Datasheet Emax CF2822
deltalp	0 [graus]	Condição para Hover
deltarp	0 [graus]	Condição para Hover
phi	0 [graus]	Condição para Hover
theta	0 [graus]	Condição para Hover
psi	0 [graus]	Condição para Hover
wphi	0 [rad/s]	Condição para Hover
wtheta	0 [rad/s]	Condição para Hover
wpsi	0 [rad/s]	Condição para Hover
vx	0 [m/s]	Condição para Hover
vy	0 [m/s]	Condição para Hover
vz	8.33 [m/s]	Máxima velocidade definida para o modelo

Tabela 8 – tabela de variáveis conjecturadas movimento de Hover.

Com tais valores, pode-se construir um sistema de matrizes (equações), que apresenta numericamente características lineares, para fins de estudo, admitimos ser invariante no tempo (desprezando distúrbios externos), seguem as matrizes de estado do sistema, para os parâmetros tabelados acima:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -18.1400 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 18.1400 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0000 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 4483 & 4483 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -90 & -90 & 90 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1220 & 1207 & 0 & -1 & 6 \\ -42 & -42 & 919 & -20602 & -21627 \\ 1 & 1 & -14 & -53921 & 53315 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

Temos que o posto das matrizes de controlabilidade e observabilidade é igual a doze, logo possuem posto completo. Dito isto, é possível afirmar que o sistema é controlável e observável [5].

Deste modo, pode-se determinar alguns parâmetros essenciais de controle, tais como controlabilidade [6], observabilidade [6] e resposta ao degrau, conforme as figuras dispostas na seção de apêndices (Apêndice 1).

3.2 – Realimentação de estados

Dado que o sistema é controlável é possível alocar os polos do sistema em malha fechada arbitrariamente, segundo a seguinte lei de controle [26]:

$$U = -K \cdot X \quad (6)$$

O sistema em malha fechada é dado por:

$$\begin{cases} \dot{X} = (A - B \cdot K) \cdot X \\ Y = C \cdot X \end{cases} \quad (7)$$

Figura 16 – Esquemático representativo do sistema em malha fechada com realimentação de estados.

O método consiste basicamente em encontrar o conjunto de ganhos que compõem a matriz K , levando os polos do sistema aos valores desejados. Para sistemas MIMO (Multiple input and Multiple output), existem diversas abordagens possíveis para determinação da matriz de ganhos K , neste trabalho utilizaremos duas delas, a primeira é fornecida pelo software de análise utilizado o *MatLab*, com este software é possível determinar a matriz de ganhos K através do comando "place(A,B,p)" onde A e B são as matrizes que definem o sistema e o vetor p carrega os valores desejados como novos polos do sistema. A segunda maneira é através do otimizador LQR [1,9,27].

3.3 – LQR (Linear-Quadratic Regulator)

É uma técnica de otimização de controle utilizada em conjunto com a Realimentação de Estados que se baseia na minimização de uma função de custo do tipo:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (X^T \cdot Q \cdot X + U^T R \cdot U) dt \quad (8)$$

É preciso que a matriz Q seja positiva semidefinida, o que garante que o sistema seja globalmente assintoticamente estável (Lyapunov e Teorema de Barballat-Lasalle) [5]. E a matriz R deve ser positiva definida.

Após a conjectura das matrizes Q e R devemos solucionar a equação de Riccati utilizando os parâmetros conjecturados. Segue a equação de Riccati [1,9,27]:

$$A^T \cdot P + P \cdot A - P \cdot B \cdot R^{-1} \cdot B^T \cdot P = -Q \quad (9)$$

Após a solução da equação obtemos a matriz P . A matriz K de ganhos do sistema é da forma:

$$K = R^{-1} \cdot B^T \cdot P \quad (10)$$

Através das matrizes Q e R é possível ponderar o efeito da minimização dos estados, de modo que:

- Se diagonal de Q > R a minimização dos estados prevalece em relação a minimização dos valores de entrada, ou seja, haverá um esforço de controle maior.
- Se diagonal de Q < R o esforço de controle será menor, aumentando a penalização dos estados.

