

UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO NORTE
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA DA COMPUTAÇÃO E
AUTOMAÇÃO
CURSO DE ENGENHARIA MECATRÔNICA

CONTROLE PREDITIVO DE VELOCIDADE
DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO
TRIPULADO DO TIPO QUADRIRROTOR

Davi Freire Maia Bomfim

Orientador: Prof. Dr. Carlos Eduardo Trabuco Dórea



CONTROLE PREDITIVO DE VELOCIDADE DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO DO TIPO QUADRIRROTOR

Davi Freire Maia Bomfim

Orientador: Prof. Dr. Carlos Eduardo Trabuco Dórea

Monografia apresentada a Banca Examinadora do Trabalho de Conclusão do Curso de Engenharia Mecatrônica da Universidade Federal do Rio Grande do Norte, para a obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecatrônica.

Junho de 2014

RESUMO

Na indústria é frequentemente necessária a realização de algumas tarefas em locais de difícil acesso ou perigosas para seres humanos. Uma solução encontrada para resolver este problema é a utilização de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT's), devido principalmente a sua alta mobilidade e capacidade de pairar no ar. No presente trabalho, será estudado um VANT do tipo Quadrirotor, que é uma aeronave com estrutura básica em "X" com quatro rotores nas extremidades.

Para o controle do VANT será utilizada a técnica de Controle Preditivo, que consiste em obter a sequência de entradas de controle que otimiza o desempenho futuro do sistema, utilizando seu modelo matemático como base. Suas principais vantagens em relação aos controladores tradicionais, como PID, são funcionar muito bem trabalhando com sistemas multivariáveis e ser adequado nas aplicações nas quais as trajetórias futuras são conhecidas.

Ao pensar em controlar o posicionamento de algo, normalmente tenta-se obter a modelagem utilizando como variável de estado o deslocamento, porém, para este trabalho, a modelagem em deslocamento é muito não linear o que a torna difícil de ser controlada. Logo, neste trabalho, será obtido o controle das velocidades do VANT. Para controle de trajetória, um outro bloco transformará as referências de deslocamento em referência de velocidade, utilizando a cinemática inversa.

A eficiência da técnica de controle é então estudada por meio de simulação usando o software Matlab/Simulink.

Sumário

1	Introdução	7
1.1	Motivação	7
1.2	Objetivos	8
2	Fundamentação Teórica	9
2.1	Princípio de Funcionamento do Quadrrrotor	9
2.2	Controle Preditivo	10
2.2.1	Técnica de controle	11
2.2.2	Predição	13
2.2.3	Restrições	16
2.2.4	Otimização	19
3	Projeto de Controle do Quadrrrotor	22
3.1	Especificações do Quadrrrotor	22
3.2	Modelagem	23
3.2.1	Atuador	24
3.2.2	Dinâmica do Quadrrrotor	25
3.2.3	Simulador	28
3.2.4	Restrições	30
4	Resultados	32
4.1	Controle da Velocidade em Z	32
4.2	Controle da velocidade de Guinada	35
4.2.1	Controle de velocidade no limite de restrição	36
4.3	Controle das velocidades de Rolagem e Arfagem	39
5	Considerações Finais e Trabalhos Futuros	45
6	Referências Bibliográficas	46

Lista de Figuras

1	Exemplo de um VANT do tipo Quadrrrotor.	7
2	Vista superior de um Quadrrrotor	9
3	Ideia de <i>Horizonte de Predição</i> . [1]	12
4	Estrutura básica do MPC	13
5	Veículo Quadrrrotor utilizado como base.	22
6	Sistema de referência utilizado.	23
7	Rotação de rolagem, guinada e arfagem.	24
8	Distribuição de massas da aeronave.	26
9	Esquema de controle e simulação	29
10	Simulador do Quadrrrotor	30
11	Controle de $v_z = 3$ m/s sem restrições	33
12	Tempo de estabilização de v_z	34
13	Controle de $v_z = 3$ m/s com restrições	35
14	Controle da $v_{guinada}$ em 0.7 m/s sem restrição	37
15	Controle da $v_{guinada}$ em 0.7 m/s com restrição	38
16	Controle da $v_{rolagem}$ e $v_{arfagem}$ em 0.3 m/s utilizando a Sintonia 1 da Tabela 5	40
17	Controle da $v_{rolagem}$ e $v_{arfagem}$ em 0.3 m/s utilizando a Sintonia 2 da Tabela 5	41
18	Controle da $v_{rolagem}$ e $v_{arfagem}$ em 0.3 m/s utilizando a Sintonia 3 da Tabela 5	42
19	Controle da $v_{rolagem}$ e $v_{arfagem}$ em 0.7 m/s utilizando a Sintonia 4 da Tabela 5	43
20	Sistema instável	44

Lista de Tabelas

1	Movimentos elementares do quadrrrotor	10
2	Parâmetros utilizados na modelagem	23
3	Teste de controle da v_z	33
4	Teste de controle total sem restrições	36
5	Coefficientes de Controle	39

1 Introdução

1.1 Motivação

Nos últimos anos houve um grande crescimento na utilização dos veículos robóticos autônomos, tanto na área industrial quanto fora dela. Sua capacidade de locomoção, autonomia, captura e envio de dados fazem com que possam ser utilizados em inúmeras aplicações.

Neste trabalho destaca-se o uso dos veículos aéreos não tripulados(VANT's), em específico o Quadrirrotor.



Figura 1: Exemplo de um VANT do tipo Quadrirrotor.

Cartografia, sensoriamento remoto e monitoramento de ambiente hostis são algumas das aplicações de um VANT. Várias grandes empresas têm investido na pesquisa e desenvolvimento desses veículos, pois realizam tarefas com maior segurança e eficiência que um ser humano. As principais vantagens para o uso dessa tecnologia são:

- Acesso a lugares complexos ou adversos;
- Facilidade de capturar dados;
- Alta mobilidade;
- Realizar ações táticas sem colocar vidas humanas em perigo;

- Eficiência.

Uma das principais escolhas que deve ser feita ao desenvolver e projetar um veículo aéreo não tripulado é a de qual tipo de controlador será utilizado para guiá-lo durante sua aplicação. Neste trabalho será utilizado o conceito de Controle Preditivo. Os principais motivos para a escolha deste controlador foram:

- Funciona muito bem com sistemas multivariáveis;
- Ser adequado nas aplicações em que as trajetórias futuras são previamente conhecidas;
- Levar em conta os limites do atuador.

1.2 Objetivos

Este trabalho tem como objetivo encontrar um modelo do sistema dinâmico de um VANT, do tipo Quadrirrotor, e a partir dele estudar a aplicação de um controle preditivo multivariável para controlar suas velocidades.

O controlador terá como variáveis manipuladas (MV) as tensões nos motores e as velocidades do veículo aéreo como variáveis de controle.

Será possível colher os dados necessários para determinar o modo de operação de um Quadrirrotor utilizando um controlador preditivo através de simulação, pois esta procurará representar o comportamento de um VANT real.

2 Fundamentação Teórica

2.1 Princípio de Funcionamento do Quadrirrotor

O quadrirrotor é um veículo aéreo que é impulsionado por 4 rotores.

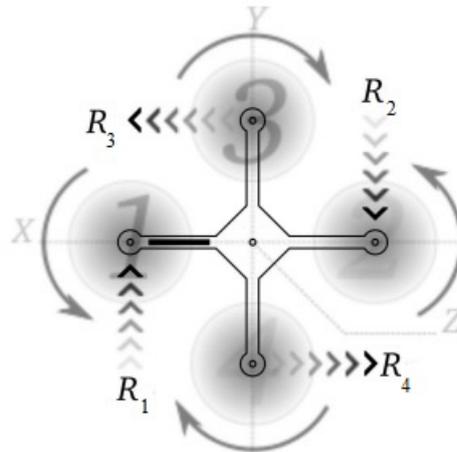


Figura 2: Vista superior de um Quadrirrotor

Na figura 2, R_1 , R_2 , R_3 e R_4 representam os torques correspondentes de cada rotor. Observa-se que R_1 e R_2 tendem a girar o quadrirrotor no sentido horário e R_3 e R_4 tendem girá-lo no sentido anti-horário, isso ocorre para que o momento angular da aeronave seja equilibrado quando os quatro rotores estiverem com a mesma velocidade.

É possível controlar e realizar manobras com o VANT através apenas do controle das velocidades dos rotores. Por exemplo, considerando o motor 1, da Figura 2, como sendo a frente do quadrirrotor, é possível movê-lo para frente diminuindo a velocidade do rotor 1 e aumentando a velocidade do rotor 2. A tabela 2 mostra como são feitos os movimentos elementares da aeronave através da mudança de velocidade dos rotores.

Movimento	Motor 1	Motor 2	Motor 3	Motor 4
Para frente	$V_1 - \Delta V$	$V_2 + \Delta V$	V_3	V_4
Para trás	$V_1 + \Delta V$	$V_2 - \Delta V$	V_3	V_4
Para cima	$V_1 + \Delta V$	$V_2 + \Delta V$	$V_3 + \Delta V$	$V_4 + \Delta V$
Para baixo	$V_1 - \Delta V$	$V_2 - \Delta V$	$V_3 - \Delta V$	$V_4 - \Delta V$
Para direita	V_1	V_2	$V_3 - \Delta V$	$V_4 + \Delta V$
Para esquerda	V_1	V_2	$V_3 + \Delta V$	$V_4 - \Delta V$
Sentido horário	$V_1 + \Delta V$	$V_2 + \Delta V$	$V_3 - \Delta V$	$V_4 - \Delta V$
Sentido anti-horário	$V_1 - \Delta V$	$V_2 - \Delta V$	$V_3 + \Delta V$	$V_4 + \Delta V$

Tabela 1: Movimentos elementares do quadricóptero

Onde V_1 , V_2 , V_3 e V_4 são, respectivamente, as velocidades de rotação das hélices 1, 2, 3 e 4 da Figura 2, e ΔV é uma variação de velocidade das mesmas.

2.2 Controle Preditivo

O Controle Preditivo Baseado em Modelo (MPC) é uma técnica de controle que foi desenvolvida no fim dos anos 70 e vem crescendo sua popularidade desde então.

