



Universidade Federal de Juiz de Fora
Programa de Pós-Graduação em
Engenharia Elétrica

Murillo Ferreira dos Santos

**CONTROLE TOLERANTE A FALHAS DE UM SISTEMA DE
PROPULSÃO DE HEXACÓPTEROS**

Dissertação de Mestrado

Juiz de Fora
2014

MURILLO FERREIRA DOS SANTOS

**CONTROLE TOLERANTE A FALHAS DE UM SISTEMA DE
PROPULSÃO DE HEXACÓPTEROS**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica, área de concentração: Sistemas de Energia, da Faculdade de Engenharia da Universidade Federal de Juiz de Fora como requisito parcial para obtenção do grau de Mestre.

Orientador: Prof. Dr. Leonardo de Mello Honório

Juiz de Fora

2014

Ficha catalográfica elaborada através do Programa de geração automática da Biblioteca Universitária da UFJF, com os dados fornecidos pelo(a) autor(a)

Santos, Murillo Ferreira dos.

Controle tolerante a falhas de um sistema de propulsão de hexacópteros / Murillo Ferreira dos Santos. -- 2014.
140 f. : il.

Orientador: Leonardo de Mello Honório

Dissertação (mestrado acadêmico) - Universidade Federal de Juiz de Fora, Faculdade de Engenharia. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica, 2014.

1. Controle tolerante a falhas. 2. Controladores PID. 3. Hexacóptero. 4. Índices de desempenho. I. Honório, Leonardo de Mello, orient. II. Título.

MURILLO FERREIRA DOS SANTOS

**CONTROLE TOLERANTE A FALHAS DE UM SISTEMA DE
PROPULSÃO DE HEXACÓPTEROS**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica, área de concentração: Sistemas de Energia, da Faculdade de Engenharia da Universidade Federal de Juiz de Fora como requisito parcial para obtenção do grau de Mestre.

Aprovada em 30 de Julho de 2014.

BANCA EXAMINADORA:



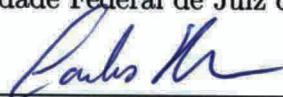
Prof. Dr. Leonardo de Mello Honório - Orientador

Universidade Federal de Juiz de Fora, UFJF



Prof. Dr. André Luis Marques Marcato

Universidade Federal de Juiz de Fora, UFJF



Prof. Dr. Carlos Henrique Valério de Moraes

Universidade Federal de Itajubá, UNIFEI

*Dedico este trabalho aos meus pais, irmã, familiares, namorada, amigos e professores
que de muitas formas me incentivaram e ajudaram para que fosse possível a
concretização deste trabalho.*

AGRADECIMENTOS

Agradeço a todas as pessoas que convivo direta e indiretamente por acreditarem na minha capacidade.

Agradeço a Deus, por sempre me guiar com firmeza, a superar obstáculos e por me dar segurança a enfrentá-los no decorrer da vida.

A minha mãe Marlise Ferreira, pelo amor imensurável que tem por mim. Agradeço também por se esforçar muitas vezes além do que pôde, lutando para me educar da melhor maneira possível, acreditando e respeitando minhas decisões, serei eternamente grato. Amo-te demais.

Ao meu pai Cinézio Martins (*In memorian*), que mesmo não estando presente durante a graduação, foi fundamental para minha educação e criação da personalidade que sinto grato por ter. Nunca te esquecerei.

Ao meu grande amigo Edvar da Cunha, que nunca hesitou em me ajudar, depositando em mim extrema confiança e créditos, sendo sua ajuda de extrema necessidade para meu sucesso. Faltam palavras para agradecer!

Aos meus avôs e avós José, Maria, Sebastião (*In memorian*) e Irene (*In memorian*), que sempre foram fundamentais para a minha formação como pessoa. O meu eterno amor.

Aos tios Max, Marluce, Mirna, Marli e Ana, pelas oportunidades a mim cedidas, pela confiança, por terem me ajudado nas várias vezes que precisei, a minha imensa gratidão.

À minha namorada e parceira, Fernanda Fernandes, pela paciência a mim tolerada, pelo empenho e motivação a mim creditado, apoiando e me ajudando dos momentos mais fáceis aos mais difíceis, nunca te esquecerei.

Aos padrinhos, Marcos e Carolina por me corrigirem quando necessário e me ajudado a tornar uma pessoa honesta, sincera e batalhadora, sempre torcendo pelo meu sucesso, agradeço sinceramente.

À minha irmã Camilla, mesmo às vezes com atritos, sempre me apoiou a lutar por meus objetivos, a correr atrás dos sonhos, agradeço de coração.

Aos amigos Alexandre, Lucas, Exuperry, Elias, Ana Sophia, Wagner, Cláudio, Leandro, Wolmar e Marcelo, pelos bons momentos vividos no laboratório e pelo verdadeiro sentimento de amizade, que certamente é eterno.

Ao meu orientador mestrado Leonardo Honório pela paciência, motivação e credibilidade depositada em mim, meus sinceros agradecimentos.

RESUMO

Este trabalho tem o objetivo de desenvolver o controle tolerante a falhas de um sistema de propulsão de hexacópteros, visando mantê-lo em condições de voo. Inicialmente, apresenta-se a modelagem do sistema, abordando o modelo cinemático e dinâmico da aeronave para a simulação e controle do sistema onde as forças gravitacionais e de propulsão são consideradas. Falhas nos sistemas de propulsão são inseridas para que quando detectadas, o sistema seja operado com outra sintonia de controladores PID, mantendo-o em condições de voo. Por fim, os resultados são simulados e analisados onde através dos índices de desempenho IAE, ISE e ITSE seja possível realizar um estudo de viabilidade do tempo limite que uma técnica de detecção e identificação de falhas terá disponível para localizar qual sistema de propulsão se encontra com problemas. Os resultados foram satisfatórios mostrando ser uma técnica possível de se implementada na aeronave desenvolvida.

Palavras-chave: Hexacóptero, controladores PID, Índices de Desempenho, Controle tolerante a faltas totais.

ABSTRACT

This dissertation aims to develop the fault tolerant control of a propulsion system of hexacopters, which intends to keep it in good flight conditions. Initially, it's presented the modeling of the system, considering the kinematic and dynamic model of the aircraft where the gravitational and propulsion forces are considered. Failures in propulsion systems are inserted to the system and when detected, the system can be operated with the new PID tuning, keeping it in flight. Finally, the results are simulated and analyzed using performance indices as IAE, ISE and ITSE, making possible to perform the feasibility study of the time limit that a technique for detecting and identifying faults have available to find which propulsion system meets problems. The results were satisfactory showing to be a possible technique to be implemented in the aircraft developed.

Keywords: Hexacopter, PID Controllers, Performance Indexes, Fault Tolerant Control.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

1	Exemplos de dois <i>frames</i> de coordenadas (BEARD, 2008).	30
2	Rotação contrária à regra da mão direita do vetor \mathbf{p} entorno de $\hat{\mathbf{n}}$ sobre um ângulo μ resultando no vetor \mathbf{q} (BEARD, 2008).	32
3	Rotação de \mathbf{p} sobre o eixo z (BEARD, 2008).	33
4	<i>Frame</i> Inercial \mathcal{F}^I	34
5	<i>Frame</i> Inercial \mathcal{F}^v	35
6	<i>Frame</i> \mathcal{F}^{v1} . O eixo \mathbf{k}^b aponta para o centro da Terra, perpendicular a imagem.	36
7	<i>Frame</i> \mathcal{F}^{v2} . O eixo \mathbf{j}^b aponta para o lado direito do hexacóptero, perpendicular a imagem.	37
8	<i>Frame</i> \mathcal{F}^b . O eixo \mathbf{i}^b aponta saindo perpendicular ao papel.	38
9	Vetor \mathbf{p} se movimentando em dois <i>frames</i> diferentes (ALVES, 2012). . .	39
10	Definição das variáveis de estados nos eixos de medições.	41
11	Sentido de rotação dos seis motores do VAANT (APM, 2014).	52
12	Gráfico do erro sem LS em função dos comandos PWM do motor 2. . .	59
13	Gráfico do erro LS em função dos comandos PWM.	60
14	Diagrama de blocos da malha de controle de ângulo de rolagem (BEARD, 2008).	68
15	Diagrama de blocos da equação dinâmica que representa a altura do VAANT no domínio s	71
16	Diagrama de blocos da malha de controle de altura do hexacóptero . .	73
17	Gráfico de controle de altura do hexacóptero com seis sistemas de propulsão.	79
18	Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para SP de altura de 10 metros com 6 sistemas de propulsão.	80

19	Gráfico dos comandos PWM de cada motor para SP de altura de 10 metros.	81
20	Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para os SPs da Tabela 7.	83
21	Gráfico de controle de altura do hexacóptero para falhas no sistema de propulsão 1 com tempo de identificação de 0.4 segundos após 40 segundos de voo normal.	84
22	Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para as condições da Figura 21.	85
23	Gráfico dos comandos PWM para as condições da Figura 21.	86
24	Gráfico do controle de altura para os SPs da Tabela 8.	88
25	Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para as condições da Tabela 8.	89
26	Comparativo entre o torques aplicados no hexacóptero para SP de 5 graus de rolagem e -5 graus de arfagem no instante de 50 segundos. . .	90
27	Gráfico dos comandos PWM para as condições da Figura 8.	91
28	Gráfico do controle de altura para SP de -5 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 1.	92
29	Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para SP de -5 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 1.	93
30	Gráfico dos comandos PWM para SP de -5 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 1.	94
31	Gráfico do controle de altura para SP permanente de -10 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 1.	95
32	Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para SP permanente de -10 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 1.	96
33	Gráfico dos comandos PWM para SP permanente de -10 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 1.	97
34	Gráfico do controle de altura para SP de 10 metros após detecção de falha no falhas no sistema de propulsão 6 com tempo de identificação de 20 ciclos após 30 segundos de voo normal.	99

35	Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para as condições da Figura 34.	100
36	Gráfico dos comandos PWM para as condições da Figura 34.	101
37	Gráfico do controle de altura para os SPs da Tabela 9.	103
38	Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para as condições da Tabela 9.	104
39	Comparativo entre o torques aplicados no hexacóptero para as condições da Tabela 9 durante falhas no sistema de propulsão 6.	105
40	Gráfico dos comandos PWM para as condições da Tabela 9.	106
41	Gráfico do controle de altura para SP de -5 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 6.	107
42	Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para SP de -5 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 6.	108
43	Gráfico dos comandos PWM para SP de -5 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 6.	110
44	Gráfico do controle de altura para SP permanente de -10 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 6.	112
45	Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para SP permanente de -10 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 6.	113
46	Gráfico dos comandos PWM para SP permanente de -10 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 6.	114
47	Gráficos tridimensionais para falhas no sistema de propulsão 1.	117
48	Gráficos tridimensionais para falhas no sistema de propulsão 6.	119
49	Hexacóptero desenvolvido no <i>software</i> SolidWorks.	127
50	Motor COBRA modelo A2217/20 960 KV	128
51	Gráfico de eficiência do motor A2212/15 930 KV versus Consumo de corrente elétrica (FLYBRUSHLESS, 2013).	130
52	Bateria <i>Mystery Lithium-Polymer</i>	130
53	Rádio Receptor AR7000 e Rádio Controle DX7.	131

54	ArduPilotMega 2.0.	132
55	Câmera GoPro HERO 3 <i>Black Edition</i>	133
56	FLIR <i>Compact A65</i>	134
57	Ligações de uma ESC a um motor.	135
58	ESC Mystery BEC 30A utilizado no hexacóptero.	136
59	Disposição das hélices na montagem do hexacóptero.	137
60	Hélice utilizada no hexacóptero.	137
61	Estrutura do hexacóptero com equipamentos já acoplados.	138
62	Estrutura anatômica de um pacote de dados MAVLink.	138

LISTA DE TABELAS

1	Valores requeridos pelos controladores PID e comandos PWM gerados pela matriz de relação dos motores - Torques em N.m e Força em Newtons	58
2	Valores requeridos pelos controladores PID com sua força de propulsão e torques gerados pela técnica LS - Torques em N.m e Força em Newtons	60
3	Comandos PWM gerados pela matriz \mathcal{M} versus comandos PWM gerados pela técnica LS com restrições.	61
4	Valores requeridos pelos controladores PID e comandos PWM gerados pela nova matriz de relação dos motores	62
5	Ganhos dos controladores PID utilizados em todas as malhas e situações consideradas.	75
6	Dados utilizados nas simulações	78
7	SPs utilizados na simulação da Figura 20.	82
8	SPs utilizados na simulação das Figuras 24, 25, 26 e 27.	87
9	SPs utilizados na simulação da Figura 37, 38, 39 e 40.	102
10	Características técnicas do motor <i>brushless</i> utilizado	129
11	Características técnicas da bateria utilizada	130
12	Funções geradas no rádio controle	131
13	Características técnicas da câmera GoPro HERO 3 <i>Black Edition</i> (GO-PRO, 2013)	134
14	Características técnicas do ESC utilizado	136
15	Significado dos bites de um pacote de dados MAVLink.	139

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AUAV *Autonomous Unmanned Aerial Vehicles*

CC Corrente Contínua

ESC *Electronic Speed Controller* - Controlador de Velocidade Eletrônico

GRIn Grupo de Robótica Inteligente

LiPo *Lithium-Polymer*

LS *Least Squares* - Mínimos Quadrados

MAVLink *Micro Air Vehicle Communication Protocol* - Protocolo de Comunicação de Pequenos Veículos Aéreos

PID *Proportional Integral Derivativo*

PWM *Pulse Width Modulation* - Modulação por Largura de Pulso

SMC *Sliding Mode Control*

SPs Set Points

UFJF Universidade Federal de Juiz de Fora

VAANT Veículo Aéreo Autônomo Não-Tripulado

SUMÁRIO

1	Introdução	18
1.1	Proposta de trabalho	26
2	Modelagem do Hexacóptero	29
2.1	Matriz de rotação	30
2.2	Frames de coordenadas do Hexacóptero	34
2.2.1	Referências utilizadas	34
2.2.1.1	Referencial Inercial \mathcal{F}^I	34
2.2.1.2	Referencial do Veículo \mathcal{F}^v	35
2.2.1.3	Referencial do Veículo 1 \mathcal{F}^{v1}	35
2.2.1.4	Referencial do Veículo 2 \mathcal{F}^{v2}	36
2.2.1.5	Referencial Fixo ao Corpo \mathcal{F}^b	37
2.3	Equação de Coriolis	39
2.4	Modelagem Cinemática e Dinâmica	40
2.4.1	Cinemática do Hexacóptero	41
2.4.2	Dinâmica do Hexacóptero	42
2.4.2.1	Movimento translacional	42
2.4.2.2	Movimento rotacional	44
2.4.3	Forças e Momentos	47
2.4.3.1	Força gravitacional	48
2.5	Modelo Linear Simplificado do Hexacóptero	49
3	Controle tolerante a falhas em um sistema de propulsão	51

3.1	Forças e momentos de propulsão	51
3.2	Matriz alterada de relação de comandos PWM dos motores	54
3.2.1	Análise empírica de falhas	56
3.2.2	Análise numérica de falhas	57
3.2.3	Utilização do Least Squares com restrições para otimização dos comandos PWM dos motores	58
3.3	Matriz de controle reduzida utilizada	61
4	Projeto dos controladores	64
4.1	Controlador PID	64
4.2	Índices de desempenho não intrusivos	65
4.2.1	IAE - Integral of Absolute Error	65
4.2.2	ISE - Integral of Square Error	66
4.2.3	ITSE - Integral of Time-weighted Square Error	66
4.3	Projeto dos controladores PID para hexacópteros sem falhas	67
4.3.1	Controle de posição de rolagem	67
4.3.2	Controle de posição de arfagem	70
4.3.3	Controle de altura	71
4.4	Projeto dos controladores PID para hexacópteros com falha em 1 sistema de propulsão	74
5	Resultados	77
5.1	Simulações com situações normais de voo	78
5.1.1	Situação de voo 1	78
5.1.2	Situação de voo 2	82
5.2	Simulações para falhas no sistema de propulsão 1	83
5.2.1	Situação de voo 3	84
5.2.2	Situação de voo 4	87

5.2.3	Situação de voo 5	92
5.2.4	Situação de voo 6	95
5.3	Simulações para falhas no sistema de propulsão 6	98
5.3.1	Situação de voo 7	98
5.3.2	Situação de voo 8	102
5.3.3	Situação de voo 9	107
5.3.4	Situação de voo 10	111
5.4	Gráficos tridimensionais para determinação do tempo limite de identificação de falhas	116
6	Conclusões	120
6.1	Limitações	121
6.2	Trabalhos futuros	122
	Referências	123
	Apêndice A – Projeto do Hexacóptero	127
A.1	Motor Brushless	127
A.2	Bateria	129
A.3	Rádio Controle	131
A.4	Plataforma de Controle	131
A.5	Câmeras	132
A.5.1	Câmera Estéreo	133
A.5.2	Câmera Termográfica	134
A.6	ESC - Electronic Speed Controller	134
A.7	Hélices	136
A.8	Estrutura do Hexacóptero	137
A.9	Protocolo de Comunicação MAVLink	138

1 INTRODUÇÃO

Por definição, a sigla VAANT tem como significado Veículo Aéreo Autônomo Não-Tripulado, que se origina do inglês AUAV, *Autonomous Unmanned Aerial Vehicles*, que de fato vem apresentando crescimento considerado nos últimos anos, alavancado pelos desenvolvimentos tecnológicos, principalmente nas áreas da eletrônica e automação militar (ALVES, 2012). Assim, como sua própria definição esclarece, um VAANT se baseia pelo funcionamento independente da ação humana na sua operação (Não-Tripulado) e por dispor da possibilidade da tomada de decisões sem intervenção externa (Autônomo).