3.4 – Aplicação das técnicas de controle propostas

Realimentação de estados:

Utilizando o comando "place" do *Matlab* para os seguintes polos conjecturados:

$$p = [-1 + 3i - 1 - 3i - 3 - 4 - 5 - 6 - 7 - 8 - 9 - 10 - 11 - 12] \quad (11)$$

Obtivemos a seguinte matriz de ganhos:

$$K = \begin{bmatrix} 0.1625 & -0.0115 & -0.2929 & 0.0412 & -0.0068 & -0.0896 & -0.0316 & -0.0310 & 0.0640 & -0.0058 & 0.0069 & 0.0100 \\ 0.1657 & 0.0211 & -0.2972 & 0.0418 & 0.0081 & -0.0907 & 0.0682 & -0.0313 & 0.0534 & 0.0104 & 0.0070 & 0.0085 \\ 0.2480 & 0.0033 & -0.0391 & 0.0760 & 0.0021 & -0.0085 & 0.0211 & 0.0012 & 0.0051 & 0.0019 & 0.0214 & 0.0004 \\ 0.0047 & 0.0001 & -0.0003 & 0.0015 & 0.0001 & -0.0000 & 0.0008 & -0.0011 & -0.0006 & 0.0001 & 0.0001 & -0.0002 \\ 0.0048 & -0.0000 & -0.0004 & 0.0016 & 0.0000 & -0.0000 & 0.0001 & -0.0010 & 0.0002 & -0.0000 & 0.0001 & 0.0001 \end{bmatrix} \quad (12)$$

Os resultados das simulações da resposta do sistema realimentado ao degrau unitário encontram-se na seção de apêndices (Apêndice 2).

Analisando-se os resultados obtidos nas simulações é possível verificar que o sistema converge em todos os gráficos, comprovando os resultados teóricos. Ou seja, o sistema realimentado foi controlado e seus polos estão posicionados adequadamente de acordo com o desejado.

Realimentação de estados com LQR:

Matrizes Q e R conjecturadas:

$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$R = \begin{bmatrix} 1000 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1000 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1000 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1000 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1000 \end{bmatrix} \quad (14)$$

Devido ao fato de os rotores utilizados no sistema real estarem configurados de maneira superdimensionada, é possível optar por priorizar a minimização dos esforços de controle. Deste modo, a diagonal de Q é maior que R, pois sabemos previamente que possuímos atuadores capazes de garantir o fornecimento de potência necessária para que a aeronave descreva este movimento.

Utilizando o comando "lqr" do *Matlab* para a dinâmica de sistema escolhida, obtivemos a seguinte matriz de ganhos:

$$K^2 = \begin{bmatrix} 0.0041 & -0.0225 & -0.0208 & 0.0053 & -0.0303 & -0.0252 & -0.1676 & -0.0224 & 0.0000 & -0.0254 & 0.0011 & 0.0000 \\ 0.0041 & 0.0222 & -0.0210 & 0.0054 & 0.0300 & -0.0254 & 0.1659 & -0.0226 & 0.0000 & 0.0251 & 0.0011 & 0.0000 \\ 0.0269 & -0.0000 & 0.0096 & 0.0296 & -0.0000 & 0.0110 & -0.0000 & -0.0441 & 0.0001 & -0.0000 & 0.0072 & 0.0001 \\ 0.0110 & 0.0000 & -0.0039 & 0.0140 & 0.0000 & -0.0062 & 0.0000 & -0.0754 & -0.0226 & 0.0000 & -0.0197 & -0.0226 \\ 0.0112 & 0.0000 & -0.0040 & 0.0143 & 0.0000 & -0.0063 & 0.0000 & -0.0771 & 0.0221 & 0.0000 & -0.0201 & 0.0221 \end{bmatrix} \quad (15)$$

Os resultados das simulações da resposta do sistema realimentado com o otimizador LQR ao degrau unitário encontram-se na seção de apêndices (Apêndice 3).

Novamente foi possível verificar que o sistema convergiu em todos os gráficos, comprovando os resultados teóricos. Ou seja, o sistema realimentado foi controlado e seus polos estão posicionados adequadamente.