Foi inicialmente utilizada nas indústrias petroquímicas [1], como um modo de minimizar uma função objetivo quadrática. Atualmente o Controle Preditivo é utilizado um nível acima dos controladores comuns, como o PID, em uma camada que lida com a complexidade lógica, desacoplamento e tratamento de exceções.

Diferente dos métodos convencionais de projeto de controladores, o MPC leva em conta as restrições físicas nos atuadores e variáveis de processo. Como resultado, ao operar próximo às restrições do atuador e sendo capaz de regular as ações de controle antes que possam violar estas restrições, é capaz de melhorar consideravelmente o desempenho de um processo.

Devido a essas características, o Controle Preditivo obteve muito sucesso em aplicações industriais, visto que em uma empresa se está sempre a procura da forma mais rentável de executar seus processos.

Contudo o MPC também tem suas desvantagens. Os processos de otimização podem se tornar muito custosos, dependendo da complexidade do sistema, e mesmo com o avanço tecnológico dos computadores ainda podem ocasionar problemas, por não conseguir realizar todos os cálculos no intervalo

de amostragem. Porém, a característica que é considerada a sua maior desvantagem é a necessidade de se encontrar um modelo adequado da planta que se deseja controlar. Em algumas situações os processos são muito complexos e logo muito difíceis de se modelar.

2.2.1 Técnica de controle

O controle preditivo utiliza um modelo interno explícito, que é capaz de gerar previsões do comportamento da planta. Essa previsão é feita em cada instante k dentro de um intervalo de tempo chamado de *Horizonte de Predição* (H_P). O algoritmo de controle irá prever suas saídas utilizando os valores conhecidos no momento inicial k e dos primeiros H_u passos através do modelo de predição.

Durante o intervalo de horizonte de predição, as sequências de ações de controle são calculadas através da otimização de uma função quadrática, que tem o objetivo de manter o sistema o mais próximo possível da referência.

No instante $k+1$ a ação de controle $\hat{u}(k|k)$ é liberada para a planta e as outras ações são descartadas. A Figura 3 ilustra a ideia de *Horizonte de Predição*.

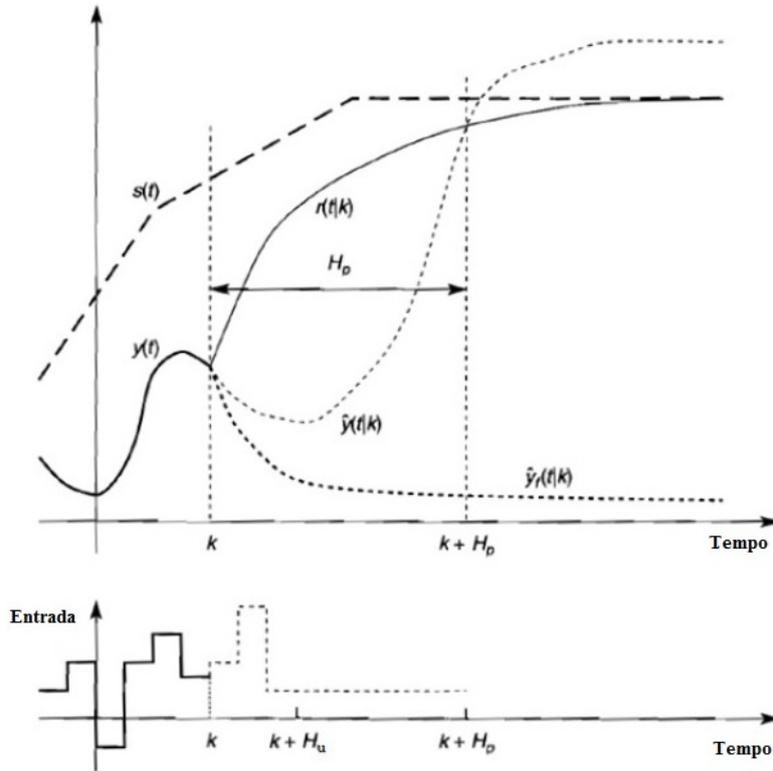


Figura 3: Ideia de *Horizonte de Predição*. [1]

Onde $y(t)$ é a trajetória de saída do sistema, $r(t|k)$ é a trajetória de referência do sistema para o intervalo H_p , $s(t)$ é a trajetória de set-point, $y(\hat{t}|k)$ é trajetória de saída corrigida pelo algoritmo de controle, e $\hat{y}_f(t|k)$ é a trajetória de saída caso não seja corrigida.

Para determinar as possíveis saídas futuras, o algoritmo de controle faz uso de um modelo do sistema, que deve ser linear e discretizado. O modelo possui a seguinte forma:

$$x(k+1) = Ax(k) + Bu(k) \quad (1)$$

$$y(k) = C_y x(k) \quad (2)$$

$$z(k) = C_z x(k) \quad (3)$$

Onde x é um vetor de estado n -dimensional, u é um vetor de entrada

l-dimensional, y é um vetor dos valores de saída medidos m_y , e z é um vetor de saídas que irão ser controladas, seja para satisfazer uma restrição ou para chegar em um set point particular.

A Figura 4 detalha como é o funcionamento básico da técnica de Controle Preditivo.

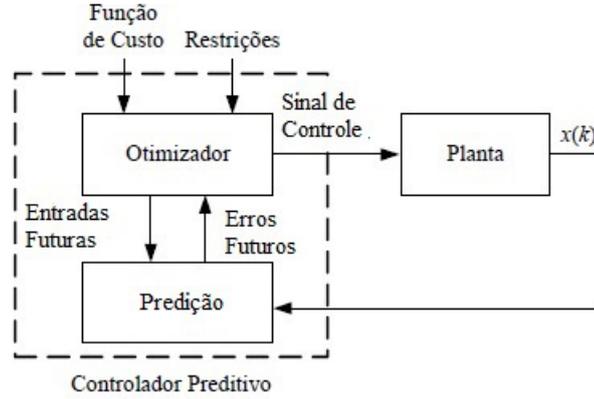


Figura 4: Estrutura básica do MPC

2.2.2 Predição

Considerando que durante o processo haja ausência de perturbações e ruído, e que seja possível a medição dos estados da planta, podemos considerar então que $x(k|k) = x(k) = y(k)$. Portanto, a equação (1) durante o *Horizonte de Predição* fica:

$$\hat{x}(k+1|k) = Ax(k) + B\hat{u}(k|k) \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \hat{x}(k+2|k) &= Ax(k+1|k) + B\hat{u}(k+1|k) \\ &= A^2x(k) + AB\hat{u}(k+1|k) + B\hat{u}(k|k) \end{aligned} \quad (5)$$

⋮

$$\begin{aligned} \hat{x}(k+H_p|k) &= Ax(k+H_p-1) + B\hat{u}(k+H_p-1|k) \\ &= A^{H_p}x(k) + A^{H_p-1}B\hat{u}(k+1|k) + \dots + B\hat{u}(k+H_p-1|k) \end{aligned} \quad (6)$$

É utilizado $\hat{u}(k|k)$ pois no momento em que é calculada a predição não se sabe ainda qual será o real valor $u(k)$.

Assumindo então que o valor de entrada só se altera durante os primeiros H_u passos, e que a variação do sinal de controle é dada por $\Delta\hat{u}(k+i|k) = \hat{u}(k+i|k) - \hat{u}(k+i-1|k)$, então:

$$\begin{aligned}\hat{u}(k|k) &= \Delta\hat{u}(k|k) + u(k-1|k) \\ \hat{u}(k+1|k) &= \Delta\hat{u}(k+1|k) + \Delta\hat{u}(k|k) + u(k-1|k) \\ &\vdots \\ \hat{u}(k+H_u-1|k) &= \Delta\hat{u}(k+H_u-1|k) + \dots + \Delta\hat{u}(k|k) + u(k-1|k)\end{aligned}\quad (7)$$

Substituindo a Equação (5) nas Equações de (4) a (6):

$$\hat{x}(k+1|k) = Ax(k) + B[\Delta\hat{u}(k|k) + u(k-1)] \quad (8)$$

$$\hat{x}(k+2|k) = A^2x(k) + (A+I)B\Delta\hat{u}(k|k) + B\Delta\hat{u}(k+1|k) + (A+I)Bu(k-1) \quad (9)$$

$$\begin{aligned}&\vdots \\ \hat{x}(k+H_p|k) &= A^{H_p}x(k) + (A^{H_p-1} + \dots + A + I)B\Delta\hat{u}(k|k) + \dots + \\ &\quad (A^{H_p-H_u} + \dots + A + I)B\Delta\hat{u}(k+H_u-1|k) + \\ &\quad (A^{H_p-1} + \dots + A + I)B\hat{u}(k-1|k)\end{aligned}\quad (10)$$

Organizando as equações (8), (9), (10) e todos os passos entre elas obtém-se a seguinte equação de estado:

$$\begin{aligned}\begin{bmatrix} \hat{x}(k+1|k) \\ \hat{x}(k+2|k) \\ \vdots \\ \hat{x}(k+H_u|k) \\ \vdots \\ \hat{x}(k+H_p|k) \end{bmatrix} &= \underbrace{\begin{bmatrix} A \\ A^2 \\ \vdots \\ A^{H_u} \\ \vdots \\ A^{H_p} \end{bmatrix} x(k) + \begin{bmatrix} B \\ AB+B \\ \vdots \\ \sum_{i=0}^{H_u-1} A^i B \\ \vdots \\ \sum_{i=0}^{H_p-1} A^i B \end{bmatrix} u(k-1)}_{\text{Passado}} + \\ &\quad \underbrace{\begin{bmatrix} B & \dots & 0 \\ AB+B & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \sum_{i=0}^{H_u-1} A^i B & \dots & B \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \sum_{i=0}^{H_p-1} A^i B & \dots & \sum_{i=0}^{H_p-H_u} A^i B \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\hat{u}(k|k) \\ \vdots \\ \Delta\hat{u}(k+H_u-1|k) \end{bmatrix}}_{\text{Futuro}}\end{aligned}\quad (11)$$

A Equação (11) é dividida em duas partes, uma representando os dados obtidos na interação passada e a outra representando a predição das futuras saídas.