Entretanto, nota-se que há um grande mercado emergindo a partir de aplicações e serviços potenciais que podem ser oferecidos por veículos aéreos não-tripulados. Mais precisamente, VAANTs podem ser aplicados em missões chamadas de D-cubo (*Dangerous-Dirty-Dull*), ou seja, missões identificadas como perigosas, sujas, ou enfadonhas. Quando considerado em aplicações civis, há um grande escopo de cenários possíveis para sua utilização, como pesquisa ambiental remota, monitoração e certificação de poluição, gerenciamento de queimadas, segurança, monitoração de fronteira, oceanografia, agricultura e aplicações de pesca. No geral, todas estas aplicações podem ser divididas em quatro grandes grupos: aplicações ambientais, aplicações de segurança, aplicações de comunicação e aplicações de monitoramento (FURTADO et al., 2008)

Em projetos aeronáuticos deve-se garantir que a aeronave possua determinadas características de estabilidade e controle a fim de que seja capaz de realizar seu objetivo (NASCIMENTO, 2013).

De acordo com Roskam (2001), é necessário que a aeronave tenha as seguintes características:

- Possua controlabilidade suficiente para se manter em voo nivelado e para sair de um estado de equilíbrio para outro em segurança;
- As forças de controle devem estar dentro dos limites admissíveis previstos no

projeto, levando em consideração todo o envelope de voo;

- A aeronave deverá ser capaz de ser estabilizada em todo o envelope de voo.

No que se refere ao controle de estabilidade de VAANTs, existem algumas técnicas de controle conceituadas na atualidade, como o controle PD (DIKMEN; ARISOY; TEMELTAS, 2009); controle não linear baseado em *Lyapunov* (BOUABDALLAH; SIEGWART, 2005); controle inteligente e adaptativo em *Fuzzy* (COZA; MACNAB, 2006). Porém, controladores PID convencionais são simples, estáveis, de fácil sintonia e alta confiabilidade (ARULMOZHIAL; KANDIBAN, 2012).

O controlador PID é simplesmente uma configuração baseada na realimentação, tendo como características principais, o poder de aumentar a velocidade de resposta do sistema através da ação proporcional, eliminar o erro de estado estacionário por meio da ação integral, agindo também com tendências antecipatórias por meio da ação derivativa (MICHEL, 2010).

Os parâmetros destes PID devem ser ajustados mediante uma técnica de sintonia, que neste trabalho foi a *Successive Loop Closure*, onde seu princípio se baseia em aproximar várias malhas simples de controle entorno da dinâmica do sistema em malha aberta, ao invés de se projetar um único controle do sistema (BEARD; MCLAIN, 2012).

Dentro da atualidade que o Brasil se encontra, o projeto em que este trabalho está inserido, tem como finalidade o desenvolvimento de uma aeronave (hexacóptero) autônoma capaz de realizar vistorias em subestações elétricas, linhas de transmissões, isoladores, áreas alagadas e faixa de domínio. Assim, ela deve ser capaz de amostrar diversas informações em situação de voo fixo de acordo com a posição acima dos ambientes vistoriados tendo assim uma distância de segurança do objeto analisado, seja rede elétrica, árvores, entre outros, visando garantir qualidade dos dados observados.

Este VAANT terá uma característica distinta dos encontrados no mercado, que será a capacidade de ser operado em condições extremas, causado por circunstâncias adversas no voo ou falhas mecânicas, o que ocasionaria sua queda.

Um modelo de aeronave indicado seria um que suportasse falhas em alguns dos sistemas de propulsão (conjunto motor, hélice e *Electronic Speed Controller* - Controlador de Velocidade Eletrônico (ESC), descritos no Apêndice A) e resistisse a esta circunstância, o que de fato traria grande robustez para o veículo, grande estabilidade e segurança nas manobras.

Contudo, essa escolha representa um problema de controle e um desafio para integrar sensores, atuadores, reconhecimento de falhas e um sistema inteligente em um só veículo, onde deve ser leve e com um tempo de operação muito rápido (ALVES, 2012).

Além do mais, existe um grande desafio científico empregado no projeto e montagem de um VAANT, que se foca na aplicação e comparação da modelagem matemática e do sistema real, assim como efetivar técnicas de controle que garantam a estabilidade e segurança em casos extremos de operação (falhas mecânicas nos motores), visando trabalhar com suavidade e harmonia.

Por consequência, alguns desastres naturais como incêndios, inundações, terremotos e desabamentos, assim como situações adversas, motivam os estudos em diferentes direções, onde rápidas atuações podem salvar vidas e obter informações difíceis através destes veículos. Neste cenário é de fundamental importância atuar rapidamente e de maneira coordenada a fim de agilizar o que se tem por intuito vasculhar (SOUSA, 2011).

Nos últimos anos, a ciência tem presenciado um grande interesse na área de veículos autônomos não tripulados, seja aéreos, terrestres ou subaquáticos. Entretanto, poucos trabalhos foram desenvolvidos até então no que se trata de detecção de falhas (MESKIN; KHORASANI; RABBATH, 2010).

Na década de 90, o estudo sobre controle tolerante a faltas começou a despertar interesse no meio acadêmico.

Dentre vários trabalhos, pode-se citar o trabalho de Boskovic e Mehra (1999) como de fundamental importância para os trabalhos posteriores. Nele foi proposto uma nova parametrização da modelagem do controle de falhas em veículos aéreos.

Dentre as falhas representadas pelos autores estão a perda de eficiência dos motores, problemas de hardware e a não movimentação mediante comandos. É mostrado também que a representação desenvolvida se aplica facilmente a problemas de formulação de modelos múltiplos em problemas de controle correspondentes, que podem ser solucionados usando a aproximação do controle adaptativo criado.

A estabilidade geral do sistema de controle adaptativo é demonstrada utilizando o método de Lyapunov e a separação entre a identificação e o controle adaptativo indireto.

Os resultados foram apresentados baseando-se em simulações de manobras de aterrizagem de uma aeronave do tipo F-18.

Em Maki, Jiang e Hagino (2001) é apresentado uma nova estratégia para o sistema

de controle tolerante a faltas (FTCS) projetado para vários controladores. Esta estratégia era única pois não apresentava problemas convencionais do controle tolerante a faltas nem do risco de instabilidade gerado pelo sistema de controle. Como planta de testes, foi utilizado um VAANT de asa fixa adotando a possibilidade de incerteza dos parâmetros abordados.

Assim, o módulo de detecção de falhas desempenha a função de otimizar o sistema, lidando de uma forma interessante com os requisitos conflitantes de estabilidade, redundância e a não operação ótima do sistema por completo.

Como exemplo de falhas consideradas no sistema, foram adotadas falhas parciais nos atuadores leme (atua em movimentos de guinada), profundor (atua em movimentos de arfagem) e aileron (atua em movimentos de rolagem), o que de forma satisfatória manteve o veículo em condições seguras de voo.

No trabalho de Ye e Yang (2006) é tratado o problema de controle de rastreamento de voo contra falhas dos atuadores utilizando o método de desigualdade linear de matriz e o método adaptativo.

O controlador adaptativo de voo tolerante a faltas foi desenvolvido baseado na estimação em tempo real da eventual falta, juntamente com a adição de uma nova lei de controle à teoria clássica.

Esta metodologia tem por intuito reduzir o efeito de falha no sistema sem a necessidade de criação de um módulo isolado para detecção e identificação de falhas, reduzindo consideravelmente o esforço computacional do sistema. Diferentes resultados foram testados, até mesmo em situações mais críticas, como por exemplo, em momentos que manobras são realizadas.

Destaca-se o fato de não serem testadas falhas totais neste VAANT de asa fixa, ou seja, não foram presenciadas falhas que impossibilitassem os atuadores de serem operados, abordando somente parciais mas permanentes. Dessa forma, a técnica utilizada foi bem sucedida considerando as limitações do sistema e das falhas, obtendo bons resultados em testes práticos.

Um estudo de caso é apresentado em Spinka, Holub e Hanzálek (2011) que relata um projeto de um piloto automático reconfigurável de baixo custo de código aberto para pequenos veículos aéreos não tripulados. É introduzido também uma nova arquitetura hierárquica distribuída do sistema, onde o sistema pode não operar de forma ótima.

Esta técnica é capaz de corrigir falhas no sistema em casos de emergência (falhas

de comunicação, de baterias, etc.), mantendo as funções críticas de controlabilidade do veículo. Ela utiliza também um novo esquema de controlador com sua respectiva implementação.

Algumas problemas abordados no trabalho basearam-se em falhas que raramente ocorrem ou que podem ser contornadas por medidas de segurança, como por exemplo realizar o pouso se detectadas. Entretanto, os resultados apresentados validaram a metodologia, provando ser interessante sua utilização.

No trabalho de Sadeghzadeh et al. (2012), uma técnica ativa de controle tolerante a falhas é desenvolvida e aplicada a um VAANT do tipo quadricóptero com 6 graus de liberdade, baseado na técnica de controle de *Proporcional Integral Derivativo* (PID) com ganhos pré-determinados.

Para implementar tal sistema, foi necessário um sistema isolado de detecção e diagnóstico de falhas para detectar e identificar a origem da falha dos atuadores.

Este sistema fundamenta-se da realimentação da dinâmica angular do VAANT para que se possa fornecer ao controlador PID as informações necessárias para as tomadas de decisões. A partir de uma determinada dinâmica angular, os ganhos dos controladores são alterados para novos ganhos pré-configurados.

As falhas apresentadas basearam-se na perda simultânea de eficiência de todos os motores, de 18% até 22%. Para estes resultados, a técnica de identificação de falhas e o controle tolerante a faltas apresentaram resultados satisfatórios, mesmo perdendo aproximadamente 60% de sua altura pré-ajustada até se estabilizar.

Em Ren et al. (2012) é apresentado um controle robusto tolerante a faltas sobre VAANT, levando-se em consideração falhas nos motores. Foi utilizado uma matriz linear de desigualdades para que o controle tolerante faltas fosse realimentado por um estado H_∞ que pudesse encontrar as restrições da localização dos polos de um sistema com incertezas lineares.

Nas simulações apresentadas, as falhas consideradas basearam-se em faltas parciais dos motores, como por exemplo, 40% de perda de desempenho de um motor em um determinado instante, fazendo com que o sistema de controle pudesse corrigir os comportamentos indesejados das dinâmicas angulares de rolagem, arfagem e guinada.

Os resultados mostraram que o método é robusto para motores propulsores com canalizador de fluxo quando tais motores apresentam degradação em seu desempenho. Além do mais, os polos de malha fechada indicaram a possibilidade de serem realocados

dentro da região predeterminada através da matriz linear de desigualdade.

Um mecanismo de segurança autônomo é apresentado no trabalho de Mueller e D'Andrea (2012), implementado em uma plataforma de testes de um veículo aéreo de ambientes fechados.

Este mecanismo baseia-se na integração das medições do giroscópio embarcado com comandos de propulsão para estimar o estado do veículo em pequenos espaços de tempo. Quanto as falhas simuladas, foram considerados dois caso: perda de sinal de controle externo e perda de comunicação de medições externas (câmeras de localização).

Como a disseminação do conhecimento e utilização dos VAANTs, aumenta-se a cada dia a necessidade de segurança ao se estabelecer voo, tornando-se sistemas cada vez mais essenciais e críticos. Assim, este sistema é capaz reduzir o risco de colisões do veículo, ou pelo menos reduzir a gravidade de um acidente inevitável.

Quanto aos parâmetros de segurança utilizados caso falhas fossem detectadas, assegurou-se a utilização de um controlador por dois segundos para manter o veículo parado em uma determinado local. Logo após, o VAANT retorna para a última posição de altura observada com uma velocidade ascendente ou descendente de 1 m/s^2 .

Seus resultados foram abrangentes e satisfatórios, sendo apresentados diferentes situações de falhas. Quando a colisão não foi evitada, os danos foram consideravelmente amenizados, reduzindo a velocidade em até 80%.

Em uma abordagem diferente, o trabalho de Krüger et al. (2012) utiliza um processo diferente de aprendizagem de redes neurais para desenvolver uma estratégia de controle tolerante a faltas aplicada a VAANTs. Sua motivação baseou-se no fato desta classe de aeronaves ser muito suscetível a não-linearidades, como turbulência atmosférica, incertezas do modelo e de falhas no próprio sistema.

Dessa forma, esses sistemas demonstram grande sensibilidade para avaliar as estratégias de controle, inclusive estratégias de controle de voo adaptativo.

Incluso ainda neste trabalho se encontra um novo conceito de linearização por realimentação combinada com uma rede neural *feed forward* para compensar os erros método de controle de voo empregado e efeitos da não linearidade do sistema.

Para o treinamento *online* da rede, foram utilizados os conceitos de adaptação do *backpropagation*, onde este algoritmo foi aprimorado com o conceito de controle de modos deslizantes (*Sliding Mode Control* (SMC)).

Implementado como algoritmo de aprendizagem, esta estratégia de controle não-linear trata a rede neural como um sistema controlado, permitindo estabilidade e o cálculo dinâmico das taxas de aprendizagem.

Apesar de considerar a estabilidade do sistema, este método robusto de aprendizagem *online* oferece maior velocidade de convergência, especialmente na presença de distúrbios externos.

O controlador de voo baseado em SMC foi testado e comparado com o algoritmo padrão (*backpropagation*) na presença de falhas no sistema, como perda de eficiência, oscilações devido a distúrbios, etc.

Os resultados foram contundentes e conclusivos mostrando ser uma técnica interessante no controle tolerante a faltas através de redes neurais.

Pesquisadores da Universidade de Beihang, na China, estudaram o problema de controle de um hexacóptero sujeito a danos desconhecidos nas hélices, ou seja, sem técnicas isoladas de detecção e identificação de falhas. Este problema foi formulado em primeira hipótese para ser um problema de rejeição de distúrbios variante no tempo (GUANGXUN; QUAN; KAI-YUAN, 2013).

Em seguida, uma nova técnica de controle (nomeada de Inversão Dinâmica Baseada na Decomposição de Estados) é desenvolvida e aplicada para estabilizar o sistema sujeito a uma perturbação desconhecida não variante no tempo. Para esta situação, não foi necessário também utilizar técnicas de detecção de falhas nem mesmo mudanças nos controladores do hexacóptero

Os resultados apresentados basearam-se em danos nos propulsores dos motores, ou seja, nas hélices, como por exemplo, danos de 50%. Isto é considerado um dano parcial e não total como a quebra de uma hélice próximo ao eixo de rotação do motor, circunstância esta mais comum que as apresentadas neste trabalho.