A diferença entre a realimentação de estados simples e o otimizador LQR, é que ao invés de precisarmos definir os polos desejados, devemos definir uma dinâmica desejada (priorizar minimização dos esforços do controlador ou priorizar minimização dos esforços do atuador) e, com isto, o algoritmo encontra o melhor conjunto de ganhos.

Ao comparar-se as duas matrizes de ganhos, podemos perceber que os ganhos encontrados no LQR são bem menores, o que resulta no seguinte conjunto de polos:

$$p2 = [-2.398 \quad -965,8 \quad -54,3 \quad -6,3 \quad -1 \quad -3,2 + 2i \quad -3,2 - 2i \quad -3 + 3i \quad -3 + 3i \quad -1 \quad -1 \quad -1] \quad (16)$$

Com isto, observa-se o incremento de polos complexos, além da multiplicidade de polos em -1.

4 – Conclusões e considerações finais

O objetivo de construir uma aeronave de rotores inclináveis, baseada na modelagem proposta foi alcançado.

Conforme observado durante todo o estudo, o controle de um sistema de rotores inclináveis não é trivial, inclusive na sua construção propriamente dita, de modo que o problema de trajetórias automáticas complexas é extremamente custoso tanto do ponto de vista computacional quanto do energético.

Todavia, ao assumir uma trajetória conhecida e simples (cuas entradas são constantes, e intuitivamente simples de avaliar), o controle matemático do sistema torna-se computacionalmente viável.

No decorrer do estudo notou-se também que o movimento escolhido resulta em um sistema MIMO (Multiple input and Multiple output) definido por uma cadeia de integradores, o que é muito comum em modelos de aeronaves. Tais sistemas são objeto de estudo ainda ativo na área de controle, bem como a teoria de sistemas não lineares [5] e não afins na entrada [3,4].

Na parte construtiva do modelo real foram vários desafios, desde a escolha de materiais resistentes e baratos até a própria união de todos os componentes, passando pela programação da eletrônica responsável pelo controle de velocidade dos rotores, dimensionamento dos motores e definição dos demais componentes. Além disso, um ponto interessante foi que os materiais escolhidos excederam a expectativa, tanto esteticamente quanto mecanicamente, principalmente nas hélices laterais.

Em relação à parte eletrônica, as dificuldades encontradas foram na aquisição dos sinais, uma vez que os mesmos são muito sensíveis e com grande variação.

O uso de VANTS (Veículos aéreos não tripulados) para indústria bélica ou civil avança cada vez mais, de modo que um aeromodelo VTOL (Vertical Takeoff and Landing) com dinâmica de avião em cruzeiro seria ideal para essas aplicações, assim como é o modelo inspirador deste estudo (V22 Osprey).

Em relação a estudos futuros, para fins de controle pretende-se analisar outros movimentos e controlar uma trajetória aleatória, utilizando controladores específicos para sistemas não lineares, não afins na entrada e que são caracterizados por cadeia de integradores, que são indicados para sistemas de dinâmica similar à do aeromodelo.

Como passos futuros em relação ao desenvolvimento do modelo real pretende-se adicionar uma carenagem similar a aeronave real e ajustar as inclinações das hélices laterais, de modo a otimizar a sustentação da aeronave.