Por fim, a predição de saída para planta pode ser obtida por:

$$\begin{aligned}\hat{z}(k+1|k) &= C_z \hat{x}(k+1|k) \\ \hat{z}(k+2|k) &= C_z \hat{x}(k+2|k) \\ &\vdots \\ \hat{z}(k+H_p|k) &= C_z \hat{x}(k+H_p|k)\end{aligned}$$

Que, organizada em forma de matriz:

$$\begin{bmatrix} \hat{z}(k+1|k) \\ \vdots \\ \hat{z}(k+H_p|k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_z & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & C_z & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & C_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{x}(k+1|k) \\ \vdots \\ \hat{x}(k+H_p|k) \end{bmatrix}$$

Logo:

$$Z(k) = \Psi x(k) + \Upsilon u(k-1) + \Theta \Delta U(k) \quad (12)$$

Sendo:

$$\Psi = \begin{bmatrix} C_z & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & C_z & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & C_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A \\ A^2 \\ \vdots \\ A^{H_u} \\ \vdots \\ A^{H_p} \end{bmatrix}$$

$$\Upsilon = \begin{bmatrix} C_z & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & C_z & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & C_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B \\ AB + B \\ \vdots \\ \sum_{i=0}^{H_u-1} A^i B \\ \vdots \\ \sum_{i=0}^{H_p-1} A^i B \end{bmatrix}$$

$$\Theta = \begin{bmatrix} C_z & 0 & \dots & 0 \\ 0 & C_z & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & C_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B & \dots & 0 \\ AB + B & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \sum_{i=0}^{H_u-1} A^i B & \dots & B \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \sum_{i=0}^{H_p-1} A^i B & \dots & \sum_{i=0}^{H_p-H_u} A^i B \end{bmatrix}$$

2.2.3 Restrições

Como dito anteriormente, os processos industriais tendem a operar muito próximo ao limite de suas restrições e, por este motivo, podem ocorrer violações a estas restrições. Utilizando o Controle Preditivo é possível evitar estas violações, pois o algoritmo é capaz de prevê-las e corrigi-las antes de acontecerem.

O MPC leva em conta tanto as restrições de entrada quanto as restrições de saída.

As restrições de entrada são os limites de saturação e variação de um atuador. Alguns exemplos de restrições de entrada:

- Voltagem máxima de um motor;
- Variação de abertura de uma válvula;
- Angulação máxima de um eixo;

Já as restrições de saída são ligadas à segurança do projeto, como por exemplo o nível máximo de pressão em um tanque ou a vazão máxima de uma tubulação.

No algoritmo de controle, as restrições são representadas nas seguintes formas:

$$E \begin{bmatrix} \Delta \hat{u}(k|k) \\ \vdots \\ \Delta \hat{u}(k + H_u - 1|k) \\ 1 \end{bmatrix} \leq \begin{bmatrix} 0 \\ \vdots \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$F \begin{bmatrix} \hat{u}(k|k) \\ \vdots \\ \hat{u}(k + H_u - 1|k) \\ 1 \end{bmatrix} \leq \begin{bmatrix} 0 \\ \vdots \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$G \begin{bmatrix} \hat{z}(k + H_w|k) \\ \vdots \\ \hat{z}(k + H_p|k) \\ 1 \end{bmatrix} \leq \begin{bmatrix} 0 \\ \vdots \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

Onde H_w é o menor horizonte de predição possível e as Equações (13), (14) e (15) representam, respectivamente, restrições na taxa de variação do atuador, restrições no alcance do atuador e restrições nos estados do processo. A matriz E contém os valores mínimos e máximos da variação no atuador, a matriz F contém os valores mínimos e máximos no atuador e a matriz G contém os valores mínimos e máximos nos estados do processo.

Para agruparmos as três equações em apenas uma representação é necessário expressá-las em função de ΔU .

Assim, assume-se que F tenha a seguinte forma:

$$F = [F_1 \quad F_2 \quad \dots \quad F_{H_u} \quad f] \quad (16)$$

Onde f é a última coluna de F.

Considerando que:

$$\hat{u}(k + i - 1|k) = u(k - 1) + \sum_{j=0}^{i-1} \Delta \hat{u}(k + j|k) \quad (17)$$

Substituindo então a Equação (17) na Equação (14), tem-se:

$$\sum_{j=1}^{H_u} F_j \Delta \hat{u}(k|k) + \sum_{j=2}^{H_u} F_j \Delta \hat{u}(k+1|k) + \dots + F_{H_u} \Delta \hat{u}(k+H_u-1|k) + \sum_{j=0}^{H_u} F_j u(k-1|k) + f \leq 0 \quad (18)$$

Definindo agora que $F_i = \sum_{j=i}^{H_u} F_j$, $F = [F_1 \ F_2 \ \dots \ F_{H_u}]$ e $\Delta U(k) = [\Delta \hat{u}(k|k) \ \Delta \hat{u}(k+1|k) \ \dots \ \Delta \hat{u}(k+H_u-1|k)]$, então é possível rescrever a Equação (14) como:

$$F \Delta U(k) \leq -F_1 u(k-1) - f \quad (19)$$

Já para a Equação (15) aplica-se a substituição da Equação (12) e tem-se:

$$G \begin{bmatrix} \Psi x(k) + \Upsilon u(k) + \Theta \Delta U(k) \\ 1 \end{bmatrix} \leq 0$$

Assumindo que $G = [\Gamma \ g]$, sendo g a ultima coluna de G , é o mesmo que:

$$\Gamma [\Psi x(k) + \Upsilon u(k)] + \Gamma \Theta \Delta U(k) + g \leq 0$$

Organizando, tem-se:

$$\Gamma \Theta \Delta U(k) \leq -\Gamma [\Psi x(k) + \Upsilon u(k)] - g \quad (20)$$

Por fim, assumindo que $E = [W \ w]$ para a Equação (13):

$$W \Delta U(k) = w \quad (21)$$

Juntando as inequações, tem-se:

$$\begin{bmatrix} F \\ \Gamma \Theta \\ W \end{bmatrix} \Delta U(k) = \begin{bmatrix} -F_1 u(k-1) - f \\ -\Gamma [\Psi x(k) + \Upsilon u(k)] - g \\ w \end{bmatrix} \quad (22)$$

2.2.4 Otimização

Como demonstrado anteriormente, na Figura 4, o Controlador Preditivo faz uso de um bloco interno para o calculo da otimização de uma função objetivo. Para este trabalho a função de custo que será usada é a seguinte:

$$V(k) = \sum_{i=H_w}^{H_p} \|\hat{z}(k+i|k) - r(k+i|k)\|_{Q(i)}^2 + \sum_{i=0}^{H_u} \|\Delta\hat{u}(k+i|k)\|_{R(i)}^2$$

Onde:

- Q: Matriz responsável pela ponderação do erro de referência;
- R: Matriz responsável pela ponderação do esforço de controle;
- $r(k+i|k)$: Valor da trajetória de referência no instante $k+i$;
- $\Delta\hat{u}(k+i|k)$: Ação de controle no instante $k+i$;
- $\|x\|_Q^2$: Forma quadrática equivalente a $x^T Q x$.

Considerando que durante o processo haja ausência de perturbações e ruído, e que seja possível a medição dos estados da planta, a função objetivo pode ser reescrita como:

$$V(k) = \|\hat{Z}(k) - T(k)\|_Q^2 + \|\Delta U(k)\|_R^2$$

Onde:

- $\hat{Z}(k) = \begin{bmatrix} \hat{z}(k+H_w|k) \\ \vdots \\ \hat{z}(k+H_p|k) \end{bmatrix}$
- $T(k) = \begin{bmatrix} \hat{r}(k+H_w|k) \\ \vdots \\ \hat{r}(k+H_p|k) \end{bmatrix}$
- $\Delta U(k) = \begin{bmatrix} \Delta u(k|k) \\ \vdots \\ \Delta u(k+H_u-1|k) \end{bmatrix}$

$$\begin{aligned}
\bullet Q &= \begin{bmatrix} Q(H_w) & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & Q(H_w + 1) & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & Q(H_p) \end{bmatrix} \\
\bullet R &= \begin{bmatrix} R(0) & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & R(1) & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & R(H_u - 1) \end{bmatrix}
\end{aligned}$$

Recordando a Equação (12), que diz que $Z(k) = \Psi x(k) + \Upsilon u(k-1) + \Theta \Delta U(k)$, define-se uma equação que representa o “erro de rastreamento, visto que consiste na diferença entre a trajetória objetiva futura e a resposta livre do sistema.

$$\xi(k) = T(k) - \Psi x(k) - \Upsilon u(k-1) \quad (23)$$

Substituindo as Equações (12) e (23) na função objetivo, obtêm-se:

$$\begin{aligned}
V(k) &= \|\Theta \Delta U(k) - \xi(k)\|_Q^2 + \|\Delta U(k)\|_R^2 \\
&= \xi(k)^T Q \xi(k) - 2\Delta U(k)^T \Theta^T Q \xi(k) + \Delta U(k)^T [\Theta^T Q \Theta + R] \Delta U(k) \\
&= \text{const} - \Delta U(k)^T G + \Delta U(k)^T H \Delta U(k)
\end{aligned}$$

Onde:

- $G = 2\Theta^T Q \xi(k)$
- $H = \Theta^T Q \Theta + R$
- $\text{const} = \xi(k)^T Q \xi(k)$

Então, para se encontrar a função ótima de $\Delta U(k)$ basta calcular o gradiente de $V(k)$ e igualá-lo a zero. Logo:

$$\Delta U(k) = \frac{1}{2} H^{-1} G \quad (24)$$

A Equação (24) é a representação ótima de $\Delta U(k)$ para o controle preditivo sem restrições. Para o caso com restrições a função de custo é a mesma,

porém, o $\Delta U(k)$ ótimo é encontrado ao minimizar a seguinte função objetivo, sujeita as restrições (22):

$$\Delta U(k)^T H \Delta U(k) - \Delta U(k)^T G$$

Que é um problema de otimização padrão conhecido por problema de *Programação Quadrática*, e já existem diversos algoritmos capazes de resolver a minimização.

3 Projeto de Controle do Quadrirrotor

O projeto consiste em encontrar um modelo de estado correto do Quadrirrotor, que seja linear e possa ser discretizado, assim como a criação de uma plataforma de simulação do VANT, para poder observar o comportamento do mesmo em diversas situações.

Neste capítulo será detalhado qual foi o Quadrirrotor usado como base para o projeto, e como foi feita a modelagem e utilização da mesma.