Assim, a técnica desenvolvida por eles obteve um bom desempenho quando estes danos são presenciados sem nem mesmo serem detectados e identificados nas situações mostradas.

No trabalho de Yu et al. (2013) é implementado e comparado dois algoritmos de controle baseados na técnica linear quadrática em horizontes de tempo infinito e em tempo finito, ambos aplicados a um veículo aéreo não tripulado, na presença de falhas dos atuadores.

Os algoritmos de controle específicos aplicados são o regulador linear quadrático

e o modelo de controle preditivo, também aplicado ao mesmo veículo, para ambos os cenários com e sem falhas. O tipo de falha considerado foi a perda simultânea de eficiência dos motores.

O desempenho foi comparado através da concepção do controle tolerante a falhas para o controle de altura do veículo testado, onde as simulações de desempenho são comparadas em termos de vantagens e limitações destes dois algoritmos de controle.

Seus resultados foram satisfatórios quando comparados com situações mais extremas, mostrando que a técnica foi bem desenvolvida e que controla a situação quando perdas de eficiência são percebidas. Vale destacar que tais falhas não tornam o controle bem sucedidas quando são superiores a 30% de perda de eficiência.

Uma falha total é descrita por ser uma que impossibilite um dispositivo de exercer sua função no sistema, interferindo consideravelmente na dinâmica do sistema.

Entretanto, como apresentado nos trabalhos citados acima, não se encontra disseminado na academia estudos que abordem falhas totais em alguns dos propulsores dos VAANTs, mais especificamente em casos críticos, ou seja, caso um atuador apresente falhas impossibilitando-o de operar, não há medidas de segurança que o mantenha em condições de voo, gerando a colisão.

Muitas das vezes, por condições críticas de voo, algum propulsor se rompe por completo impossibilitando a sustentação do VAANT por aquele motor. Pode-se presenciar também o rompimento de algum cabo de potência dos motores, ocasionando parada total daquele atuador.

Sistemas de controle ativo tolerante a falhas são capazes de lidar com falhas mais graves invés de trocar uma lei de controle diferente e pré-estabelecida ou avaliar uma nova estratégia de controle, aumentando os níveis de segurança e reduzir os riscos de acidentes.

Dessa forma, é de fundamental importância embarcar ao sistema, uma solução para este problema, fazendo que o sistema de controle mantenha o VAANT em condições de voo após serem detectadas e identificadas as falhas no sistema de propulsão, garantindo condições seguras de voo.

1.1 PROPOSTA DE TRABALHO

O correto funcionamento do sistema de controle depende de sensores inerciais de alta precisão, algoritmos confiáveis de controle e um conjunto rápido de resposta de sistemas de propulsão, onde cada um é composto por uma hélice, um controlador eletrônico de velocidade (*Electronic Speed Controller*) e um motor *brushless*.

Uma falha total de apenas um dos componentes de um sistema de propulsão causará a perda de controlabilidade, levando a aeronave a colisão. Em geral, um controle tolerante a falhas totais é necessário para executar a detecção de falhas, identificação e a acomodação do sistema para as falhas presenciadas.

Este trabalho propõe abordar um sistema de controle ativo tolerante a falhas totais em algum atuador do hexacóptero. Neste cenário, o sistema que apresentar falha parcial ou total será identificado e desligado, fazendo com que as ações de controle da aeronave sejam redistribuídas nos outros sistemas de propulsão restantes.

Neste caso, a planta de atuadores do sistema é alterada apenas para descrever uma nova lei de controle juntamente com os novos limites operacionais, mantendo a estabilidade possível.

Para realizar essa proposta, este trabalho irá utilizar o modelo de abordagem múltipla, ou seja, as falhas consideradas serão previamente analisadas e novos modelos serão desenvolvidos ao longo de seu controle correspondente.

Destaca-se o fato de não ser desenvolvido neste trabalho a técnica de detecção e identificação da falha ocorrida, ou seja, será considerado a todo momento que o sistema de controle já tem a informação de qual sistema de propulsão se encontra com problemas que o impossibilite se operar.

No entanto, como será demonstrado mais adiante, uma falha em um componente do sistema de propulsão irá levar o VAANT a um estado de não estabilidade, tornando impossível o controle da aeronave em todos os seis graus de liberdade. A fim de se recuperar a capacidade de controle da nova lei de controle, deve-se desconsiderar um grau de liberdade relacionada com a atitude da aeronave. Ao fazer isso, o sistema original tem sua dinâmica angular reduzida onde a estabilidade e controlabilidade ainda podem ser obtidas. Por consequência, reduzir a dimensão do sistema e encontrar uma lei de controle apropriada não implica diretamente que a aeronave seja ainda capaz de voar.

Portanto, a redução do sistema deve ser feita de uma forma que as suas capacidades mais importantes de voo sejam mantidas. Entre as dinâmicas angulares de um VAANT, aquela que tem o menor impacto sobre a estabilidade de voo e manobras é a de guinada.

Em um multicóptero é possível controlar a posição, a altura e velocidade lateral sem considerar para onde a aeronave está apontando. Ignorando a controlabilidade sobre a dinâmica de guinada do sistema pós-falha, é possível de se definir uma nova estratégia de controle que, pelo menos possa conduzir a aeronave a uma aterrissagem segura, mostrando ser uma desvantagem inevitável para manter o hexacóptero em condições seguras de voo.

Dentre uma das vantagens, destaca-se a baixa carga computacional a ser utilizada no sistema pós-falhas, pois seguem o mesmo conceito da pseudo-inversa de *Moore-Penrose* (descrito no 3).

Será apresentado também um estudo do tempo limite que uma técnica de detecção e identificação de falhas totais terá disponível para ser processada, garantindo a estabilidade do sistema mediante diferentes situações que a aeronave se encontra no momento em que a falha é presenciada.

Assim, para que seja obtido sucesso ao fim do projeto, adotou-se quatro metas para desenvolver a metodologia do trabalho:

- Modelagem dinâmica e cinemática do hexacóptero: obter uma representação matemática do veículo para comparações com o modelo real para o projeto de um controlador eficiente.
- Simulação de falhas nos sistemas de propulsão onde ações corretivas são aplicadas automaticamente após a detecção ser realizada, visando manter a aeronave em boas condições de voo.
- Projeto e efetivação da técnica de controle para a nova maneira de obtenção dos comandos *Pulse Width Modulation* - Modulação por Largura de Pulso (PWM) dos motores: compreender e dominar a dinâmica e cinemática do hexacóptero para aplicar e efetivar o controle angular e de altura através de nova matriz de relação de comandos PWM dos motores.
- Obtenção de um tempo limite para identificação de falhas totais: estabelecer o limite de tempo que uma técnica de identificação de falhas tenha disponível

para localizar qual sistema de propulsão se encontra com problemas. Isto claro, mantendo-o em condições de voo.

O trabalho proposto servirá como plataforma base para novas implementações e projetos futuros, como inserção de novas técnicas de controle, localização, detecção de falhas, visão computacional e planejamento de trajetórias, por exemplo.

Este trabalho se estrutura da seguinte maneira: O Capítulo 2 apresenta a modelagem cinemática e dinâmica do VAANT, assim como simplificações aplicáveis ao modelo. No Capítulo 3 é retratado o controle tolerante a falhas em algum dos componentes de propulsão, apresentando a técnica utilizada para controlar o sistema mediante aos problemas detectados. O Capítulo 4 é voltado para o projeto dos controladores PID de estabilidade angular do VAANT, quer seja com seis ou cinco propulsores. Neste capítulo é apresentado também os índices de desempenho utilizados para obtenção do tempo limite de identificação de falhas que mantém o sistema em condições de voo. Os resultados simulados são apresentados no Capítulo 5. No Capítulo 6, é apresentado e discutido algumas conclusões sobre o trabalho desenvolvido juntamente com os trabalhos futuros. No Anexo A são apresentados os requisitos e conceitos necessários para o desenvolvimento do modelo matemático do hexacóptero, assim como os hardwares e softwares embarcados no VAANT desenvolvido.

2 MODELAGEM DO HEXACÓPTERO

No estudo de sistemas de veículos não tripulados, é importante compreender quão diferentes os corpos móveis são e estão relacionados entre si. É necessário entender como a aeronave está orientada em relação ao solo (BEARD; MCLAIN, 2012). Outro aspecto importante é o fato de se ter conhecimento sobre a orientação dos sensores em relação ao VAANT e da antena de comunicação com a estação de controle no solo.

A utilização de diferentes sistemas de coordenadas dá-se pelos seguintes fatos (BEARD; MCLAIN, 2012):

- Equações de movimento de Newton são derivadas relativas a um *frame* (plano) inercial de referência fixo;
- Forças e torques aerodinâmicos agem no corpo do VAANT, que são descritas no *frame* fixo do VAANT;
- Alguns sensores realizam medições fundamentadas no *frame* fixo do VAANT e outros no *frame* inercial;
- Requisitos de missões e informações de mapas são baseadas no *frame* inercial de referencial fixo;

Um *frame* de coordenada é transformado em outro através de duas operações básicas: rotação e translação (BEARD; MCLAIN, 2012).

Neste capítulo será apresentado os sistemas de coordenadas utilizados para descrever a posição e orientação do VAANT e seus sensores, assim como a transformação entre estes sistemas de coordenadas, a modelagem cinemática e dinâmica do sistema, forças, momentos e um modelo linear simplificado para controle.

2.1 MATRIZ DE ROTAÇÃO

Sua definição parte por ser uma matriz quadrada que, quando aplicada sobre a representação matemática tem o efeito de mudar a direção do vetor por ela representado mas não a sua magnitude (BEARD; MCLAIN, 2012).

De início, deve-se considerar dois *frames* de coordenadas como o apresentado abaixo na Figura 1.

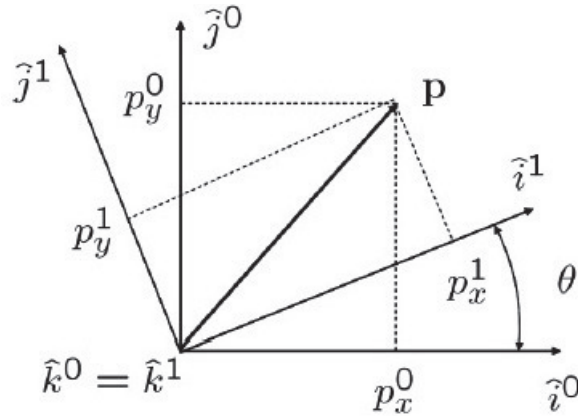


Figura 1: Exemplos de dois *frames* de coordenadas (BEARD, 2008).

O vetor \mathbf{p} pode ser expresso em ambos os sistemas de coordenadas, seja no *frame* \mathcal{F}^0 (descrito por $\mathbf{i}^0, \mathbf{j}^0, \mathbf{k}^0$) seja no *frame* \mathcal{F}^1 (descrito por $\mathbf{i}^1, \mathbf{j}^1, \mathbf{k}^1$), como abordado em (BEARD; MCLAIN, 2012).

Para o *frame* \mathcal{F}^0 , o vetor \mathbf{p} pode ser expresso da seguinte maneira:

$$\mathbf{p} = p_x^0 \mathbf{i}^0 + p_y^0 \mathbf{j}^0 + p_z^0 \mathbf{k}^0$$

Para o *frame* \mathcal{F}^1 :

$$\mathbf{p} = p_x^1 \mathbf{i}^1 + p_y^1 \mathbf{j}^1 + p_z^1 \mathbf{k}^1$$

Igualando-se as duas representações de \mathbf{p} , têm-se:

$$p_x^0 \mathbf{i}^0 + p_y^0 \mathbf{j}^0 + p_z^0 \mathbf{k}^0 = p_x^1 \mathbf{i}^1 + p_y^1 \mathbf{j}^1 + p_z^1 \mathbf{k}^1$$

Seguindo com o produto interno em ambos os lados da equação acima com \mathbf{i}^1 , \mathbf{j}^1 e \mathbf{k}^1 respectivamente, rearranja-se os resultados em uma matriz:

$$\mathbf{p}^1 \triangleq \begin{pmatrix} \mathbf{p}_x^1 \\ \mathbf{p}_y^1 \\ \mathbf{p}_z^1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mathbf{i}^1 \cdot \mathbf{i}^0 & \mathbf{i}^1 \cdot \mathbf{j}^0 & \mathbf{i}^1 \cdot \mathbf{k}^0 \\ \mathbf{j}^1 \cdot \mathbf{i}^0 & \mathbf{j}^1 \cdot \mathbf{j}^0 & \mathbf{j}^1 \cdot \mathbf{k}^0 \\ \mathbf{k}^1 \cdot \mathbf{i}^0 & \mathbf{k}^1 \cdot \mathbf{j}^0 & \mathbf{k}^1 \cdot \mathbf{k}^0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{p}_x^0 \\ \mathbf{p}_y^0 \\ \mathbf{p}_z^0 \end{pmatrix}$$

Assim, analisando a Figura 1, gera-se:

$$p^1 = \mathcal{R}_0^1 p^0 \quad (2.1)$$

Onde:

$$\mathcal{R}_0^1 \triangleq \begin{pmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

A notação \mathcal{R}_0^1 é usada para denotar a rotação da coordenada do *frame* \mathcal{F}^0 para a coordenada do *frame* \mathcal{F}^1 .

Realizando o mesmo procedimento, a rotação em torno do eixo y gera:

$$\mathcal{R}_0^1 \triangleq \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix}$$

Para rotação em torno do eixo x têm-se:

$$\mathcal{R}_0^1 \triangleq \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{pmatrix}$$

As equações descritas acima são provas que matrizes de rotação são ortonormais, seguindo as propriedades **P.1**, **P.2** e **P.3**, descritas abaixo.

$$\mathbf{P.1} \rightarrow (R_a^b)^{-1} = (R_a^b)^T = R_b^a.$$

$$\mathbf{P.2} \rightarrow R_b^c R_a^b = R_a^c.$$

$$\mathbf{P.3} \rightarrow \det R_a^b.$$

Em derivação da Equação 2.1, observa-se que o vetor \mathbf{p} permanece constante no novo *frame* \mathcal{F}^1 obtido através de uma rotação de ângulo θ no *frame* \mathcal{F}^0 .

Nas próximas linhas serão apresentadas a fórmula de rotação, que representa uma rotação no sentido contrário a regra da mão direita realizada anteriormente. Será abordado o mesmo vetor \mathbf{p} entorno do vetor unitário $\hat{\mathbf{n}}$ em um ângulo μ produzindo o vetor \mathbf{q} , como apresentado na Equação 2.2 de acordo com a Figura 2.

$$\mathbf{q} = \overrightarrow{ON} + \overrightarrow{NW} + \overrightarrow{WQ} \quad (2.2)$$

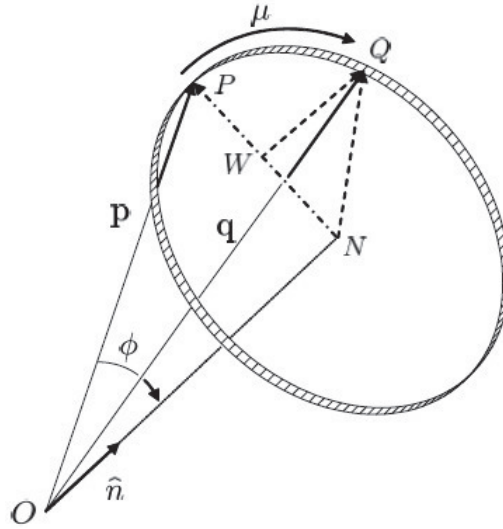


Figura 2: Rotação contrária à regra da mão direita do vetor \mathbf{p} entorno de $\hat{\mathbf{n}}$ sobre um ângulo μ resultando no vetor \mathbf{q} (BEARD, 2008).