5 – Referências

- [1] A.S. Costa e H. Silveira, "Fundamentos de Controle" 1991. Obtido de: <<http://www.labspot.ufsc.br/~simoies/fc/bmr-LQR-LQG.pdf>> e acessado 07 (maio) 2017.
- [2] BARTOLINI, G; PYDYNOWSKI, P. "Approximate linearization of uncertain nonlinear systems by means of continuous control" (1991).
- [3] BARTOLINI, Giorgio; PUNTA, Elisabetta. "Multi-input sliding mode control of nonlinear uncertain non-affine systems with mono-directional actuation" (2015).
- [4] BARTOLINI, Giorgio; PUNTA, Elisabetta. "Sliding mode output-feedback stabilization of uncertain nonlinear non-affine systems" (2012).
- [5] IOANNOU, Petrus; SUN, Jing. "Robust adaptive control", 1st edition (1996).
- [6] OGATA, Katsuhiko. "Modern Control Engineering", 1st edition (1970).
- [7] OLFATI-SABER, Reza. "Nonlinear control of underactuated mechanical systems with application to robotics and aerospace vehicles" (2001).
- [8] PESSOA, Rodrigo Simões, "Mathematical Modeling of a Tilt Rotor Drone", 2017.
- [9] SIMÕES, A.C e Silveira H, "Controle Ótimo e Filtro de Kalman," 2015. Obtido de: <<http://www.labspot.ufsc.br/~simoies/fc/bmr-LQR-LQG.pdf>> e acessado 07 (maio) 2017.
- [10] Obtido de: <https://www.braskem.com.br/Portal/Principal/Arquivos/html/boletm_tecnico/Tabela_de_Propriedades_de_Referencia_dos_Compostos_de_PVC.pdf> e acessado 10 (junho) 2017.
- [11] Obtido de: <http://www.electronicoscaldas.com/datasheet/MG995_Tower-Pro.pdf> e acessado 10 (maio) 2017.
- [12] Obtido de: <http://www.ebah.com.br/content/ABAAAA_4IAG/servomotores> e acessado 12 (junho) 2017.
- [13] Obtido de: <<http://www.merqc.com/files/Datasheet/emax.pdf>> e acessado 18 (julho) 2017.
- [14] Obtido de: <<http://mpmendes-electronica.blogspot.com.br/2010/08/como-funcionam-os-motores-dc-brushless.html>> e acessado 18 (julho) 2017.
- [15] Obtido de: <https://pt.wikipedia.org/wiki/Motor_de_corrente_cont%C3%ADnua_sem_escovas> e acessado 21 (julho) 2017.
- [16] Obtido de: <<http://www.inhaos.com/uploadfile/otherpic/2560.pdf>> e acessado 03 (agosto) 2017.
- [17] Obtido de: <<http://aerotagua.blogspot.com.br/2010/08/assunto-tecnico-como-funciona-o-esbec.html>> e acessado 15 (junho) 2017.
- [18] Obtido de: <http://www.datasheetlib.com/datasheet/1187490/mpu-6050_invensense.html> e acessado 15 (junho) 2017.

[19] Obtido de: <<http://www.arduinoecia.com.br/2015/04/acelerometro-giroscopio-mpu-6050.html>> e acessado 23 (julho) 2017.

[20] Obtido de: <<http://www.filipeflop.com/pd-10fd9f-acelerometro-e-giroscopio-3-eixos-6-dof-mpu-6050.html>> e acessado 10 (maio) 2017.

[21] Obtido de: <<https://cdn-shop.adafruit.com/datasheets/BST-BMP180-DS000-09.pdf>> e acessado 10 (maio) 2017.

[22] Obtido de: <<http://www.topus.eesc.usp.br/112/>> e acessado 05 (agosto) 2017.

[23] Obtido de: <<http://blog.filipeflop.com/sensores/temperatura-pressao-bmp180-arduino.html>> e acessado 02 (junho) 2017.

[24] Obtido de: <<http://embedded-lab.com/blog/bmp180/>> e acessado 02 (junho) 2017.

[25] Obtido de: <<http://www.arduino.br/arduino/i2c-protocolo-de-comunicacao/>> e acessado 10 (maio) 2017.

[26] Obtido de: <https://edisciplinas.usp.br/pluginfile.php/2328058/mod_resource/content/1/Exp11.pdf> e acessado 05 (agosto) 2017.

[27] Obtido de: <<http://sites.poli.usp.br/d/PME2472/controleotimoe.pdf>> e acessado 05 (agosto) 2017.

APÊNDICES

Apêndice 1 - Resposta do sistema em malha aberta ao degrau unitário

Apêndice 2 - Resposta do sistema em malha fechada ao degrau unitário

Apêndice 3 - Resposta do sistema em malha fechada - (LQR) ao degrau unitário.