3.1 Especificações do Quadrirrotor

Para que o modelo realmente representasse o comportamento de um quadrirrotor real, foi utilizado como base neste trabalho o VANT criado pelos alunos de Engenharia de Computação e Elétrica da UFRN, que estão ligados à projetos do Laboratório de Robótica do Departamento de Engenharia da Computação. A Figura 5 é uma foto do Quadrirrotor.



Figura 5: Veículo Quadrirrotor utilizado como base.

A Tabela 2 detalha as especificações de massa e constantes do robô:

Parâmetros	Valor
Massa m	5.99 Kg
Constante do motor k_m	37.5 N/m
Constante do motor b	0.032 m
Tensão máxima nos motores	14.8 V
Distancia entre os motores	0.32 m

Tabela 2: Parâmetros utilizados na modelagem

3.2 Modelagem

A modelagem descrita neste capítulo foi retirada da dissertação de João Paulo Ferreira Guimarães [2], e adaptada em alguns pontos para se adequar as características do controle preditivo.

Durante o calculo da modelagem, será utilizado o sistema de referência demonstrado na Figura 6.

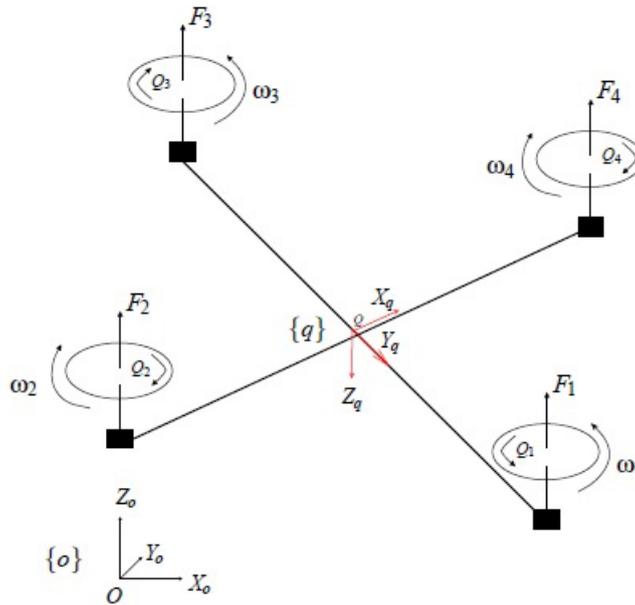


Figura 6: Sistema de referência utilizado.

Os vetores Z_q , Y_q e X_q representam o sistema referencial fixo no robô,

que tem como origem o ponto $\{Q\}$.

O quadricóptero, assim como toda aeronave, rotaciona sua estrutura para realizar manobras no ar. Como o sistema de referência utilizado é tridimensional, a rotação total da aeronave pode ser decomposta nos ângulos formados em torno de cada um dos eixos.

- A rotação em torno do eixo X_q é conhecida por Rolagem (Roll - ângulo ϕ);
- A rotação em torno do eixo Y_q é conhecida por Arfagem (Pitch - ângulo θ);
- A rotação em torno do eixo Z_q é conhecida por Guinada (Yaw - ângulo ψ).

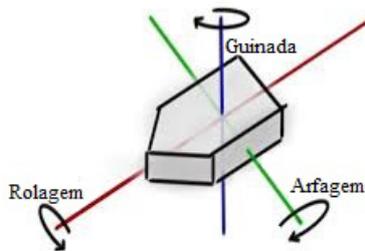


Figura 7: Rotação de rolagem, guinada e arfagem.

Com a obtenção dos valores dos ângulos de rolagem, arfagem e guinada é possível determinar a atual posição do veículo aéreo em relação ao ponto de origem $\{Q\}$ e também sua velocidade, logo, o controle de posição e deslocamento da aeronave pode ser feito através do controle destes ângulos.

A seguir será descrito como as entradas e saídas do sistema estão relacionadas, e como elas alteram a dinâmica do Quadricóptero.

3.2.1 Atuador

Como mostrado na Figura 6, cada um dos rotores gera uma força de empuxo F_i e uma velocidade angular ω_i , que, desprezando a dinâmica do rotor, é diretamente proporcional à tensão aplicada ao motor. Logo:

$$\omega_i \propto \delta_i$$

Segundo Fay [3], a relação entre o sinal de controle e o empuxo é dado pela equação:

$$F_i(t) = \rho C_T A R^2 (\omega_i(t))^2 \quad (25)$$

E que a relação entre o contra torque e o sinal de controle é dada por:

$$Q_i(t) = \rho C_Q A R^3 (\omega_i(t))^2 \quad (26)$$

As Equações (25) e (26) são de difícil modelagem, pois tem muitas variáveis que precisam ser estimadas experimentalmente. Para contornar este problema foram feitos ensaios experimentais nos motores do Quadrirrotor, onde observou-se que na região de operação da aeronave a relação entre o empuxo e a sinal de tensão pode ser aproximada razoavelmente por uma relação linear. Sendo assim, reescrevendo as duas equações, tem-se:

$$F_i = k_m \delta_i \quad (27)$$

$$Q_i = b F_i \quad (28)$$

Onde k_m é uma constante do motor, referente à tangente a curva da faixa de operação obtida nos ensaios experimentais, e b é uma constante obtida através da aproximação da divisão $\frac{C_Q}{C_T} R$. Ambas citadas na Tabela 2.

3.2.2 Dinâmica do Quadrirrotor

Como dito anteriormente, para se movimentar o quadrirrotor realiza rotações, e essas rotações geram momento de inércia sobre o mesmo. A Equação (29) descreve a matriz de inércia da aeronave:

$$J = \begin{bmatrix} J_{xx} & J_{xy} & J_{xz} \\ J_{yx} & J_{yy} & J_{yz} \\ J_{zx} & J_{zy} & J_{zz} \end{bmatrix}$$

Para simplificar os cálculos dos momentos, considerou-se que a estrutura do VANT é simétrica, e por isso $J_{xy} = J_{xz} = J_{yx} = J_{zx} = J_{zy} = J_{yz} = 0$. Portanto:

$$J = \begin{bmatrix} J_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz} \end{bmatrix} \quad (29)$$

Considerando agora que apenas as massas mais significativas serão utilizadas para o cálculo de J_{xx} , J_{yy} e J_{zz} , tem-se a seguinte distribuição de massas:

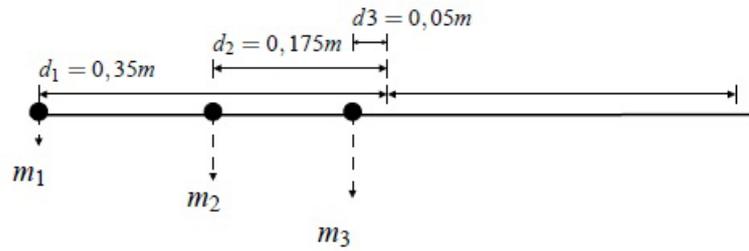


Figura 8: Distribuição de massas da aeronave.

No qual:

$$\begin{aligned} m_1 &= m_m \\ m_2 &= \frac{m_e}{4} \\ m_3 &= m_{eletronica} \end{aligned}$$

Onde m_m é a massa do motor, m_e é a massa da estrutura e $m_{eletronica}$ é a massa das baterias e da parte eletrônica da aeronave.

Por fim, tem-se que $J_{xx} \approx J_{yy}$, logo:

$$J_{xx} \approx J_{yy} = 2 * (m_1 * (d_1)^2 + m_2 * (d_2)^2 + m_3 * (d_3)^2) = 0.096 \text{ Kg.m}^2$$

E:

$$J_{zz} = 4 * (m_1 * (d_1)^2 + m_3 * (d_3)^2) = 0.19 \text{ Kg.m}^2$$

Tendo sido encontrados os momentos de inércia da aeronave, o próximo passo é definir o que irá ser controlado pelo Controle Preditivo e encontrar o

modelo da dinâmica necessária para isso. Como a intenção neste trabalho é de controlar as velocidades rotacionais de um Quadrrrotor, assim como sua velocidade vertical, serão modeladas as equações da dinâmica da aeronave em função dos ângulos de rolagem (ϕ), arfagem (θ) e guinada (ψ), e também da altitude z . Considerando então que as perturbações sobre a aeronave são pequenas, podemos trabalhar com um modelo dinâmico simplificado descrito pelas Equações (30), (31), (32) e (33).

$$\ddot{\phi} = \frac{d}{J_{xx}}(F_2 - F_4) \quad (30)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{d}{J_{yy}}(F_1 - F_3) \quad (31)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{b}{J_{zz}}(F_1 - F_2 + F_3 - F_4) \quad (32)$$

$$\ddot{Z} = -g + (\cos\phi\cos\theta)\frac{F_t}{m} \quad (33)$$

Considerando que o Quadrrrotor somente irá realizar movimentos que gerem ângulos de θ e ϕ muito pequenos, é possível então aproximar $\cos\phi\cos\theta = 1$, pois os ângulos de rolagem e arfagem serão muito próximos de 0.

Lembrando também das Equações (27) e (28), podemos reescrever o modelo como:

$$\ddot{\phi} = \frac{\tau_{24}}{J_{xx}} \quad (34)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{\tau_{13}}{J_{yy}} \quad (35)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{\tau_Q}{J_{zz}} \quad (36)$$

$$\ddot{Z} = -g + \frac{F_t}{m} \quad (37)$$

Onde:

- $\tau_{24} = (\delta_2 - \delta_4)k_m d$ - Torque correspondente à rolagem;
- $\tau_{13} = (\delta_1 - \delta_3)k_m d$ - Torque correspondente à arfagem;
- $\tau_Q = (\delta_1 - \delta_2 + \delta_3 - \delta_4)k_m b$ - Contra torque correspondente à guinada;

- $F_t = (\delta_1 - \delta_2 + \delta_3 - \delta_4)k_m$ - Corresponde ao empuxo total dos rotores.

Porém, esse modelo ainda não pode ser utilizado no Controle Preditivo, pois \ddot{Z} não pode ser expressado na forma:

$$\begin{aligned} x(k+1) &= Ax(k) + Bu(k) \\ z(k) &= C_z x(k) \end{aligned}$$

Para contornar esse problema será utilizada uma variável auxiliar na seguinte forma:

$$\ddot{Z}_g = \ddot{Z} + g = \frac{F_t}{m} \quad (38)$$

Para corrigir o erro de cálculo causado pelo uso desta variável auxiliar, será feito também um ajuste no algoritmo de controle, e será melhor explicado na subseção seguinte.