O vetor \overrightarrow{ON} pode ser encontrado pela projeção de \mathbf{p} no vetor unitário $\hat{\mathbf{n}}$ em direção a $\hat{\mathbf{n}}$:

$$\overrightarrow{ON} = (\mathbf{p} \cdot \hat{\mathbf{n}})\hat{\mathbf{n}}$$

O vetor \overrightarrow{NW} está na direção de $\mathbf{p} - \overrightarrow{ON}$ com o comprimento de $NQ \cos \mu$, onde o vetor NQ tem o mesmo tamanho de NP , que é igual a $\|\mathbf{p} - \overrightarrow{ON}\|$:

$$\overrightarrow{NW} = \frac{\mathbf{p} - (\mathbf{p} \cdot \hat{\mathbf{n}})\hat{\mathbf{n}}}{\|\mathbf{p} - (\mathbf{p} \cdot \hat{\mathbf{n}})\hat{\mathbf{n}}\|} NQ \cos \mu$$

$$\overrightarrow{NW} = (\mathbf{p} - (\mathbf{p} \cdot \hat{\mathbf{n}})\hat{\mathbf{n}}) \cos \mu$$

O vetor \overrightarrow{WQ} é perpendicular a ambos os vetores \mathbf{p} e $\hat{\mathbf{n}}$ com comprimento $NQ \sin \mu$, resultanto $NQ = \|\mathbf{p}\| \sin \phi$ onde:

$$\overrightarrow{WQ} = \frac{\mathbf{p} \times \hat{\mathbf{n}}}{\|\mathbf{p}\| \sin \phi} NQ \sin \mu$$

$$\overrightarrow{WQ} = -\hat{n} \times \mathbf{p} \operatorname{sen} \mu$$

Dessa forma, a Equação 2.2 se torna a Equação 2.3:

$$\mathbf{q} = (1 - \cos \mu)(\mathbf{p} \cdot \hat{n})\hat{n} + \cos \mu \mathbf{p} - \operatorname{sen} \mu(\hat{n} \times \mathbf{p}) \quad (2.3)$$

Como exemplo de aplicação da Equação 2.3, é considerado uma rotação contrária à regra da mão direita de um vetor \mathbf{p}^0 na *frame* \mathcal{F}^0 sobre o eixo z como ilustrado na Figura 3:

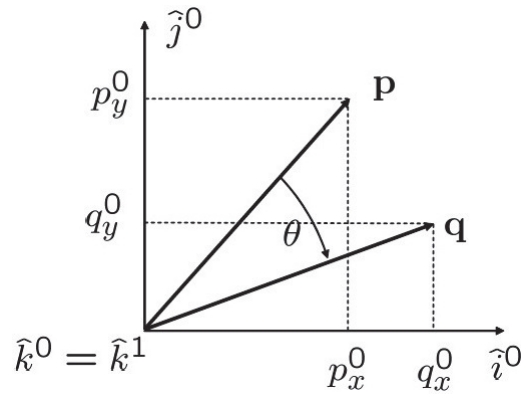


Figura 3: Rotação de \mathbf{p} sobre o eixo z (BEARD, 2008).

Utilizando a fórmula de rotação (Equação 2.3), tem-se:

$$\mathbf{q}^0 = (1 - \cos \theta)(\mathbf{p} \cdot \hat{n})\hat{n} + \cos \theta \mathbf{p} - \operatorname{sen} \theta(\hat{n} \times \mathbf{p})$$

$$\mathbf{q}^0 = (1 - \cos \theta)p_z^0 \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} + \cos \theta \begin{pmatrix} p_x^0 \\ p_y^0 \\ p_z^0 \end{pmatrix} - \operatorname{sen} \theta \begin{pmatrix} -p_y^0 \\ p_x^0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$\mathbf{q}^0 = R_0^1 \mathbf{p}^0$$

A rotação da matriz R_0^1 pode ser compreendida de duas maneiras:

- A primeira interpretação se baseia na matriz transformar o vetor fixo \mathbf{p} de uma expressão no *frame* \mathcal{F}^0 para uma expressão no *frame* \mathcal{F}^1 onde \mathcal{F}^1 foi obtido através de uma rotação a favor da regra da mão direita (sentido anti-horário);

- A segunda interpretação seria que a matriz rotaciona o vetor \mathbf{p} por uma rotação contrária à regra da mão direita (sentido horário) para um novo vetor \mathbf{q} no mesmo *frame*.

Assim, rotações no sentido anti-horário são obtidas usando $(R_0^1)^T$.

2.2 FRAMES DE COORDENADAS DO HEXACÓPTERO

Para prosseguir na modelagem no hexacóptero, alguns sistemas de coordenadas são necessários. Nesta seção, será descrito e definido os seguintes *frames* de coordenadas: o *frame* inercial (2.2.1.1); o *frame* do veículo (2.2.1.2); o *frame* do veículo 1 (2.2.1.3); o *frame* do veículo 2 (2.2.1.4); o *frame* fixo ao corpo (2.2.1.5).

2.2.1 REFERÊNCIAS UTILIZADAS

2.2.1.1 REFERENCIAL INERCIAL \mathcal{F}^I

O referencial de coordenadas inercial (\mathcal{F}^I) está fixo ao sistema de coordenadas da Terra com sua origem no ponto definido na estação de controle em solo (BEARD, 2008).

Assim, o vetor \mathbf{i}^i é direcionado para o norte, \mathbf{j}^i para o leste e \mathbf{k}^i em direção ao centro da Terra, como apresentado abaixo na Figura 4.

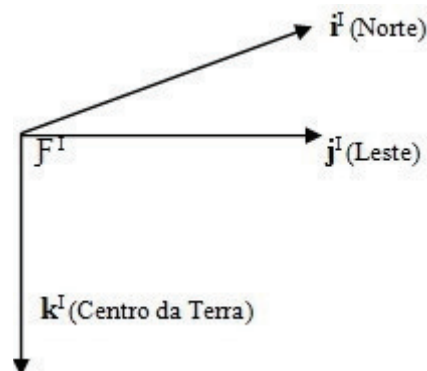


Figura 4: *Frame* Inercial \mathcal{F}^I

Às vezes, este sistema de coordenadas também é referido como *norte-leste-baixo*. É comum também o norte ser retratado como direção inercial x , leste como direção inercial y e baixo como direção inercial z .

2.2.1.2 REFERENCIAL DO VEÍCULO \mathcal{F}^v

A origem deste *frame* está no centro de massa do VAANT. Entretanto, os eixos do *frame* \mathcal{F}^v estão alinhados com os eixos do *frame* \mathcal{F}^I . Em outras palavras, o vetor unitário \mathbf{i}^v aponta para o norte, \mathbf{j}^v para o leste e \mathbf{k}^v para o centro da Terra, como apresentado abaixo na Figura 5.

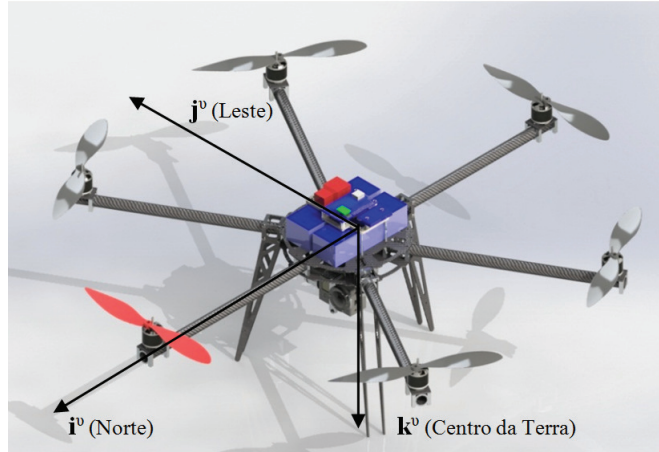


Figura 5: *Frame* Inercial \mathcal{F}^v .

2.2.1.3 REFERENCIAL DO VEÍCULO 1 \mathcal{F}^{v1}

A origem do *frame* do veículo 1 é idêntico ao *frame* do veículo, no centro de massa do VAANT. Entretanto, \mathcal{F}^{v1} é rotacionado no sentido anti-horário sobre o eixo \mathbf{k}^v com ângulo de guinada ψ (BEARD; MCLAIN, 2012).

Na ausência de rotações adicionais, \mathbf{i}^{v1} aponta para a frente do *frame*, \mathbf{j}^{v1} aponta para lateral direita do VAANT e \mathbf{k}^{v1} está alinhado com \mathbf{k}^v e aponta para o centro da Terra, como mostrado na Figura 6.

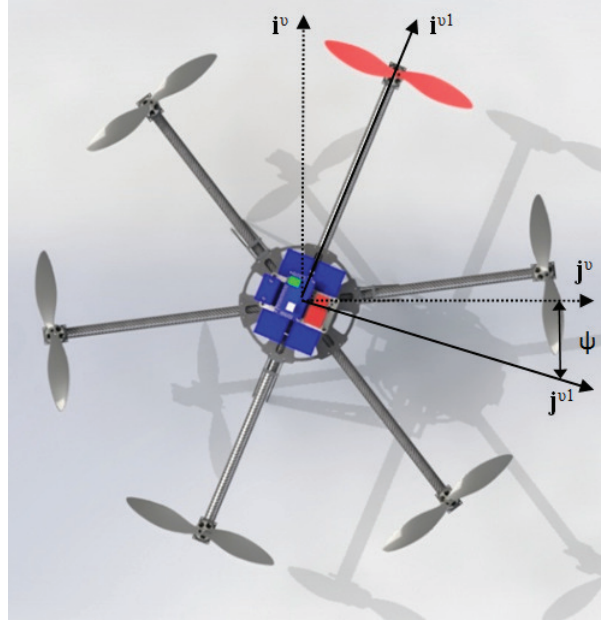


Figura 6: *Frame* \mathcal{F}^{v1} . O eixo \mathbf{k}^b aponta para o centro da Terra, perpendicular a imagem.

A transformação do *frame* \mathcal{F}^v para o *frame* \mathcal{F}^{v1} é dado por:

$$\mathbf{p}^{v1} = \mathcal{R}_v^{v1}(\psi)\mathbf{p}^v$$

Onde:

$$\mathcal{R}_v^{v1}(\psi) = \begin{pmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

2.2.1.4 REFERENCIAL DO VEÍCULO 2 \mathcal{F}^{v2}

A origem do *frame* \mathcal{F} é novamente o centro de massa da aeronave onde é obtido através da rotação do *frame* do veículo 1 numa rotação anti-horária sobre o eixo \mathbf{j}^{v1} gerado por um ângulo de arfagem θ . O vetor \mathbf{i}^{v2} aponta para a frente do hexacóptero, \mathbf{j}^{v2} aponta para o lado direito do VAANT e \mathbf{k}^{v2} aponta para baixo como mostrado na Figura 7 abaixo (BEARD; MCLAIN, 2012).

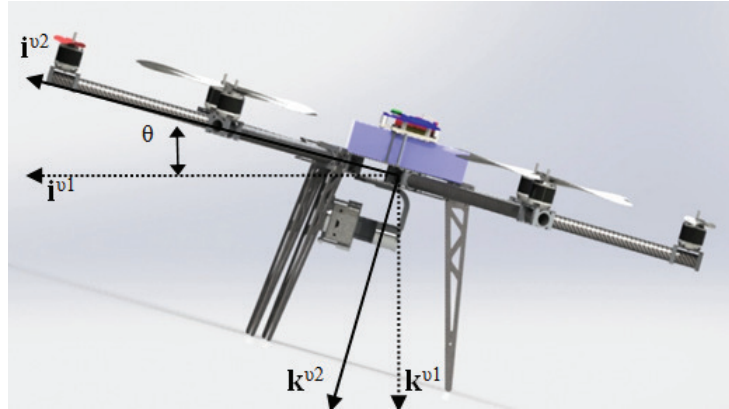


Figura 7: *Frame* \mathcal{F}^{v2} . O eixo \mathbf{j}^b aponta para o lado direito do hexacóptero, perpendicular a imagem.

A transformação do *frame* \mathcal{F}^{v1} para o *frame* \mathcal{F}^{v2} é dado por:

$$\mathbf{p}^{v2} = \mathcal{R}_{v1}^{v2}(\theta)\mathbf{p}^{v1}$$

Onde:

$$\mathcal{R}_{v1}^{v2}(\theta) = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & -\text{sen } \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen } \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix}$$

2.2.1.5 REFERENCIAL FIXO AO CORPO \mathcal{F}^B

O *frame* fixo ao corpo é obtido rotacionando o *frame* do veículo 2 no sentido horário sobre o eixo \mathbf{i}^{v2} de um ângulo de rolagem ϕ . Dessa forma, a origem continua sendo o centro de massa, \mathbf{i}^b aponta a frente do VAANT, \mathbf{j}^b para o lado direito do VAANT e \mathbf{k}^b para baixo (BEARD; MCLAIN, 2012).

Abaixo é apresentado a Figura 8 onde as direções são indicadas por \mathbf{i}^b , \mathbf{j}^b e \mathbf{k}^b se referem as direções x , y e z do VAANT respectivamente.

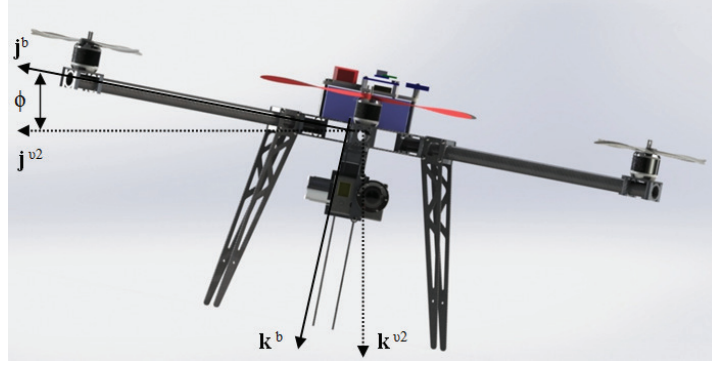


Figura 8: *Frame* \mathcal{F}^b . O eixo \mathbf{i}^b aponta saindo perpendicular ao papel.

A transformação do *frame* \mathcal{F}^{v2} para o *frame* \mathcal{F}^b é dada por:

$$\mathbf{p}^b = \mathcal{R}_{v2}^b(\phi)\mathbf{p}^{v2}$$

Onde:

$$\mathcal{R}_{v2}^b(\phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \text{sen } \theta \\ 0 & -\text{sen } \theta & \cos \theta \end{pmatrix}$$

Como consequência, a transformação do *frame* do veículo para o *frame* fixo ao corpo é dado por:

$$\mathcal{R}_v^b(\phi, \theta, \psi) = \mathcal{R}_{v2}^b(\phi)\mathcal{R}_{v1}^{v2}(\theta)\mathcal{R}_v^{v1}(\psi) \quad (2.4)$$

$$\mathcal{R}_v^b(\phi, \theta, \psi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \text{sen } \phi \\ 0 & -\text{sen } \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & -\text{sen } \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen } \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \psi & \text{sen } \psi & 0 \\ -\text{sen } \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

$$\mathcal{R}_v^b(\phi, \theta, \psi) = \begin{pmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi & \cos \phi \cos \theta \end{pmatrix} \quad (2.5)$$

Onde $c\theta \triangleq \cos \theta$ e $s\theta \triangleq \text{sen } \theta$. Os ângulos ϕ , θ e ψ são respectivamente os ângulos de rolagem, arfagem e guinada.

2.3 EQUAÇÃO DE CORIOLIS

Neste tópicó é discutido a Equação de Coriolis, que tem por objetivo encontrar a derivada no tempo do vetor \mathbf{p} em relação ao referencial \mathcal{F}^I .

Seguindo o mesmo desenvolvimento apresentado em (STEVENS; LEWIS, 2003), supõe-se dois *frames* diferentes, por exemplo \mathcal{F}^I e \mathcal{F}^b como mostrado abaixo na Figura 9. Nesta figura, o vetor \mathbf{p} está se movimentando em \mathcal{F}^b e \mathcal{F}^b está sendo rotacionado e transladado em relação a \mathcal{F}^I .

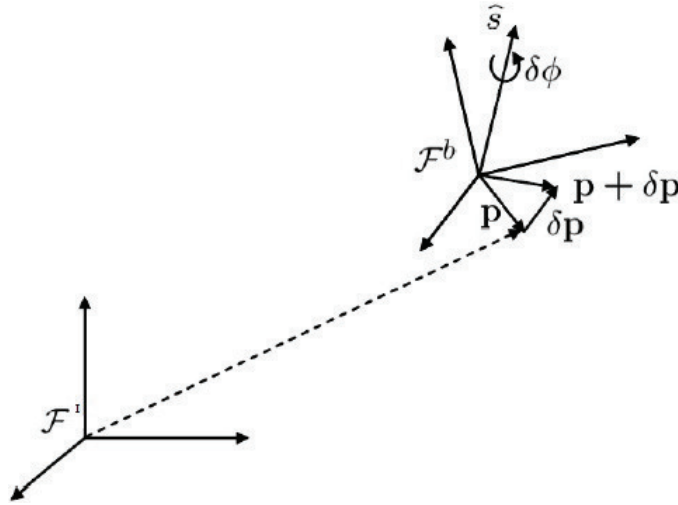


Figura 9: Vetor \mathbf{p} se movimentando em dois *frames* diferentes (ALVES, 2012).

Assume-se primeiro que \mathcal{F}^b não esteja se rotacionando em relação a \mathcal{F}^I :

$$\frac{d}{dt_I} \mathbf{p} = \frac{d}{dt_b} \mathbf{p} \quad (2.6)$$

Sendo assim, o próximo passo é assumir que \mathbf{p} é fixo em \mathcal{F}^b onde \mathcal{F}^b está se rotacionando em relação a \mathcal{F}^I . Deve-se considerar $\hat{\mathbf{s}}$ o eixo de rotação instantâneo e $\delta\phi$ o ângulo de rotação no sentido anti-horário. Através da Equação 2.3, tem-se:

$$\mathbf{p} + \delta\mathbf{p} = (1 - \cos(-\delta\phi))(\mathbf{p} \cdot \hat{\mathbf{s}})\hat{\mathbf{s}} + \cos(-\delta\phi)\mathbf{p} - \text{sen}(-\delta\phi)(\hat{\mathbf{s}} \times \mathbf{p})$$

Utilizando a aproximação para pequenos ângulos e dividindo ambos os lados da equação por δt , obtém-se:

$$\frac{\delta\mathbf{p}}{\delta t} \approx \frac{\delta\phi}{\delta t} \hat{\mathbf{s}} \times \mathbf{p}$$

Adotando $\delta t \rightarrow 0$ e definindo a velocidade angular de \mathcal{F}^b em relação a \mathcal{F}^I como $\omega_{b/I} \triangleq \hat{s}\dot{\phi}$, resulta-se:

$$\frac{d}{dt_I} \mathbf{p} = \omega_{b/I} \times \mathbf{p} \quad (2.7)$$

De acordo com a propriedade de linearidade da diferenciação, as Equações 2.6 e 2.7 se resultam na Equação 2.8 conhecida como *Equação de Coriolis*:

$$\frac{d}{dt_I} \mathbf{p} = \frac{d}{dt_b} \mathbf{p} + \omega_{b/I} \times \mathbf{p} \quad (2.8)$$

2.4 MODELAGEM CINEMÁTICA E DINÂMICA

Para um hexacóptero, o VAANT pode ser descrito por doze variáveis de estado como apresentadas abaixo por (BEARD; MCLAIN, 2012):

p_n = posição inercial (norte) do hexacóptero ao longo de \hat{i}^I em \mathcal{F}^I

p_e = posição inercial (leste) do hexacóptero ao longo de \hat{j}^I em \mathcal{F}^I

h = altura do hexacóptero medida ao longo de $-\hat{k}^I$ em \mathcal{F}^I

u = velocidade do hexacóptero medida ao longo de \hat{i}^b em \mathcal{F}^b

v = velocidade do hexacóptero medida ao longo de \hat{j}^b em \mathcal{F}^b

ω = velocidade do hexacóptero medida ao longo de \hat{i}^b em \mathcal{F}^b

ϕ = ângulo de rolagem em relação a \mathcal{F}^{v2}

θ = ângulo de arfagem em relação a \mathcal{F}^{v1}

ψ = ângulo de guinada em relação a \mathcal{F}^v

p = taxa de rolagem mensurada ao longo de \hat{i}^b em \mathcal{F}^b

q = taxa de arfagem mensurada ao longo de \hat{j}^b em \mathcal{F}^b

r = taxa de guinada mensurada ao longo de \hat{k}^b em \mathcal{F}^b

Para facilitar, apresenta-se na Figura 10 um esboço do hexacóptero com as variáveis de estados no seus respectivos eixo de medições:



Figura 10: Definição das variáveis de estados nos eixos de medições.

Neste tópico será discutido a modelagem cinemática e dinâmica do hexacóptero, onde na Seção 2.4.1 serão apresentadas as expressões fundamentadas na cinemática e na Seção 2.4.2 as expressões para a dinâmica.

2.4.1 CINEMÁTICA DO HEXACÓPTERO

A velocidade translacional de um VAANT é comumente expressa ao longo do *frame* fixo ao corpo do veículo. As componentes u , v e ω correspondem a velocidade inercial do veículo projetada nos eixos \mathbf{i}^b , \mathbf{j}^b e \mathbf{k}^b , respectivamente. Ou seja, a posição translacional do hexacóptero é usualmente medida e expressa no *frame* inercial (BEARD; MCLAIN, 2012). Dessa forma, a relação entre estas posições e suas velocidades podem ser expressas da seguinte forma:

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} p_n \\ p_e \\ -h \end{pmatrix} = \mathcal{R}_b^v \begin{pmatrix} u \\ v \\ \omega \end{pmatrix} = (\mathcal{R}_b^v)^T \begin{pmatrix} u \\ v \\ \omega \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ -\dot{h} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\theta s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi s\theta & \cos \phi \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ \omega \end{pmatrix} \quad (2.9)$$

A relação entre as posições angulares ϕ , θ e ψ e as velocidades angulares p , q e r são caracterizadas também por estarem em *frames* diferentes.

Dessa forma, as velocidades angulares podem ser expressas pela utilização de algu-

mas matrizes de rotação (BEARD; MCLAIN, 2012):

$$\begin{aligned}
\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} + \mathcal{R}_{v_2}^b(\phi) \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\phi} \\ 0 \end{pmatrix} + \mathcal{R}_{v_2}^b(\phi) \mathcal{R}_{v_1}^{v_2^2}(\theta) \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} \\
&= \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\phi} \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} \\
\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} \tag{2.10}
\end{aligned}$$

Invertendo as lados da equação, resulta-se em:

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sin \theta & \cos \phi \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \tag{2.11}$$

2.4.2 DINÂMICA DO HEXACÓPTERO

Para que seja possível obter as equações que representam a dinâmica do hexacóptero, é necessário a utilização da segunda lei de Newton, primeiramente para os graus de liberdade no movimento de translação, posteriormente nos graus de liberdade no de rotação (BEARD; MCLAIN, 2012).

Tal lei se baseia no *frame* inercial \mathcal{F}^I , que neste caso é a estação de controle no solo.

Entretanto, deve-se assumir que o modelo da Terra é plana.

2.4.2.1 MOVIMENTO TRANSLACIONAL

As equações de conservação do momento linear derivam da segunda Lei de Newton, como apresentada na Equação 2.12 (NAPOLITANO, 2012):

$$\mathbf{f} = m_{sum}\bar{\mathbf{a}} \quad (2.12)$$

Onde $\bar{\mathbf{a}}$ é a aceleração do VAANT, m_{sum} a massa total e \mathbf{f} é o somatório de todas as forças externas que agem no VAANT (força gravitacional, força aerodinâmica e força de propulsão dos motores).

Considerando-se que $m_{sum}\bar{\mathbf{v}}$ seja o momento linear, a Equação 2.12 torna-se:

$$\begin{aligned} m_{sum} \frac{d}{dt_I}(m_{sum}\bar{\mathbf{v}}) &= \mathbf{f} \\ m_{sum} \frac{d\bar{\mathbf{v}}}{dt_I} + \bar{\mathbf{v}} \frac{dm_{sum}}{dt_I} &= \mathbf{f} \end{aligned} \quad (2.13)$$

Como a massa do hexacóptero não se altera ao longo do tempo, $\frac{dm_{sum}}{dt_I} = 0$, fazendo com que a Equação 2.13 se torne (NAPOLITANO, 2012):

$$m_{sum} \frac{d\mathbf{v}}{dt_I} = \mathbf{f} \quad (2.14)$$

Onde $\frac{d}{dt_I}$ é derivada no tempo no *frame* inercial \mathcal{F}^I .

A derivada da velocidade no *frame* inercial pode ser escrita em termos da derivada no *frame* \mathcal{F}^b fixo ao corpo e a velocidade angular de acordo com a Equação 2.8 resultando em:

$$\frac{d\mathbf{v}}{dt_I} = \frac{d\mathbf{v}}{dt_b} + \boldsymbol{\omega}_{b/I} \times \mathbf{v} \quad (2.15)$$

Onde $\boldsymbol{\omega}_{b/i}$ é a velocidade angular do VAANT no respectivo *frame* inercial. Combinando as Equações 2.14 e 2.15, tem-se:

$$m_{sum} \left(\frac{d\mathbf{v}}{dt_b} + \boldsymbol{\omega}_{b/I} \times \mathbf{v} \right) = \mathbf{f}$$

No caso de manobras no VAANT, é possível apresentar a equação acima expressando-se somente os *frames* de atuação:

$$m_{sum} \left(\frac{d\mathbf{v}^b}{dt_b} + \boldsymbol{\omega}_{b/I}^b \times \mathbf{v}^b \right) = \mathbf{f}^b \quad (2.16)$$

Dessa forma, como a $\frac{d\mathbf{v}^b}{dt_b}$ é a derivada no tempo no *frame* \mathcal{F}^b fixo ao corpo, tem-se:

$$\frac{d\mathbf{v}^b}{dt_b} = \begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{\omega} \end{pmatrix}$$

Expandindo o produto vetorial da Equação 2.16 obtém-se (NAPOLITANO, 2012):

$$\boldsymbol{\omega}_{b/I}^b \times \mathbf{v}^b = \begin{vmatrix} \dot{i}^b & \dot{j}^b & \dot{k}^b \\ p & q & r \\ u & v & \omega \end{vmatrix} = \dot{i}^b(q\omega - rv) + \dot{j}^b(ur - p\omega) + \dot{k}^b(pv - qu)$$

Como os vetores \dot{i}^b , \dot{j}^b e \dot{k}^b são vetores unitários, pode-se rearranjar os termos considerando as respectivas forças em cada eixo, reescrevendo a Equação 2.16 da seguinte maneira:

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{\omega} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} rv - q\omega \\ p\omega - ru \\ qu - pv \end{pmatrix} + \frac{1}{m} \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix} \quad (2.17)$$

2.4.2.2 MOVIMENTO ROTACIONAL

Para o movimento de rotação, a segunda lei de Newton se torna:

$$\frac{d\mathbf{h}}{dt_I} = \mathbf{m}_{mom} \quad (2.18)$$

Onde \mathbf{h} é o momento angular na forma de vetor e \mathbf{m}_{mom} é o somatório de todos os momentos aplicados externamente. Esta expressão é verdadeira para momentos aplicados no centro de massa do veículo (BEARD; MCLAIN, 2012).

A derivada do momento angular é tomada no *frame* inercial \mathcal{F}^I utilizando a Equação 2.8.

$$\frac{d\mathbf{h}}{dt_I} = \frac{d\mathbf{h}}{dt_b} + \boldsymbol{\omega}_{b/I} \times \mathbf{h} = \mathbf{m}_{mom}$$

Assim como no movimento rotacional, é mais conveniente que a expressão seja descrita no *frame* fixo ao corpo rígido do VAANT \mathcal{F}^b :

$$\frac{d\mathbf{h}^b}{dt_b} + \boldsymbol{\omega}_{b/I}^b \times \mathbf{h}^b = \mathbf{m}_{mom}^b \quad (2.19)$$

Para corpos rígidos, o momento angular é definido pelo produto da matriz de inércia \mathbf{J} com o vetor de velocidade angular $\mathbf{h}^b \triangleq \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_{b/I}^b$ onde \mathbf{J} é dado por:

$$\mathbf{J} = \begin{pmatrix} \int (y^2 + z^2)dm & -\int xydm & -\int xzdm \\ -\int xydm & \int (x^2 + z^2)dm & -\int yzdm \\ -\int xzdm & -\int yzdm & \int (x^2 + y^2)dm \end{pmatrix} \\ \triangleq \begin{pmatrix} J_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{xy} & J_y & -J_{yz} \\ -J_{xz} & -J_{yz} & J_z \end{pmatrix} \quad (2.20)$$

As integrais da Equação 2.20 são calculadas em função dos eixos \mathbf{i}^b , \mathbf{j}^b e \mathbf{k}^b do *frame* fixo ao corpo \mathcal{F}^b . Sendo assim, o momento de inércia \mathbf{J} é constante quando visto do mesmo *frame*, o que gera $\frac{d\mathbf{J}}{dt_b} = 0$. Tomando estas derivadas e substituindo na Equação 2.19, tem-se:

$$\mathbf{J} \frac{d\boldsymbol{\omega}_{b/I}^b}{dt_b} + \boldsymbol{\omega}_{b/I}^b \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_{b/I}^b = \mathbf{m}_{mom}^b \quad (2.21)$$

Considera-se que p , q e r são as projeções instantâneas no eixos \mathbf{i}^b , \mathbf{j}^b e \mathbf{k}^b :

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{b/I}^b = \frac{d\boldsymbol{\omega}_{b/I}^b}{dt_b} = \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix}$$

Rearranjando a Equação 2.21, chega-se a Equação 2.22:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{b/I}^b = \mathbf{J}^{-1}[-\boldsymbol{\omega}_{b/I}^b \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_{b/I}^b) + \mathbf{m}_{mom}^b] \quad (2.22)$$

Como o hexacóptero possui alguns eixos de simetria, os momentos de inércia $\mathbf{J}_{xz} = \mathbf{J}_{xy} = 0 = \mathbf{J}_{yz} = 0$ (RESNICK; HALLIDAY; WALKER, 1988), o que implica em:

$$\mathbf{J} = \begin{pmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{pmatrix}$$

$$\mathbf{J}^{-1} = \begin{pmatrix} \frac{1}{J_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{J_z} \end{pmatrix} \quad (2.23)$$

Simplifique-se as massas do hexacóptero como sendo massas pontuais m para os motores nas extremidades das hastes e uma esfera sólida e maciça de massa M e raio R_M para as massas dos equipamentos localizados no centro de massa do VAANT. O comprimento das hastes é expresso por L .