Portanto, o modelo de predição do Controle preditivo fica:

$$\begin{bmatrix} \dot{v}_{rolagem} \\ \dot{v}_{arfagem} \\ \dot{v}_{guinada} \\ \dot{v}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_{rolagem} \\ v_{arfagem} \\ v_{guinada} \\ v_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \frac{k_m d}{J_{xx}} & 0 & -\frac{k_m d}{J_{xx}} \\ \frac{k_m d}{J_{xx}} & 0 & -\frac{k_m d}{J_{xx}} & 0 \\ \frac{k_m b}{J_{zz}} & -\frac{k_m b}{J_{zz}} & \frac{k_m b}{J_{zz}} & -\frac{k_m b}{J_{zz}} \\ \frac{F_t}{m} & \frac{F_t}{m} & \frac{F_t}{m} & \frac{F_t}{m} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \end{bmatrix}$$

Que substituindo os valores das variáveis, tem-se:

$$\begin{bmatrix} \dot{v}_{rolagem} \\ \dot{v}_{arfagem} \\ \dot{v}_{guinada} \\ \dot{v}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_{rolagem} \\ v_{arfagem} \\ v_{guinada} \\ v_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 125 & 0 & -125 \\ 125 & 0 & -125 & 0 \\ 6.28 & -6.28 & 6.28 & -6.28 \\ 6.26 & 6.26 & 6.26 & 6.26 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \end{bmatrix}$$

Por fim, é preciso discretizar o modelo. Foi escolhido o intervalo de amostragem de $20ms$, que corresponde ao tempo de resposta dos motores do quadrirrotor.

3.2.3 Simulador

O simulador utilizado neste trabalho é uma adaptação do simulador desenvolvido por André Tavares da Silva em sua dissertação de mestrado [4]. Foi

criado utilizando uma ferramenta do Matlab chamada Simulink, e possui as dinâmicas rotacionais e translacionais do Quadrirotor, sem as aproximações feitas para se encontrar o modelo de predição. A Figura 9 demonstra como ficou o esquema de controle e simulação do VANT.

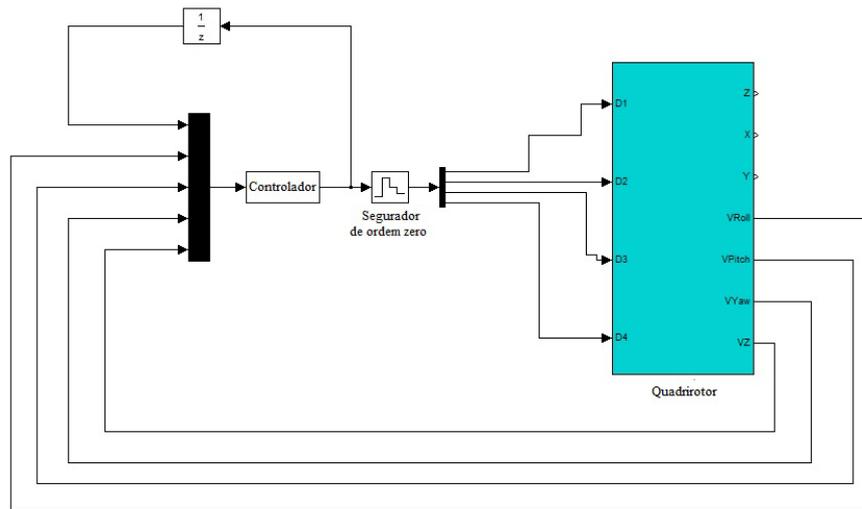


Figura 9: Esquema de controle e simulação

O bloco *Controlador* é o responsável por executar o algoritmo de Controle Preditivo. Lembrando agora que o modelo de predição foi obtido através do uso de uma variável auxiliar, mostrada na Equação (38), é necessário incluir, neste mesmo bloco, uma mudança nos valores de v_z recebidos pelo sistema. Para isso, no algoritmo de controle, estes valores são somados à contribuição da aceleração da gravidade no sistema discretizado.

Já no bloco *Quadrirotor*, da Figura 9, são feitos os cálculos sobre como os sinais de controle afetam a dinâmica do veículo aéreo. Na Figura 10 é possível observar os diagramas de bloco que representam as dinâmicas rotacionais e translacionais do VANT.

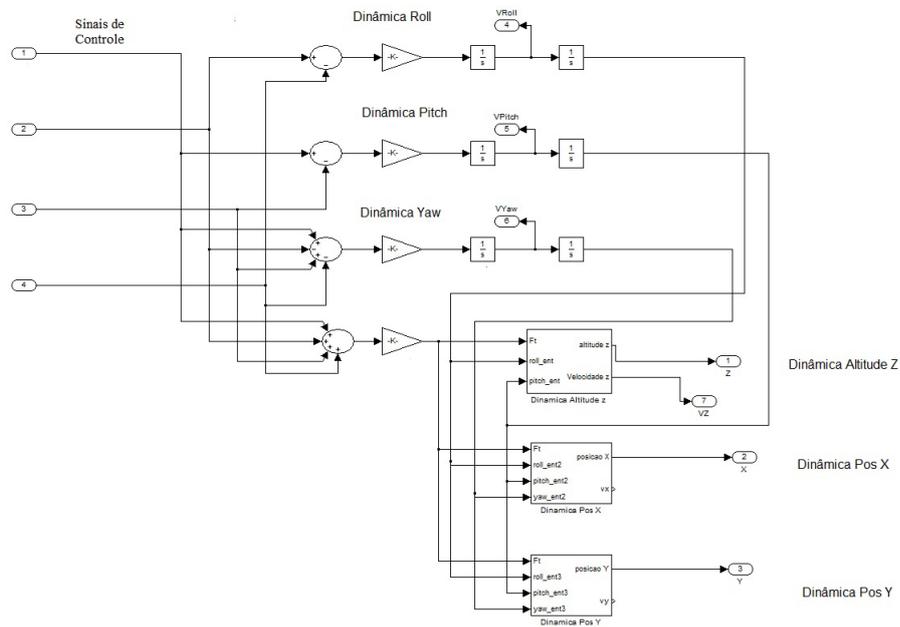


Figura 10: Simulador do Quadrirrotor

3.2.4 Restrições

Para garantir a segurança e o bom funcionamento do Quadrirrotor, foram impostas algumas restrições ao sistema.

Foi citado anteriormente, na Tabela 2, que o limite máximo de tensão dos motores é de 14.8V. Então, para pode trabalhar próximo do limite e com uma pequena margem de segurança, considerou-se que o limite máximo do sinal de tensão enviado pelo controlador seria de 14V.

Outra restrição foi encontrada experimentalmente. Após alguns testes no simulador, percebe-se que o Controle Preditivo não conseguia mais controlar perfeitamente o Quadrirrotor quando o mesmo atingia velocidades acima de 0.7 rad/s para as Velocidades de Rolagem, Arfagem. Logo, para impedir que haja essa instabilidade, foi imposto ao controlador que as três velocidades não possam superar 0.7 rad/s. Já para V_z foi estipulado o valor limite de 5 m/s, por ser um valor próximo do limite dos motores.

Portanto, as restrições utilizadas foram:

$$0V \leq V_{motor} \leq 14V$$

$$-0.7\text{rad/s} \leq v_{\text{Rolagem/arragem/guinada}} \leq 0.7\text{rad/s}$$

$$-5\text{m/s} \leq v_z \leq 5\text{m/s}$$

4 Resultados

Assim como o simulador, o algoritmo de controle preditivo foi implementado utilizando a linguagem do matlab e utilizando os conceitos e técnicas encontrados em Maciejowski [1].

Como o controle preditivo é capaz de funcionar de duas formas diferentes, os resultados foram obtidos de forma que fosse possível demonstrar suas diferenças.

Em primeiro momento, sera mostrado como o controle preditivo funciona quando não leva em conta as restrições do sistema ou do modelo de predição do algoritmo de controle. Em seguida, este resultado será comparado com o comportamento do sistema ao funcionar com um controlador preditivo que leva em conta as suas restrições.

Com o objetivo de confirmar a capacidade de controle da aeronave pelo algoritmo de controle preditivo, foram aplicados os seguintes testes:

- Controlando apenas a velocidade em Z (v_z);
- Controlando apenas a velocidade guinada v_{Yaw} ;
- Controlando as velocidades rolagem $v_{Rolagem}$ e $v_{arfagem}$.

O objetivo dos testes é demonstrar o comportamento da aeronave em alguns dos seus movimentos mais comuns.

Todos os testes foram feitos considerando que a aeronave já estava pairando a 5 metros de altura.

Em relação as sintonias, foi observado, através de vários testes, que o modelo do Quadrrrotor retorna resultados muito similares para uma grande variedade de valores para H_p e H_u quando não é necessário controlar $v_{rolagem}$ e $v_{arfagem}$, logo não é preciso fazer uma sintonia muito detalhada para ambos. No entanto, é preciso realizar a sintonia de r , que e a ponderação do esforço de controle, em cada situação, para corrigir um erro de referência em v_z . A subseção 4.3 irá demonstrar melhor como é feito a sintonia do controlador.

4.1 Controle da Velocidade em Z

O primeiro teste feito foi o de controle da Velocidade em Z, pois é a manobra que possui o menor nível de dificuldade, visto que não é necessária a rotação da aeronave, e representa o deslocamento em altura do Quadrrrotor. A

Tabela 3 mostra qual foi a referência imposta ao controlador e a sintonia usada.

Referência	H_p	H_u	r	Duração
$ref = \begin{bmatrix} 0 \text{ rad/s} \\ 0 \text{ rad/s} \\ 0 \text{ rad/s} \\ 3 \text{ m/s} \end{bmatrix}$	10	10	0.1	1s

Tabela 3: Teste de controle da v_z

Ao aplicar a configuração contida na Tabela 3 no controlador preditivo sem restrições, obteve-se o seguinte resultado:

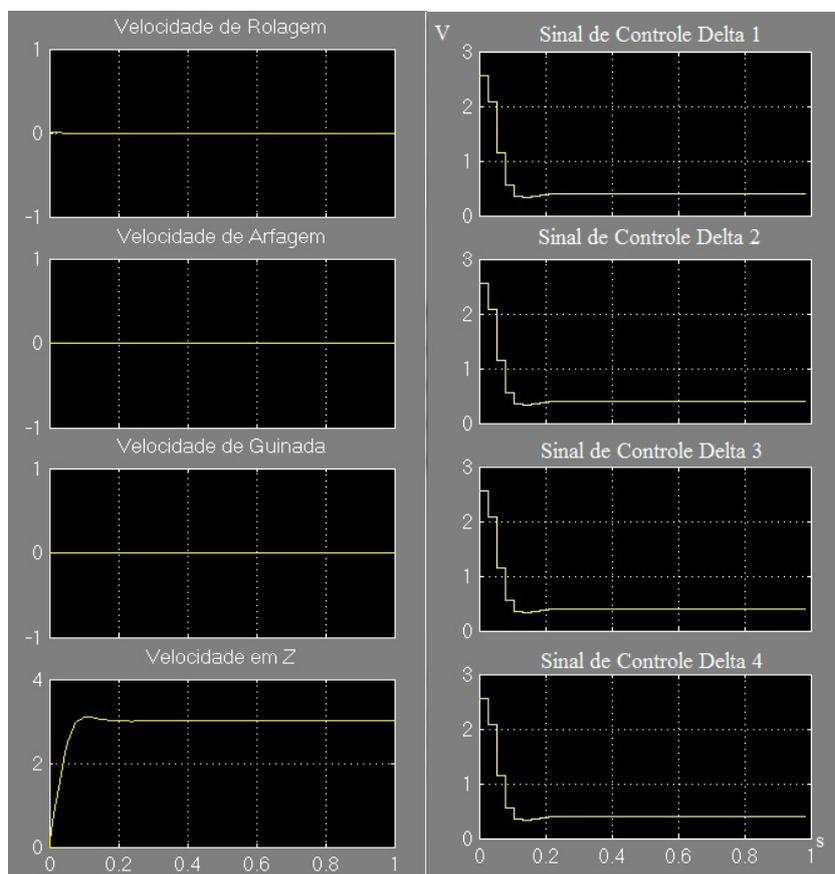


Figura 11: Controle de $v_z = 3 \text{ m/s}$ sem restrições

Através da Figura 11 é possível observar que a resposta do sistema foi bastante satisfatória, pois, além de ser capaz de estabilizar v_z em 3 m/s, conseguiu estabilizar o sistema rapidamente. Reparem também, que há pequenas divergências entre as velocidades de rolagem, arfagem e guinada em relação a referência. Isto ocorre devido a pequenas oscilações causadas pela rotação dos rotores, porém como são na escala de 10^{-13} não alteram o desempenho da aeronave e podem ser aproximadas a zero.

A Figura 12 mostra o tempo levado para que v_z estabilizasse em 3 m/s.

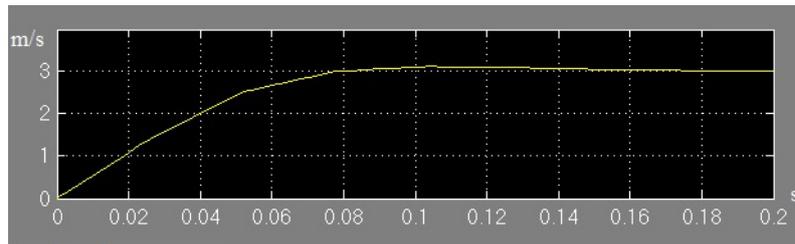


Figura 12: Tempo de estabilização de v_z

Levando em consideração que o intervalo de amostragem do controlador é de 26 ms, é possível afirmar que em apenas 4 ações de controle o controle preditivo foi capaz de estabilizar o sistema.

Aplicando a mesma configuração ao controlador preditivo com restrições, obteve-se o resultado mostrado na Figura 13.

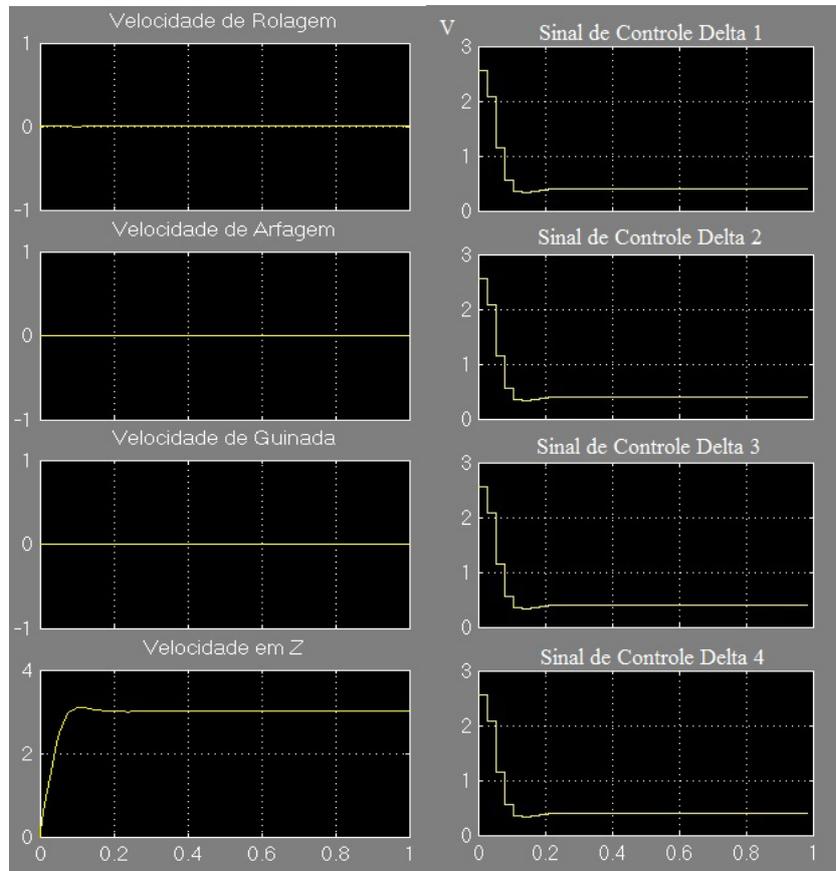


Figura 13: Controle de $v_z = 3$ m/s com restrições

Observa-se que o resultado obtido é bastante semelhante ao de controle sem restrições. Isso ocorre pois as restrições não foram violadas e por isso não há uma manipulação diferente do sinal de controle em relação ao controle sem restrições.

4.2 Controle da velocidade de Guinada

Uma das grandes vantagens de se trabalhar com um Quadrirotor é a sua capacidade de planar no ar e girar em torno do eixo Z, para, por exemplo, realizar uma vistoria de uma determinada área ao seu redor. Por este motivo, o segundo teste foi feito para verificar se o Controle Preditivo é capaz de executar esta tarefa.

Para demonstrar a diferença entre o controle preditivo sem restrições e o controle preditivo com restrições, o teste foi executado utilizando a velocidade de referência igual a velocidade de restrição, com o intuito de forçar o algoritmo de controle a ativar a trava de segurança.

A Tabela 4 mostra os parâmetros utilizados no teste.

Referência	H_p	H_u	r	Duração
$ref = \begin{bmatrix} 0 \text{ rad/s} \\ 0 \text{ rad/s} \\ 0.7 \text{ rad/s} \\ 0 \text{ m/s} \end{bmatrix}$	10	10	0.1	1s

Tabela 4: Teste de controle total sem restrições

4.2.1 Controle de velocidade no limite de restrição

Aplicando a referência igual ao limite de restrição, obteve-se os resultados mostrados nas Figuras 14 e 15.