A inércia para uma esfera sólida e maciça é da por $\mathbf{J} = 2MR_M^2/5$ e a de uma massa pontual distante do centro do eixo de simetria por $\mathbf{J} = L^2m$ (RESNICK; HALLIDAY; WALKER, 1988). Assim, obtém-se a Equação 2.24:

$$\begin{aligned} \mathbf{J}_x &= \frac{2MR_M^2}{5} + 4L^2m \\ \mathbf{J}_y &= \frac{2MR_M^2}{5} + 2L^2m + 4(L \sen 30^\circ)^2m \\ \mathbf{J}_z &= \frac{2MR_M^2}{5} + 6L^2m \end{aligned} \quad (2.24)$$

Definindo $\mathbf{m}^b \triangleq (\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi)^T$, pode-se reescrever a Equação 2.22 da seguinte forma (BEARD; MCLAIN, 2012):

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} \frac{1}{J_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{J_z} \end{pmatrix} \left[\begin{pmatrix} 0 & r & -q \\ -r & 0 & p \\ q & -p & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{pmatrix} \right] \\ &= \begin{pmatrix} \frac{J_y - J_z}{J_x} qr \\ \frac{J_z - J_x}{p} r \\ \frac{J_x - J_y}{p} q \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{1}{J_x} \tau_\phi \\ \frac{1}{J_y} \tau_\theta \\ \frac{1}{J_z} \tau_\psi \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (2.25)$$

O modelo de seis graus de liberdade para a cinemática e a dinâmica do hexacóptero pode então ser expresso da seguinte maneira:

$$\begin{pmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{h} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\theta s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ s\theta & -s\phi s\theta & -\cos\phi \cos\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ \omega \end{pmatrix} \quad (2.26)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{\omega} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} rv - q\omega \\ p\omega - ru \\ qu - pv \end{pmatrix} + \frac{1}{m_{sum}} \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix} \quad (2.27)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi \sin\theta & \cos\phi \cos\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (2.28)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{J_y - J_z}{J_x} qr \\ \frac{J_z - J_x}{p} r \\ \frac{J_x - J_y}{p} q \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{1}{J_x} \tau_\phi \\ \frac{1}{J_y} \tau_\theta \\ \frac{1}{J_z} \tau_\psi \end{pmatrix} \quad (2.29)$$

Onde $c\theta \triangleq \cos\theta$ e $s\theta \triangleq \sin\theta$. Os ângulos ϕ , θ e ψ são respectivamente os ângulos de rolagem, arfagem e guinada, mostrados na Figura 10.

2.4.3 FORÇAS E MOMENTOS

O objetivo desta seção é descrever as forças e os momentos que atuam em um VAANT. De acordo com (COOK, 1997), as forças e os momentos são preliminarmente devido a três fontes, que são gravidade, aerodinâmica e propulsão.

Partindo do pré-suposto que não existem superfícies de sustentação aerodinâmicas, será considerado assim que as forças e momentos aerodinâmicos são desprezíveis (BEARD, 2008).

Adota-se \mathbf{f}_g como a força gravitacional, \mathbf{f}_p e \mathbf{m}_p serem as forças e os momentos gerados pela propulsão dos motores:

$$\mathbf{f}^b = \mathbf{f}_g^b + \mathbf{f}_p^b \quad (2.30)$$

$$\mathbf{m}^b = \mathbf{m}_p^b \quad (2.31)$$

Onde \mathbf{f}^b é a força resultante e \mathbf{m}^b o momento resultante que age no VAANT, gerado somente pelos momentos dos propulsores.

2.4.3.1 FORÇA GRAVITACIONAL

O efeito do campo gravitacional da Terra pode ser modelado como sua força proporcional a massa do hexacóptero aplicada ao seu centro de massa (BEARD; MCLAIN, 2012).

Esta força age na direção \mathbf{K}^I onde é proporcional a massa do VAANT pela constante gravitacional terrestre g ($9,81m/s^2$). Dessa forma, a força gravitacional resultante aplicada ao *frame* do veículo \mathcal{F}^v agindo no seu centro de massa é dado por:

$$\mathbf{f}_g^v = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ m_{sum}g \end{pmatrix}$$

Onde m_{sum} é a massa da estrutura do hexacóptero assim como todos os componentes acoplados a ele.

Transformando esta força para o *frame* fixo ao corpo do veículo \mathcal{F}^b tem-se (BEARD, 2008):

$$\begin{aligned} \mathbf{f}_g^b &= \mathcal{R}_v^b \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ m_{sum}g \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} -m_{sum}g \sin \theta \\ m_{sum}g \cos \theta \sin \phi \\ m_{sum}g \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (2.32)$$

Onde θ é o ângulo de arfagem e ϕ o ângulo de rolagem. Destaca-se que o ângulo de guinada não influencia na força gravitacional pois mudanças neste ângulo não alteram a altura do hexacóptero.

Como a gravidade atua no centro de massa do VAANT, nenhum momento é gerado devido a esta força.

A força de propulsão e os momento serão apresentados no Capítulo 3, pois dependem da estrutura operante do VAANT, ou seja, com seis ou cinco motores.

2.5 MODELO LINEAR SIMPLIFICADO DO HEXACÓPTERO

As equações de estados descritas neste capítulo representam o movimento do hexacóptero de uma forma bastante abrangente. Entretanto, para o projeto dos controladores PID de ângulos e altura do VAANT serão adotadas algumas simplificações.

Primeiramente assume-se que o ângulo de guinada seja zero (BEARD, 2008). Dessa forma, a Equação 2.29 torna-se:

$$\begin{pmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{h} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \theta & \cos \theta \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ \sin \theta & -\sin \phi \cos \theta & -\cos \phi \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ \omega \end{pmatrix} \quad (2.33)$$

Realizando a aproximação para pequenos ângulos, a Equação 2.28 pode ser simplificada como:

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (2.34)$$

A Equação 2.29 é simplificada assumindo que os termos de Coriolis qr , pr e pq são pequenos (BEARD, 2008), o que gera:

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{J_x} \tau_\phi \\ \frac{1}{J_y} \tau_\theta \\ \frac{1}{J_z} \tau_\psi \end{pmatrix} \quad (2.35)$$

Combinando as Equações 2.34 e 2.35, têm-se:

$$\begin{pmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{J_x} \tau_\phi \\ \frac{1}{J_y} \tau_\theta \\ \frac{1}{J_z} \tau_\psi \end{pmatrix} \quad (2.36)$$

Após realizar a derivada da Equação 2.33 e desprezar os termos da derivada da matriz de rotação, têm-se:

$$\begin{pmatrix} \ddot{p}_n \\ \ddot{p}_e \\ \ddot{h} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \theta & \sin \phi \sin \theta & \cos \phi \sin \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ \sin \theta & -\sin \phi \sin \theta & -\cos \phi \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{\omega} \end{pmatrix} \quad (2.37)$$

Desprezando novamente os termos de Coriolis, aproximando os termos para pequenos ângulos e juntando a Equação 2.27 na Equação 2.37, obtém-se:

$$\begin{pmatrix} \ddot{p}_n \\ \ddot{p}_e \\ \ddot{h} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{pmatrix} \begin{pmatrix} -\cos \phi \sin \theta \\ \sin \phi \\ -\cos \phi \cos \theta \end{pmatrix} \frac{F}{m_{sum}} \quad (2.38)$$

Por consequência, o modelo simplificado do hexacóptero é assim representado:

$$\ddot{p}_n = -\cos \phi \sin \theta \frac{F}{m_{sum}} \quad (2.39)$$

$$\ddot{p}_e = \sin \phi \frac{F}{m_{sum}} \quad (2.40)$$

$$\ddot{h} = g - \cos \phi \cos \theta \frac{F}{m_{sum}} \quad (2.41)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{1}{J_x} \tau_\phi \quad (2.42)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{1}{J_y} \tau_\theta \quad (2.43)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{1}{J_z} \tau_\psi \quad (2.44)$$

3 CONTROLE TOLERANTE A FALHAS EM UM SISTEMA DE PROPULSÃO

Neste capítulo serão apresentados conceitos importantes na tomada de decisão da forma de como o controle do hexacóptero se portará após a detecção de alguma falha crítica em um sistema de propulsão da aeronave desenvolvida.

Na Seção 3.1 será apresentada a metodologia de criação da matriz de relação de comandos PWM dos motores do VAANT em condições normais de voo, assim como formulações matemáticas. Na Seção 3.2 será apresentada uma prova conceitual que não há controlabilidade dos três ângulos da dinâmica do VAANT (rolagem, arfagem e guinada) após a percepção das falhas, por formulação teórica da pseudo-inversa de Moore Penrose (Teórica (Seção 3.2.1) e numérica (com otimização (método *Least Squares* - Mínimos Quadrados (LS) (Seções 3.2.2 e 3.2.3))). Finalmente, apresenta-se na Seção 3.3 a matriz de relação de comandos PWM dos motores utilizada no controle do hexacóptero após a detecção da falha.

3.1 FORÇAS E MOMENTOS DE PROPULSÃO

O objetivo desta seção é descrever a força de propulsão e os torques que os motores produzem sobre o hexacóptero com seis motores operantes.

Para determinar esta força de propulsão e estes torques de rolagem, arfagem e guinada, apresenta-se abaixo na Figura 11 os sentidos de rotação dos seis motores.

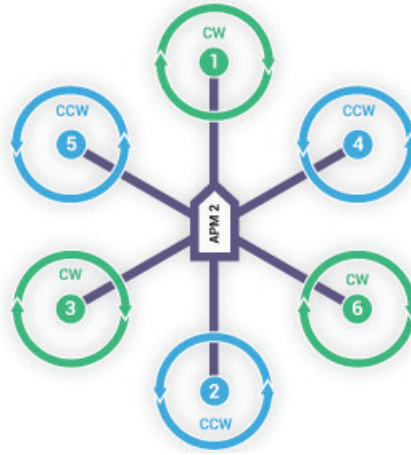


Figura 11: Sentido de rotação dos seis motores do VAANT (APM, 2014).

Destaca-se o fato de que a aeronave projetada neste trabalho, se configurada previamente, utilizando referencial global e não local, ou seja, o referencial norte e leste da aeronave é fixo deste o instante que o sistema é iniciado junto ao rádio controle do operador. Isto faz com que os sistemas de propulsão apresentados na Figura 11 sejam renomeados a medida que movimentos de guinada sejam executados. Esta função foi nomeada como *Simple Mode* (APM, 2014).

O sentido de rotação de cada motor deve ser compreendido, pois interfere no cálculo das forças de propulsão e momentos angulares aplicados ao hexacóptero.

O torque de arfagem é produzido pela diferença das forças dos motores dianteiros pelos traseiros:

$$\tau_{\theta} = l(\mathbf{F}_1 - \mathbf{F}_2 + \sin 30^{\circ}(\mathbf{F}_4 + \mathbf{F}_5 - \mathbf{F}_3 - \mathbf{F}_6)) \quad (3.1)$$

Onde l representa o comprimento da haste do VAANT que são distribuídas com diferença angular de 60 graus.

De modo similar ao torque de arfagem, o torque de rolagem é produzido pela diferença das forças dos motores esquerdos pelos direitos, porém sem a influência dos motores da parte frontal e traseira (situados sobre o eixo de rotação). Dessa forma, tem-se a Equação 3.2:

$$\tau_{\phi} = l \cos 30^{\circ}(\mathbf{F}_3 + \mathbf{F}_5 - \mathbf{F}_4 - \mathbf{F}_6) \quad (3.2)$$

O torque de guinada origina-se da reação dos movimentos dos propulsores, logo, é

gerado diferença de rotação dos motores:

$$\tau_\psi = \tau_2 + \tau_4 + \tau_5 - \tau_1 - \tau_3 - \tau_6 \quad (3.3)$$

A sustentação e o arrasto produzido pelos propulsores são proporcionais ao quadrado da velocidade angular. Assim, assume-se que a velocidade angular é diretamente proporcional ao comando de largura de modulação de pulso (*PWM*) enviado aos motores (BEARD, 2008). Portanto, a força e o torque de cada propulsor podem ser expressas da seguinte forma:

$$F_* = k_1 \delta_* \quad (3.4)$$

$$\tau_* = k_2 \delta_* \quad (3.5)$$

Onde k_1 e k_2 são constantes características de cada tipo de motor, determinadas experimentalmente.

As forças e os momentos dos propulsores podem ser escritos na forma matricial, através da matriz de relação de motores \mathcal{M} :

$$\begin{pmatrix} F \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} k_1 & k_1 & k_1 & k_1 & k_1 & k_1 \\ 0 & 0 & lk_1 \cos 30^\circ & -lk_1 \cos 30^\circ & lk_1 \cos 30^\circ & -lk_1 \cos 30^\circ \\ lk_1 & -lk_1 & -lk_1 \sin 30^\circ & lk_1 \sin 30^\circ & lk_1 \sin 30^\circ & -lk_1 \sin 30^\circ \\ -k_2 & k_2 & -k_2 & k_2 & k_2 & -k_2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \\ \delta_5 \\ \delta_6 \end{pmatrix} \quad (3.6)$$

$$\cong \mathcal{M} \begin{pmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \\ \delta_5 \\ \delta_6 \end{pmatrix}$$

A estratégia de controle abordada subsequentemente no Capítulo 4 especificará os comandos PWM de cada motor como saída do sistema de controle, tendo como entrada a força de propulsão e os torques necessários para realizar as tarefas.

Porém, os controladores a serem implementados tem por interesse controlar os comandos PWM de cada motor e não as forças e torques. Isto significa que será necessário obter a inversa desta matriz \mathcal{M} . Como esta matriz não é quadrada, será necessário utilizar o conceito da pseudo-inversa de Moore-Penrose (BARANEK; SOLC, 2012):

$$B = \mathcal{M}^T(\mathcal{M}\mathcal{M}^T)^{-1}$$

$$B = \begin{pmatrix} \frac{1}{6lk_1} & 0 & \frac{1}{3lk_1} & -\frac{1}{6k_2} \\ \frac{1}{6lk_1} & 0 & -\frac{1}{3lk_1} & \frac{1}{6k_2} \\ \frac{1}{6lk_1} & \frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & -\frac{1}{6lk_1} & -\frac{1}{6k_2} \\ \frac{1}{6lk_1} & -\frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & \frac{1}{6lk_1} & \frac{1}{6k_2} \\ \frac{1}{6lk_1} & \frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & \frac{1}{6lk_1} & \frac{1}{6k_2} \\ \frac{1}{6lk_1} & -\frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & -\frac{1}{6lk_1} & -\frac{1}{6k_2} \end{pmatrix}$$

Onde \mathcal{M}^T é a transposta da matriz \mathcal{M} .

Reescrevendo a Equação 3.6 com o objetivo de obter os comandos PWM dos seis motores, tem-se a Equação 3.7:

$$\begin{pmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \\ \delta_5 \\ \delta_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{6lk_1} & 0 & \frac{1}{3lk_1} & -\frac{1}{6k_2} \\ \frac{1}{6lk_1} & 0 & -\frac{1}{3lk_1} & \frac{1}{6k_2} \\ \frac{1}{6lk_1} & \frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & -\frac{1}{6lk_1} & -\frac{1}{6k_2} \\ \frac{1}{6lk_1} & -\frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & \frac{1}{6lk_1} & \frac{1}{6k_2} \\ \frac{1}{6lk_1} & \frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & \frac{1}{6lk_1} & \frac{1}{6k_2} \\ \frac{1}{6lk_1} & -\frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & -\frac{1}{6lk_1} & -\frac{1}{6k_2} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} F \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{pmatrix} \quad (3.7)$$

Assim, após a obtenção da força de propulsão e os torques de rolagem, arfagem e guinada gerados pelos controladores PID, basta utilizar a Equação 3.7 para obter os respectivos comandos PWM dos motores de propulsão operantes do hexacóptero.

3.2 MATRIZ ALTERADA DE RELAÇÃO DE COMANDOS PWM DOS MOTORES

Nesta seção será apresentada uma hipótese de formulação de uma matriz \mathcal{M} quando algum sistema de propulsão do hexacóptero não se encontra operante.