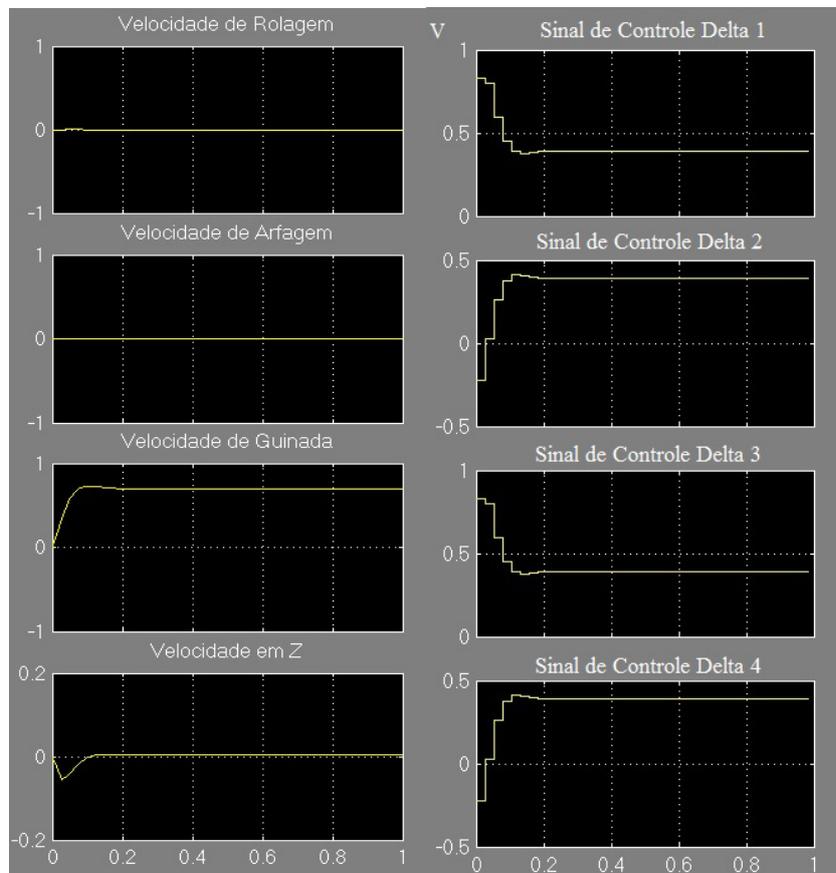


Figura 14: Controle da $v_{guinada}$ em 0.7 m/s sem restrição

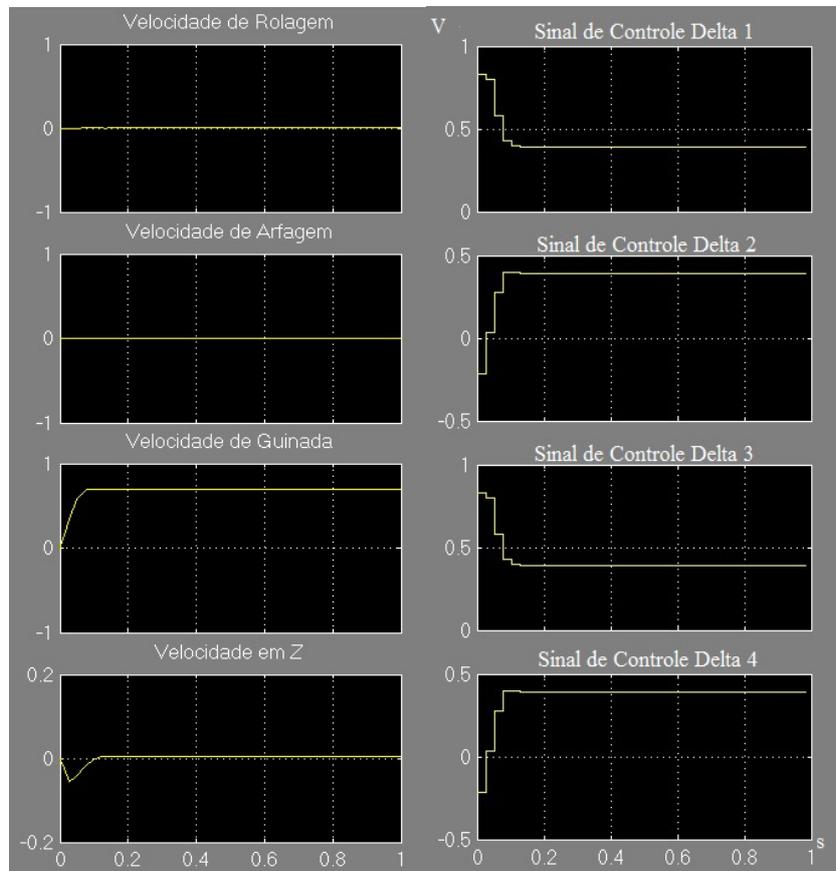


Figura 15: Controle da v_{guinada} em 0.7 m/s com restrição

Na Figura 14 nota-se um pequeno overshoot em relação a referência de 0.7 m/s, o que seria uma violação das restrições discutidas anteriormente. Já na Figura 15, observa-se que ao chegar em exatos 0.7 m/s, na velocidade de guinada, o controlador preditivo com restrições ativa uma trava que não permite a violação da restrição.

É importante lembrar que a trava da restrição pode também ser ativada caso a referência seja diferente de 0.7 m/s, basta que seja necessário chegar ao limite de restrição para estabilizar a aeronave .

4.3 Controle das velocidades de Rolagem e Arfagem

Por ultimo, foi feito o teste de controle das velocidades $v_{rolagem}$ e $v_{arfagem}$, que representa a movimentação lateral e frontal da aeronave em uma mesma altura.

Para analisar a reação do Quadrirrotor às mudanças dos coeficientes H_p , H_u e r , será apresentado os resultados das 4 sintonias da Tabela 5 no controlador preditivo com restrições.

Sintonia	Referências	H_p	H_u	r
1	$ref = \begin{matrix} 0.3 \text{ rad/s} \\ 0.3 \text{ rad/s} \\ 0 \text{ rad/s} \\ 0 \text{ m/s} \end{matrix}$	10	10	0.1
2	$ref = \begin{matrix} 0.3 \text{ rad/s} \\ 0.3 \text{ rad/s} \\ 0 \text{ rad/s} \\ 0 \text{ m/s} \end{matrix}$	5	5	0.065
3	$ref = \begin{matrix} 0.3 \text{ rad/s} \\ 0.3 \text{ rad/s} \\ 0 \text{ rad/s} \\ 0 \text{ m/s} \end{matrix}$	5	3	0.07
4	$ref = \begin{matrix} 0.7 \text{ rad/s} \\ 0.7 \text{ rad/s} \\ 0 \text{ rad/s} \\ 0 \text{ m/s} \end{matrix}$	10	10	0.001

Tabela 5: Coeficientes de Controle

Como já foi demonstrado a diferença entre o controle preditivo com restrições e sem restrições, os testes a seguir foram todos feitos utilizando somente o controle preditivo com restrições.

Reparem que os valores da Sintonia 1 são os mesmos utilizados para realizar todos os testes anteriores. Porém, como mostra a Figura 16, o resultado obtido não é o ideal para a referência desejada.

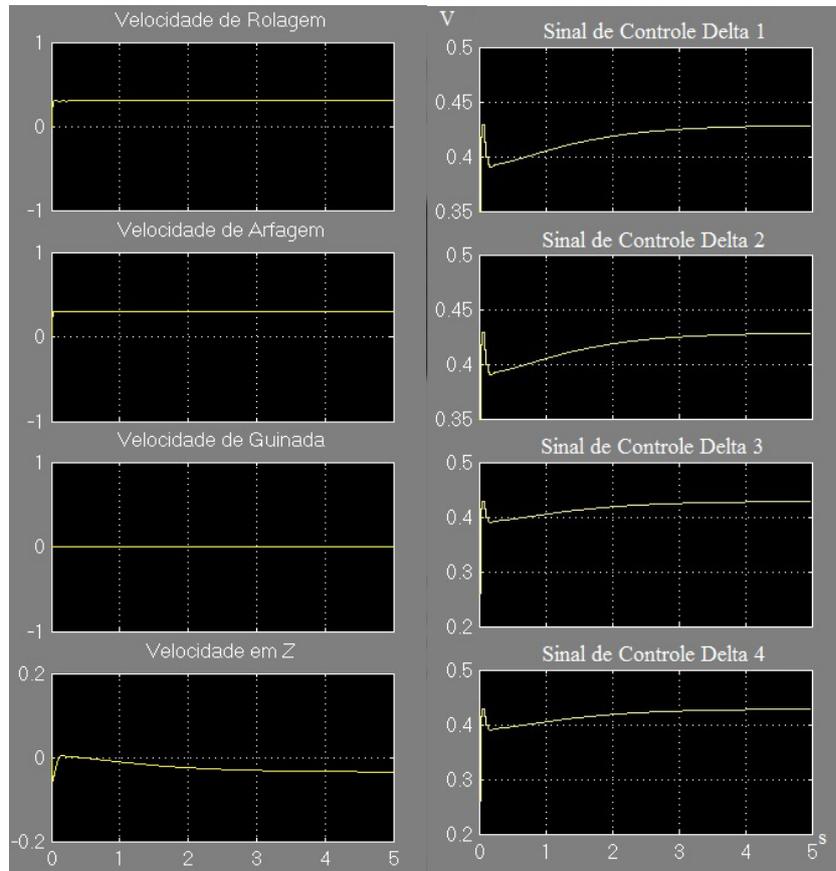


Figura 16: Controle da $v_{rolagem}$ e $v_{arfagem}$ em 0.3 m/s utilizando a Sintonia 1 da Tabela 5

É possível observar que a velocidade em Z demora muito tempo para estabilizar e ainda não é no valor indicado pela referência. Isso ocorre, principalmente, por causa da aproximação feita na Equação 33, em que os ângulos de rolagem e arfagem são aproximados a zero.

Para corrigir o erro de referência é necessário o ajuste do parâmetro de sintonia R , como mostra a Figura 17, que apresenta a Sintonia 2 da Tabela 5.

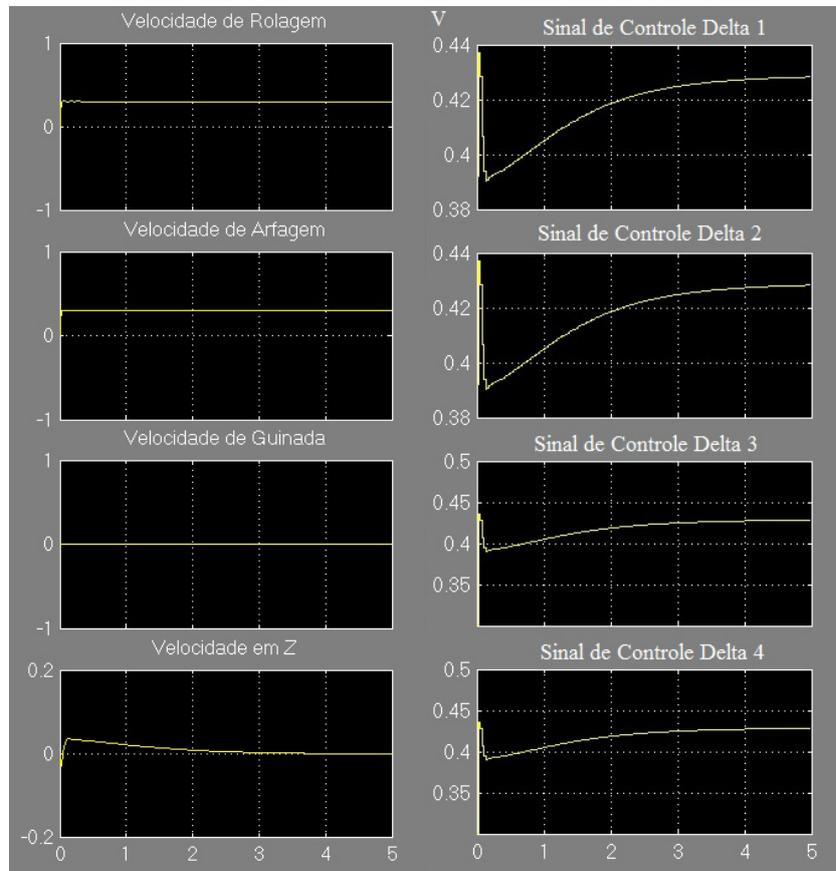


Figura 17: Controle da $v_{rolagem}$ e $v_{arfagem}$ em 0.3 m/s utilizando a Sintonia 2 da Tabela 5

Através da Figura 17, nota-se que v_z estabiliza em um valor bem próximo de zero, logo, a sintonia do controle foi bem sucedida. Porém, vale salientar que esta não é a única sintonia possível para adequar o sistema a essa velocidade. Existem inúmeras sintonias possíveis, como por exemplo a Sintonia 3 da Tabela 4.