Por exemplo, supondo a perda do sistema de propulsão 1 representado na Figura

11, a nova matriz de relação de comando PWM dos motores se torna:

$$\mathcal{M} = \begin{pmatrix} 0 & k_1 & k_1 & k_1 & k_1 & k_1 \\ 0 & 0 & lk_1 \cos 30^\circ & -lk_1 \cos 30^\circ & lk_1 \cos 30^\circ & -lk_1 \cos 30^\circ \\ 0 & -lk_1 & -lk_1 \sin 30^\circ & lk_1 \sin 30^\circ & lk_1 \sin 30^\circ & -lk_1 \sin 30^\circ \\ 0 & k_2 & -k_2 & k_2 & k_2 & -k_2 \end{pmatrix}$$

Para que o determinante da pseudo-inversa de Moore Penrose não seja nulo, a coluna que representa o motor não operante da matriz \mathcal{M} é removida, logo:

$$\mathcal{M} = \begin{pmatrix} k_1 & k_1 & k_1 & k_1 & k_1 \\ 0 & lk_1 \cos 30^\circ & -lk_1 \cos 30^\circ & lk_1 \cos 30^\circ & -lk_1 \cos 30^\circ \\ -lk_1 & -lk_1 \sin 30^\circ & lk_1 \sin 30^\circ & lk_1 \sin 30^\circ & -lk_1 \sin 30^\circ \\ k_2 & -k_2 & k_2 & k_2 & -k_2 \end{pmatrix} \quad (3.8)$$

Continuando, sua pseudo-inversa se torna:

$$B = \mathcal{M}^T (\mathcal{M} \mathcal{M}^T)^{-1}$$

$$B = \begin{pmatrix} 0 & 0 & -\frac{2}{3lk_1} & \frac{1}{3k_2} \\ \frac{1}{4k_1} & \frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & 0 & -\frac{1}{4k_2} \\ \frac{1}{4k_1} & -\frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & \frac{1}{3lk_1} & \frac{1}{12k_2} \\ \frac{1}{4k_1} & \frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & \frac{1}{3lk_1} & \frac{1}{12k_2} \\ \frac{1}{4k_1} & -\frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & 0 & -\frac{1}{4k_2} \end{pmatrix}$$

Para o cálculo dos comandos PWM de cada motor operante, tem-se:

$$\begin{pmatrix} \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \\ \delta_5 \\ \delta_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & -\frac{2}{3lk_1} & \frac{1}{3k_2} \\ \frac{1}{4k_1} & \frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & 0 & -\frac{1}{4k_2} \\ \frac{1}{4k_1} & -\frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & \frac{1}{3lk_1} & \frac{1}{12k_2} \\ \frac{1}{4k_1} & \frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & \frac{1}{3lk_1} & \frac{1}{12k_2} \\ \frac{1}{4k_1} & -\frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & 0 & -\frac{1}{4k_2} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} F \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{pmatrix} \quad (3.9)$$

3.2.1 ANÁLISE EMPÍRICA DE FALHAS

Analisando a expressão 3.9 de forma literal para as entradas do sistema (F , τ_ϕ , τ_θ e τ_ψ), é possível de se observar que em algumas situações haverá comandos PWM menores que zero ou maiores que 1 (100%).

A parcela representada pela pseudo inversa de Moore Penrose é composta por incógnitas características do hexacóptero projetado. Para este projeto, foi adotado $l = 0.5m$, $k_1 = 9.81$ e $k_2 = 0.01$, resultando em:

$$\begin{pmatrix} \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \\ \delta_5 \\ \delta_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & -0.14 & 33.33 \\ 0.03 & 0.06 & 0 & -25 \\ 0.03 & -0.06 & 0.07 & 8.33 \\ 0.03 & 0.06 & 0.07 & 8.33 \\ 0.03 & -0.06 & 0 & -25 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} F \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{pmatrix} \quad (3.10)$$

Observando a equação acima, obtém-se a relação de comando PWM de cada motor para que não seja extrapolado a faixa de operação permitida:

$$\delta_2 \Rightarrow 0 \leq -0.14 \cdot \tau_\theta + 33.33 \cdot \tau_\psi \leq 1 \quad (3.11)$$

$$\delta_3 \Rightarrow 0 \leq 0.03 \cdot F + 0.06 \cdot \tau_\phi - 25 \cdot \tau_\psi \leq 1 \quad (3.12)$$

$$\delta_4 \Rightarrow 0 \leq 0.03 \cdot F - 0.06 \cdot \tau_\phi + 0.07 \cdot \tau_\theta + 8.33 \cdot \tau_\psi \leq 1 \quad (3.13)$$

$$\delta_5 \Rightarrow 0 \leq 0.03 \cdot F + 0.06 \cdot \tau_\phi + 0.07 \cdot \tau_\theta + 8.33 \cdot \tau_\psi \leq 1 \quad (3.14)$$

$$\delta_6 \Rightarrow 0 \leq 0.03 \cdot F - 0.06 \cdot \tau_\phi - 25 \cdot \tau_\psi \leq 1 \quad (3.15)$$

Valores de entradas fora desta faixa irão gerar restrições de funcionamento dos comandos PWM.

Supõe-se uma situação de voo onde a entrada do torque de arfagem seja τ_θ , força de propulsão F mantendo $\tau_\psi = 0$. Assim, os comandos PWM dos cinco motores serão:

$$\begin{pmatrix} \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \\ \delta_5 \\ \delta_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -0.14 \cdot \tau_\theta \\ 0.03 \cdot F \\ 0.03 \cdot F + 0.07 \cdot \tau_\theta \\ 0.03 \cdot F + 0.07 \cdot \tau_\theta \\ 0.03 \cdot F \end{pmatrix}$$

Isto implica, por exemplo, que quaisquer valores de torque de arfagem positivos gerariam valores negativos de comando PWM no motor 2 do VAANT, independente da força de propulsão F requisitada. Este caso somente seria possível se nenhuma atitude de rolagem e arfagem fosse requisitada, contudo tratam-se de são manobras essenciais em voos normais.

3.2.2 ANÁLISE NUMÉRICA DE FALHAS

Contudo, algumas situações numéricas devem ser apresentadas para firmar a necessidade de se alterar a matriz de relação de comandos PWM dos motores (\mathcal{M}) para garantir estabilidade de voo.

Supõe-se um voo onde os ângulos de rolagem, arfagem e guinada sejam zero com o hexacóptero estabilizado numa altura de 10 metros, por necessidades de navegação, requere-se que seja mudado esta referência de altura para 50 metros. Logo, o controlador PID de altura requisitará uma força de propulsão considerada, por exemplo de 40 N, valor este possível nas simulações.

Os comandos PWM gerados pela matriz da Equação 3.10 são:

$$\begin{pmatrix} \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \\ \delta_5 \\ \delta_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 1.2 \\ 1.2 \\ 1.2 \\ 1.2 \end{pmatrix}$$

Além de não atuar sobre o motor 2, ou seja, estar desligado, os motores 3, 4, 5 e 6 teriam que ter ciclos PWM de 120%. Dessa forma, a força de propulsão não será alcançada de acordo com os requisitado pelo controlador PID.

Exemplificando um pouco mais, apresenta-se na Tabela 1 situações em que alguns Set Points (SPs) requisitados pelos controladores PID com seus respectivos comandos PWM dos motores operantes.

Caso	SPs - PID				PWM da matriz \mathcal{M}				
	F	τ_ϕ	τ_θ	τ_ψ	m_2	m_3	m_4	m_5	m_6
1	10	2	3	0.1	2.926	-2.128	1.174	1.41	-2.363
2	20	-3	0	0	0	0.333	0.686	0.333	0.686
3	25	5	2.5	-0.2	-7	5.931	-1.154	-0.565	5.343
4	30	1	1.9	0	-0.258	0.823	0.835	0.953	0.706
5	30	4.5	-2.5	-0.2	-6.327	6.029	-1.337	-0.807	5.5
6	30	0	0	0	0	0.765	0.765	0.765	0.765
7	35	0	-0.5	0	0.068	0.892	0.858	0.858	0.892

Tabela 1: Valores requeridos pelos controladores PID e comandos PWM gerados pela matriz de relação dos motores - Torques em N.m e Força em Newtons

Como pode ser observado, os casos 1, 3, 4 e 5 não são reais, pois extrapolam os limites permitidos de comandos PWM (de 0 a 1). Nas situações 2, 6 e 7, os valores se encontram dentro do permitido.

3.2.3 UTILIZAÇÃO DO LEAST SQUARES COM RESTRIÇÕES PARA OTIMIZAÇÃO DOS COMANDOS PWM DOS MOTORES

Nesta seção será apresentado a utilização da técnica de otimização *Least Squares* com restrições para demonstrar também que não é possível utilizar a matriz representada Equação 3.8 para obter a relação de comandos PWM dos motores.

Esta técnica foi implementada com restrições no espaço de soluções da otimização, pois os comandos PWM dos motores devem estar contidos de 0 a 1, ou seja, de 0 a 100% (FLETCHER, 2000), (CHONG; ZAK, 2014).

Dessa forma, os valores destes comandos são escolhidos de forma a minimizar a seguinte expressão:

$$\min_{\delta} \frac{1}{2} \|\mathcal{M}\delta - D\|_2^2$$

Onde δ são os comandos PWM a serem estimados para cada motor operante (respeitando os limites $0 \leq \delta \leq 1$) com \mathcal{M} representado por $D = [F \ \tau_\phi \ \tau_\theta \ \tau_\psi]^T$.

Adotando o caso 4 da Tabela 1 para demonstrar numericamente a técnica, apresenta-se abaixo um gráfico onde os comandos PWM do motor 2 são alterados sem restrições no campo de solução.

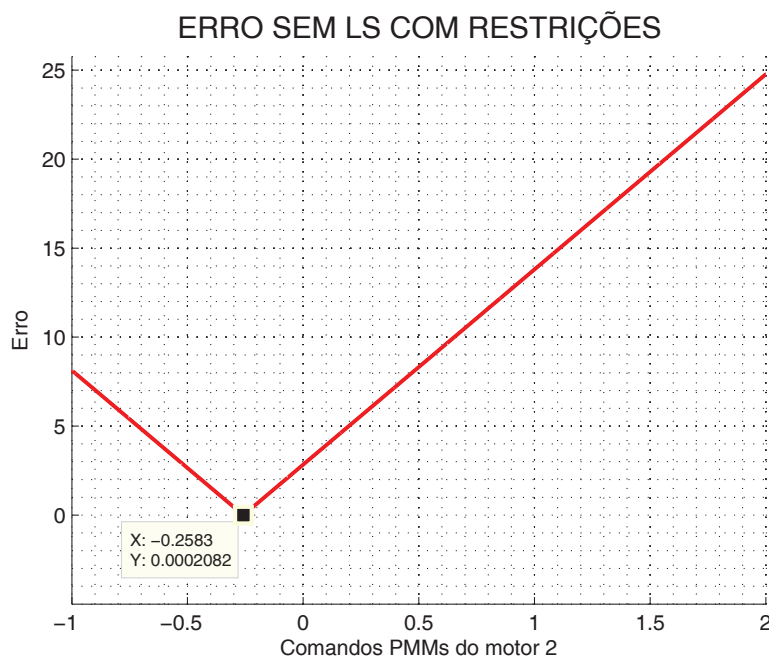


Figura 12: Gráfico do erro sem LS em função dos comandos PWM do motor 2.

Para que o erro seja o mínimo possível (próximo de zero), o comando PWM do motor 2 deveria ser -0.2583 para atender os requisitos de força de propulsão, torque de rolagem, arfagem e guinada.

Neste caso, somente o motor 2 extrapolou seu limite de operação. Assim, a técnica LS rearranja os comandos PWM de forma a minimizar o mesmo erro $\frac{1}{2} \|\mathcal{M}\delta - D\|_2^2$.

Considerando as limitações da faixa de valores dos comandos PWM possíveis de serem aplicados, apresenta-se abaixo na Figura 13 o resultado obtido com a utilização da técnica LS com restrições para o mesmo caso 4 da Tabela 1.

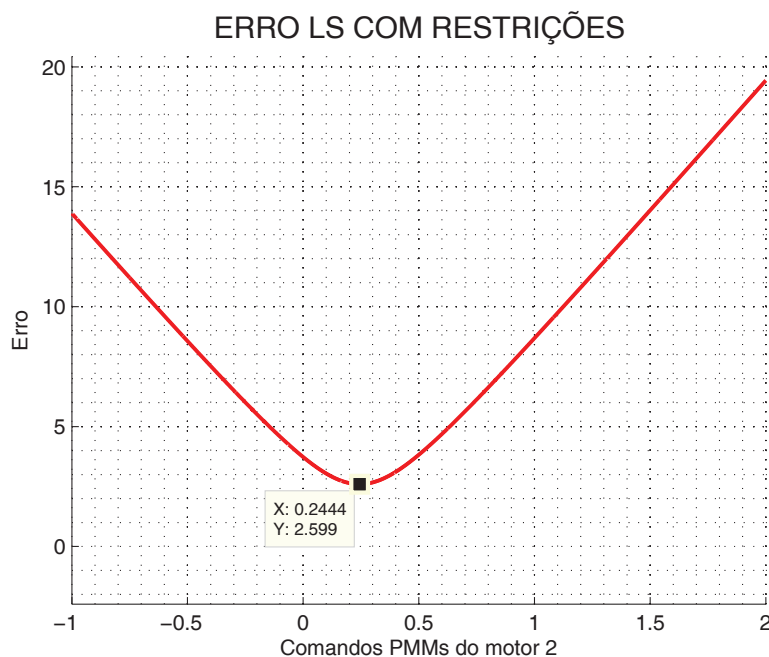


Figura 13: Gráfico do erro LS em função dos comandos PWM.

Nota-se que não é possível obter um erro menor que 2.599 para quaisquer outros valores de comandos PWM do motor 2 dos SPs requisitados pelos controladores PID.

Reescreve-se a Tabela 1 para os mesmos casos utilizando agora a técnica LS com restrições:

Caso	SPs - PID				Comando PWM pelo LS			
	F	τ_ϕ	τ_θ	τ_ψ	F	τ_ϕ	τ_θ	τ_ψ
1	10	2	3	0.01	10.12	2	2.53	0.01
2	20	-3	0	0	20	-3	0	0
3	25	5	2.5	-0.02	25	4.79	2.14	0.01
4	30	1	1.9	0	29.37	3.18	0.64	0.01
5	30	4.5	-2.5	-0.02	29.99	4.49	-2.5	0.007
6	30	0	0	0	30	0	0	0
7	35	0	-0.5	0	35	0	-0.5	0

Tabela 2: Valores requeridos pelos controladores PID com sua força de propulsão e torques gerados pela técnica LS - Torques em N.m e Força em Newtons

Como pode ser observado na tabela acima, nas situações 1, 3, 4 e 5, os SPs requisitados pelos controladores PID também não são possíveis de serem obtidos mesmo com a técnica de otimização LS.

Para os mesmos valores de força de propulsão, torque de rolagem, torque de arfagem e torque de guinada, apresenta-se agora um comparativo dos comandos PWM da Tabela 1 com os gerados pelo LS com restrições da Tabela 2:

CASO	PWM da tabela 1					PWM da tabela 2				
	m_2	m_3	m_4	m_5	m_6	m_2	m_3	m_4	m_5	m_6
1	2.93	-2.13	1.17	1.41	-2.36	0	0	0.28	0.75	0
2	0	0.33	0.69	0.33	0.69	0	0.65	1	0.02	0.37
3	-7	5.93	-1.15	-0.57	5.34	0	0.84	0.71	1	0
4	-0.26	0.82	0.83	0.95	0.71	0.24	1	1	0.75	0
5	-6.33	6.03	-1.34	-0.81	5.5	0.12	1	0.08	1	0.86
6	0	0.77	0.77	0.77	0.77	0	0.53	0.53	1	1
7	0.07	0.89	0.86	0.86	0.89	0.07	0.78	0.75	0.96	1

Tabela 3: Comandos PWM gerados pela matriz \mathcal{M} versus comandos PWM gerados pela técnica LS com restrições.

Pelas tabelas acima, consegue-se concluir que nem mesmo limitando os valores de comando PWM dos motores é possível utilizar a matriz de relação \mathcal{M} da Equação 3.8 para obter estes parâmetros caso um motor do hexacóptero falhe.