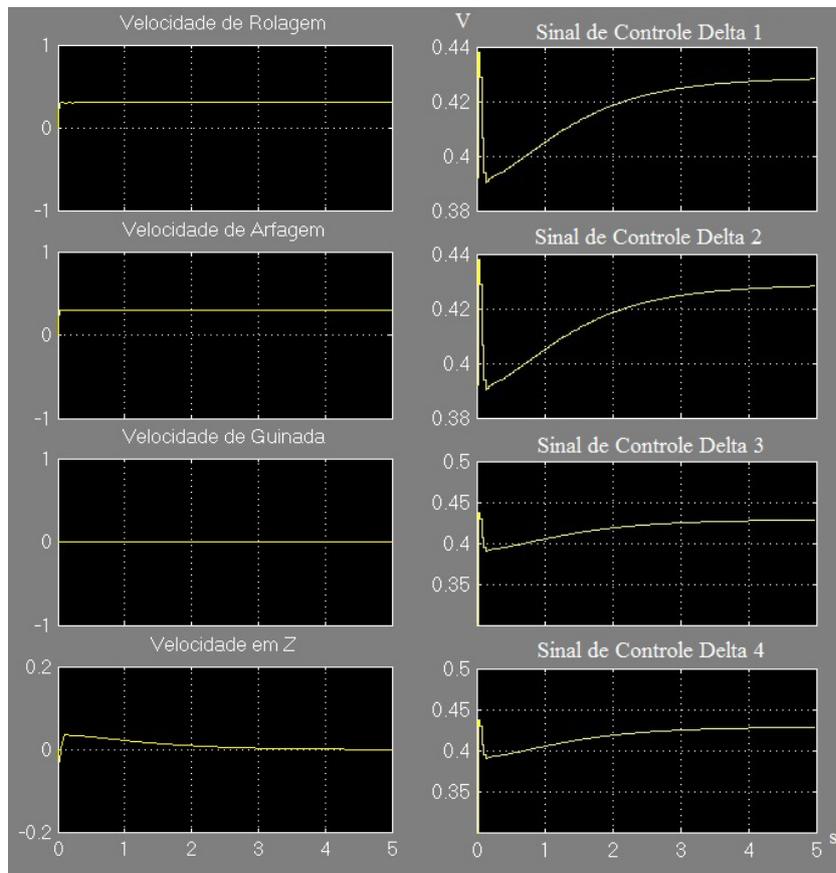


Figura 18: Controle da $v_{rolagem}$ e $v_{arfagem}$ em 0.3 m/s utilizando a Sintonia 3 da Tabela 5

Por fim, foi feito o teste com ambas as velocidades no limite de restrição.

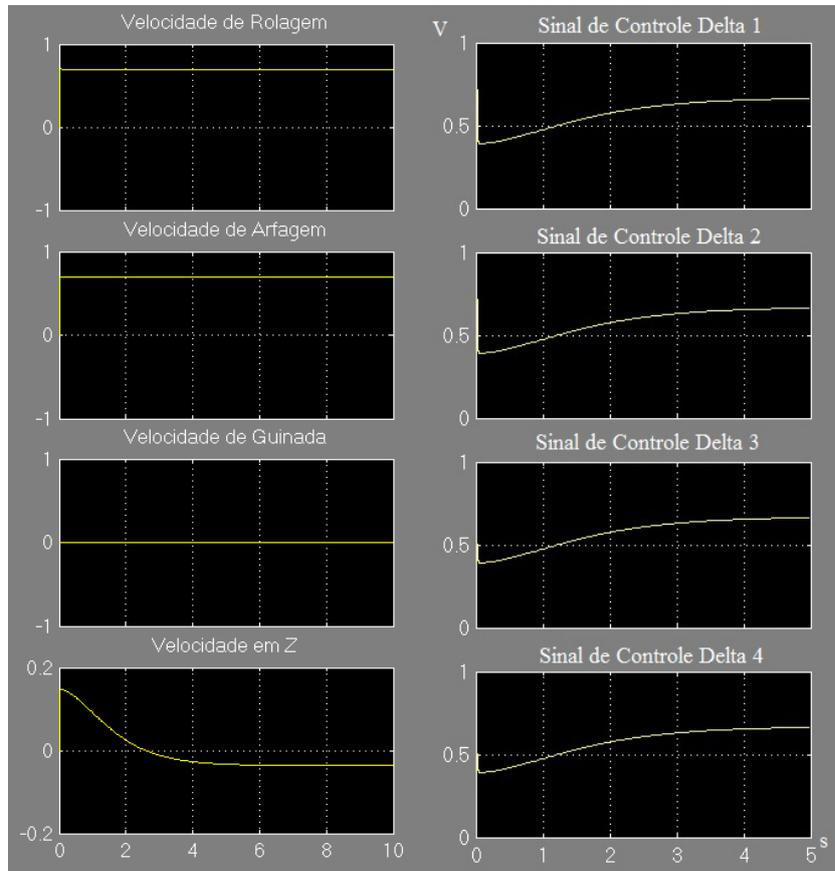


Figura 19: Controle da $v_{rolagem}$ e $v_{arfagem}$ em 0.7 m/s utilizando a Sintonia 4 da Tabela 5

Assim como foi mencionado anteriormente, ao chegar em velocidades acima de 0.7 m/s para $v_{rolagem}$ e $v_{arfagem}$ o controlador começa a perder aos poucos o controle da velocidade em Z, devido ao aumento dos ângulos de rolagem e arfagem. Mesmo com R extremamente pequeno o controlador não consegue voltar à referência desejada. Esta diferença tende a aumentar quanto maior forem as velocidades, até que o controlador perde totalmente o controle e o sistema se torna instável.

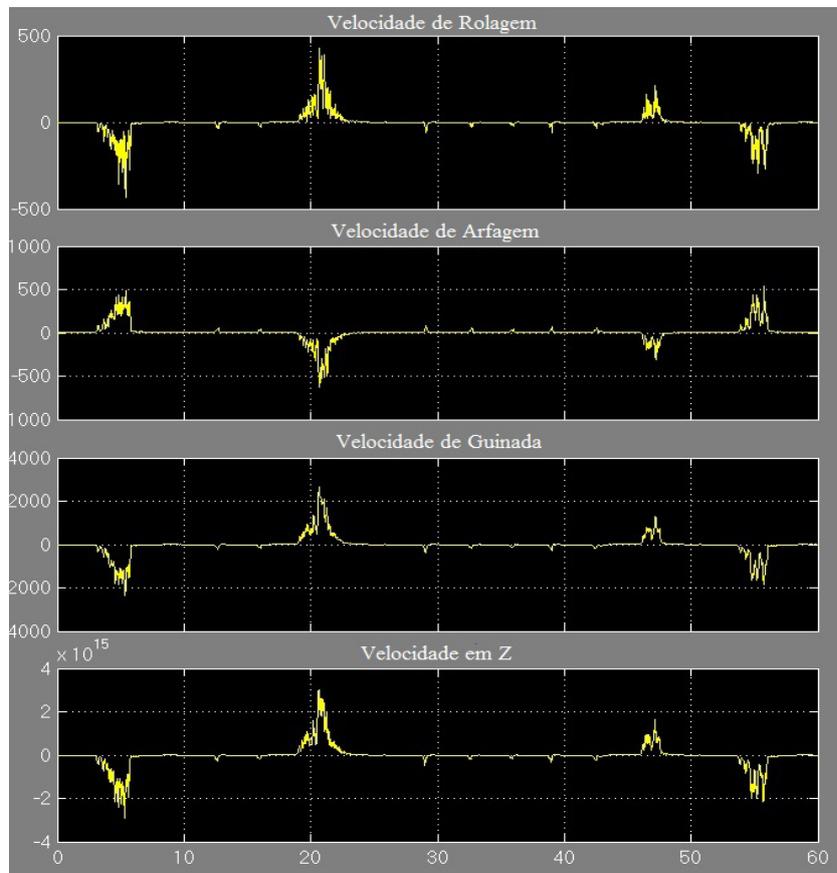


Figura 20: Sistema instável

5 Considerações Finais e Trabalhos Futuros

Foi apresentada neste trabalho a aplicação da técnica de controle preditivo baseado em modelo em um Quadrrrotor. Foram realizados diversos testes no simulador desenvolvido, com o intuito de analisar o funcionamento do controlador, tanto para o caso em que as restrições são consideradas quanto para o caso em que não são consideradas.

Através dos resultados obtidos, observou-se que o controlador é capaz de solucionar problemas com multivariáveis e manter o sistema em segurança durante o processo, através das travas de restrição. Notou-se também que o controle preditivo é capaz de estabilizar a aeronave em um curto espaço de tempo e com overshoots bem pequenos.

Porém, devido a modelagem do Quadrrrotor ser muito complexa, foi preciso realizar muitas aproximações para encontrar um modelo do sistema que fosse linear e discretizável. Devido a essa dificuldade, as possibilidades de operação da aeronave se tornaram muito limitadas, pois não seria possível realizar tarefas que necessitassem manobras em alta velocidade ou em situações que colocassem a aeronave sobre perturbações severas. Uma das possibilidades para resolver esta limitação, seria o desenvolvimento, em trabalhos futuros, de um controlador preditivo não linear, que poderia levar em conta as oscilações causadas pelo movimento em alta velocidade do Quadrrrotor.

Outra possibilidade, para trabalhos futuros, é a adição de um controlador preditivo de posição, que funcionaria em cascata com o controlador de velocidade desenvolvido neste trabalho.

6 Referências Bibliográficas

Referências

- [1] Maciejowski, J.M. Predictive Control With Constraints. 1. Ed. Prentice Hall, 2002.
- [2] Guimarães, J.P.F. Controle de Atitude e Altitude Para um Veículo Aéreo Não Tripulado do Tipo Quadrirrotor. Dissertação de Mestrado. Programa de Pós-Graduação em Eng. Elétrica e Computação. UFRN, 2012.
- [3] Fay, Gary. Derivation of the aerodynamic forces for the mesicopter simulation. Stanford University, USA. Disponível em : <<http://adg.stanford.edu/mesicopter/ProgressReports/mesicopteraeromodel.pdf>>. Acesso em 11 de junho de 2014.
- [4] Silva, A.T., Controle de Posição com Restrição a Orientação de um Veículo Aéreo Não Tripulado Tipo Quadrirrotor. Dissertação de Mestrado. Programa de Pós-Graduação em Eng. Elétrica e Computação. UFRN, 2013.