3.3 MATRIZ DE CONTROLE REDUZIDA UTILIZADA

Assim, apresenta-se nesta seção a nova matriz de relação de comando PWM dos motores \mathcal{M} , mostrada abaixo:

$$\mathcal{M} = \begin{pmatrix} k_1 & k_1 & k_1 & k_1 & k_1 \\ 0 & lk_1 \cos 30^\circ & -lk_1 \cos 30^\circ & lk_1 \cos 30^\circ & -lk_1 \cos 30^\circ \\ -lk_1 & -lk_1 \sin 30^\circ & lk_1 \sin 30^\circ & lk_1 \sin 30^\circ & -lk_1 \sin 30^\circ \end{pmatrix} \quad (3.16)$$

Sua pseudo-inversa de Moore Penrose é dada da seguinte forma:

$$B = \begin{pmatrix} \frac{1}{9k_1} & 0 & -\frac{4}{9lk_1} \\ \frac{1}{6k_1} & \frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & -\frac{1}{6lk_1} \\ \frac{5}{18k_1} & -\frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & \frac{7}{18lk_1} \\ \frac{5}{18k_1} & \frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & \frac{7}{18lk_1} \\ \frac{1}{6k_1} & -\frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & -\frac{1}{6lk_1} \end{pmatrix} \quad (3.17)$$

Da mesma forma, os comandos PWM dos motores operantes seguem um raciocínio similar ao da Equação 3.9, diferenciando-se apenas do fato de não haver a variável τ_ψ (torque de guinada).

$$\begin{aligned}
 \begin{pmatrix} \delta_{Torque_2} \\ \delta_{Torque_3} \\ \delta_{Torque_4} \\ \delta_{Torque_5} \\ \delta_{Torque_6} \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} \frac{1}{9k_1} & 0 & -\frac{4}{9lk_1} \\ \frac{1}{6k_1} & \frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & -\frac{1}{6lk_1} \\ \frac{5}{18k_1} & -\frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & \frac{7}{18lk_1} \\ \frac{5}{18k_1} & \frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & \frac{7}{18lk_1} \\ \frac{1}{6k_1} & -\frac{\sqrt{3}}{6lk_1} & -\frac{1}{6lk_1} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} F \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \end{pmatrix} \\
 &= \begin{pmatrix} 0.011 & 0 & -0.091 \\ 0.017 & 0.059 & -0.034 \\ 0.028 & -0.059 & 0.079 \\ 0.028 & 0.059 & 0.079 \\ 0.017 & -0.059 & -0.034 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} F \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \end{pmatrix} \quad (3.18)
 \end{aligned}$$

Reescrevendo a Tabela 1 para as mesmas forças e torques aplicados na nova matriz \mathcal{M} , tem-se:

CASO	SP - PID			PWM da nova matriz \mathcal{M}				
	F(N)	τ_ϕ (N.m)	τ_θ (N.m)	m_2	m_3	m_4	m_5	m_6
1	10	2	3	0.295	0.356	0.007	0.242	0.12
2	20	-3	0	0.227	0.1632	0.743	0.39	0.516
3	20	-5	2.5	0.227	0.281	0.625	0.508	0.399
4	25	1	1.9	0.147	0.197	1	0.65	0.55
5	30	+4.5	-2.5	0.476	0.296	0.995	0.466	0.826
6	30	0	0	0.34	0.51	0.85	0.85	0.51
7	35	0	-0.5	0.442	0.612	0.951	0.951	0.612

Tabela 4: Valores requeridos pelos controladores PID e comandos PWM gerados pela nova matriz de relação dos motores

Pelos dados apresentados na tabela acima, percebe-se que todas as situações apresentadas obtiveram comandos PWM dos motores plausíveis, mostrando que a mudança é válida e satisfaz as condições requeridas pelos controladores PID de altura, rolagem e arfagem.

Conclui-se assim que a não operação de um dos seis motores, faz com que VAANT

perca uma atitude angular, ou seja, a controlabilidade de uma dinâmica angular.

Entre os três ângulos presentes na movimentação de um VAANT (rolagem, arfagem e guinada), a atitude angular de guinada é a única onde sua dinâmica não interfere na estabilidade geral do veículo, ocasiona apenas giros em torno do eixo z e mudança na sua direção “norte”, deficiência ao qual pode ser suprido pela função *Simple Mode* disponível na plataforma de controle (BEARD, 2008).

Dessa forma, quando alguma falha nos sistemas propulsão é presenciada, altera-se a matriz de relação de comandos PWM dos motores \mathcal{M} , eliminando a coluna que representa o motor em falhas junto com linha da matriz que representa a dinâmica de guinada.

Isto fará com que o VAANT comece a girar no sentido que o torque reativo de propulsão estiver favorável, o que de fato não influencia na movimentação do VAANT devido criação da função *Simple Mode*, descrita na Seção 3.1 (APM, 2014) (BEARD, 2008).

Destaca-se também que dependendo do sentido da manobra de rolagem e arfagem, o sentido de deslocamento de guinada pode ser invertido.

Contudo, da mesma forma que foi apresentada a alteração na matriz de relação de comandos PWM dos motores para a falha do sistema de propulsão 1, o procedimento segue a mesma analogia para quaisquer um dos outros 5 sistemas de propulsão do hexacóptero.

4 PROJETO DOS CONTROLADORES

Este capítulo apresentará a sintonia dos controladores PID utilizados no controle de altura e estabilidade angular da aeronave (rolagem e arfagem) assim como as definições dos índices de desempenho utilizados no presente trabalho.

4.1 CONTROLADOR PID

A estrutura padrão de um controlador PID é então criada por três termos, como a apresentada na Equação 4.1 no domínio s através da transformada de Laplace:

$$C(s) = \left(K_p + \frac{K_i}{s} + sK_d \right) \quad (4.1)$$

Onde K_p , K_i e K_d são, respectivamente, o ganho proporcional, integral e derivativo do controlador.

O ganho proporcional K_p fornece uma ação proporcional ao sinal de erro do sistema, visando minimizá-lo. O ganho integral K_i visa eliminar erros em regime permanente e o ganho derivativo K_d opera no regime transiente, como por exemplo, alterar tempo de subida e reduzir oscilações transitórias (NISE, 2011).

Desta forma, quando os ganhos destes controladores são sintonizados corretamente, a técnica PID se mostra muito eficaz em sistemas com dinâmica linear ou não-linear com pequena variação em torno de um ponto (ALVES, 2012).

Destaca-se ainda a existência do desenvolvimento de dois trabalhos já realizados no Grupo de Robótica Inteligente (GRIn) da Universidade Federal de Juiz de Fora (UFJF). No primeiro projeto, COSTA (2012) desenvolveu sua dissertação de mestrado em 2012 sobre um quadricóptero controlado por técnicas lineares e não lineares, controladores PID e baseados na teoria de estabilidade de Lyapunov, assim como a modelagem fenomenológica do sistema autônomo e sua montagem.

No segundo trabalho, ALVES (2012) defendeu sua tese de doutorado com o intuito de modelar e aplicar controladores não lineares, em quadricópteros projetados pelo GRIn, como por exemplo, a técnica *Backstepping*.

4.2 ÍNDICES DE DESEMPENHO NÃO INTRUSIVOS

A necessidade de se mensurar e avaliar o desempenho de um sistema de controle torna-se cada vez mais fundamental e evidente (CARMO, 2006). Desta forma, este tópico traz a definição e descrição dos índices de desempenho não intrusivos utilizados aqui para obtenção do tempo limite que a técnica de identificação de falhas tenha disponível para localizar o problema, mantendo o VAANT em condições de voo.

Índices não intrusivos são definidos por aqueles que são medidos de uma maneira a não influenciar no decorrer do processo, ou influenciar de forma quase mínima na dinâmica do processo. Por intrusivo entende-se aquilo que é invasivo, que não faz parte de um todo (CARMO, 2006).

A característica fundamental de um índice de desempenho é o fato de ser uma ferramenta disponível para mensurar quantitativamente um sistema, onde seus parâmetros são ajustados de forma a se obter uma especificação mais otimizada possível (SHAHEMABADI; MOHD.NOOR; TAIP, 2013).

Desde 1943, vários índices de desempenho baseados no erro de estado transitório foram concebidos e desenvolvidos. Estes índices são todos formas da integral do erro quadrático, do erro absoluto ou de alguma função algébrica com valor sempre positivo, onde são empregados fatores de ponderação para minimizar a contribuição em momentos a serem analisados (CLARK, 1961).

Quando se deseja quantificar o erro da resposta de um sistema em função de uma perturbação, pode-se utilizar critérios baseados na integral do erro, dentre eles cita-se o IAE (*Integral of Absolute Error*), ISE (*Integral of the Square Error*) e ITSE (*Integral of Time-weighted Square Error*).

4.2.1 IAE - INTEGRAL OF ABSOLUTE ERROR

Por definição, IAE (*Integral of Absolute Error*) é um índice que expressa a integral do módulo do erro.

A característica deste índice de desempenho é ponderar significativamente grandes

valores de erros e reduzir a influência de erros pequenos. Um sistema que minimiza este critério tende a apresentar uma rápida diminuição em um erro inicial grande. Portanto, a resposta é rápida e oscilatória, o que caracteriza baixa estabilidade relativa (JAGATHEESAN; ANAND, 2012).

Abaixo na Equação 4.2 é apresentada a expressão que descreve este índice.

$$IAE = \sum_{k=0}^n |e(k)| \quad (4.2)$$

Onde n representa o total de iterações e k cada iteração.

4.2.2 ISE - INTEGRAL OF SQUARE ERROR

Para este índice, ISE (*Integral of Square Error*) é expressado pela integral do erro quadrático.

Um ótimo sistema baseado neste critério seria um sistema que tem um amortecimento razoável e uma característica de resposta transitória satisfatória (SHAHEMABADI; MOHD.NOOR; TAIP, 2013).

A expressão que o representa é apresentada na Equação 4.3.

$$ISE = \sum_{k=0}^n e^2(k) \quad (4.3)$$

Onde n representa o total de iterações e k cada iteração.

4.2.3 ITSE - INTEGRAL OF TIME-WEIGHTED SQUARE ERROR

ITSE (*Integral of Time-weighted Square Error*) é um índice mensurado através da integral do erro quadrático ponderado pela iteração em que cada evento é realizado.

Uma característica interessante que este índice apresenta é o fato de, por exemplo, em uma resposta ao degrau unitário, um erro inicial grande é ponderado com peso baixo, enquanto os erros que ocorrem mais tarde na resposta transitória são bastante penalizados.

Sua expressão é apresentada na Equação 4.4.

$$ITSE = \sum_{k=0}^n ke^2(k) \quad (4.4)$$

Onde n representa o total de iterações e k cada iteração.

4.3 PROJETO DOS CONTROLADORES PID PARA HEXACÓPTEROS SEM FALHAS

Nesta seção serão apresentados os projetos dos controladores PID de posição para os ângulos de rolagem e arfagem, com o intuito de aproximar o modelo representado em uma função de transferência canônica, como apresentada na Equação 4.5:

$$G(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (4.5)$$

Será apresentado também um controlador PID para posição de altura referencial à Terra, com intuito de manter o hexacóptero em um determinado *Set Point*.

Vale destacar que os projetos dos controladores PID de ângulos (rolagem e arfagem) para o hexacóptero com cinco sistemas de propulsão operantes seguem o mesmo raciocínio do hexacóptero em modo padrão de seis sistemas.

4.3.1 CONTROLE DE POSIÇÃO DE ROLAGEM

O sistema que se deseja controlar pode ser expresso pela Equação 2.42 simplificada, ao qual abaixo é exposta no domínio s , através da transformada de Laplace:

$$\phi(s) = \frac{1/J_x}{s^2} \tau_\phi(s) \quad (4.6)$$

A entrada do sistema é representada pela variável τ_ϕ (torque de rolagem), que é gerada pelo diferença de comando PWM entre os motores atuantes, expressa da seguinte forma:

$$\tau_\phi = 4lk_1 \cos 30^\circ (\delta_3 + \delta_5 - \delta_4 - \delta_6) = 4lk_1 \cos 30^\circ \Delta\delta_\phi \quad (4.7)$$

Onde $\Delta\delta_\phi = (\delta_3 + \delta_5 - \delta_4 - \delta_6)/4$ é a variação de comando calculada pelo controlador que será somada aos motores do lado esquerdo e diminuída nos motores do lado direito.

Substituindo o torque de rolagem apresentado na Equação 4.7 na Equação 4.6, tem-se a Equação 4.8:

$$\phi(s) = \frac{b_x}{s^2} \Delta\delta_\phi(s) \quad (4.8)$$

Sendo

$$b_x = \frac{4lk_1 \cos 30^\circ}{J_x} \quad (4.9)$$

O controlador PID que se deseja projetar terá como função calcular a variação de comando PWM necessária para controlar o ângulo ϕ . Sua equação de controle pode ser expressa da seguinte maneira (BEARD; MCLAIN, 2012):

$$\Delta\delta_\phi(s) = K_p^\phi(\phi^d - \phi(s)) - K_d^\phi s\phi(s) + \frac{K_i^\phi(\phi^d - \phi(s))}{s} \quad (4.10)$$

Onde ϕ^d é o ângulo de rolagem de referência.

Na Figura 14 é apresentado este sistema em diagrama de blocos:

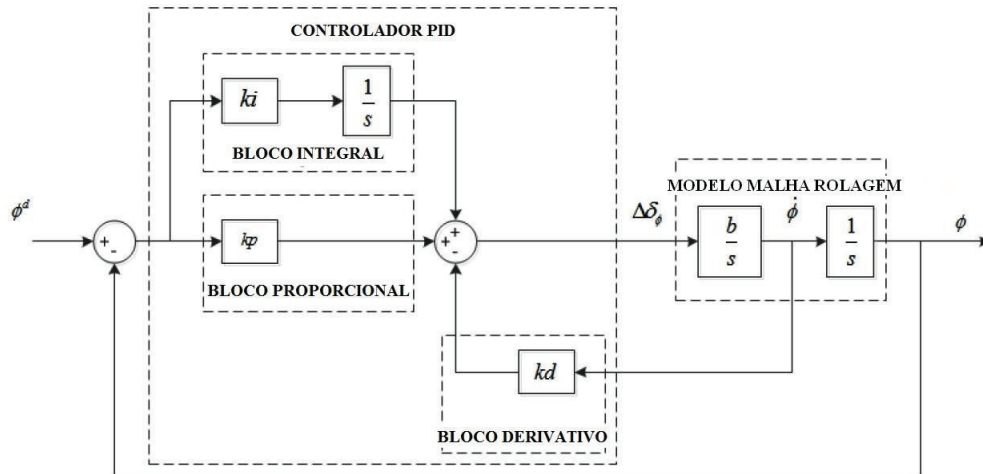


Figura 14: Diagrama de blocos da malha de controle de ângulo de rolagem (BEARD, 2008).

A função de transferência de malha fechada deste sistema pode ser expressa como na Equação 4.11:

$$\frac{\phi^d(s)}{\phi(s)} = \frac{K_p^\phi b_x (s + \frac{K_i^\phi}{K_p^\phi})}{s^3 + K_d^\phi b_x s + K_i^\phi b_x} \quad (4.11)$$

Quando ϕ é zero ou muito pequeno, amplitude da ação do controlador u é representada pela amplitude do erro de controle e e pelo ganho de controle k_p . Se o sistema é estável, o maior esforço de controle a uma resposta degrau ocorre imediatamente após a aplicação do degrau, onde $u^{max} = k_p e^{max}$. Reescrevendo esta equação para o controlador de ângulo de rolagem, pode-se expressar o ganho de controle em função do erro máximo antecipado e do limite de atuação do atuador como (BEARD; MCLAIN, 2012):

$$k_p^\phi = \frac{u^{max} - u^{min}}{e^{max} - e^{min}} = \frac{\Delta u}{\Delta e} \quad (4.12)$$

Como o valor máximo de comando PWM considerado em porcentagem para os motores é 100% e a mínima de 0%, $\Delta u = 100$. Para os erros de ângulo de rolagem, limitou-se o mínimo em -70 graus e o máximo em 70 graus. Assim, $\Delta e = 140$. Logo:

$$k_p^\phi = \frac{100}{140} = 0,71$$

Para selecionar k_d^ϕ , deve-se fixar o valor de k_p^ϕ e considerar $k_i^\phi = 0$, transformando a função de transferência apresentada na Equação 4.11 na Equação 4.13 (BEARD, 2008).

$$\phi^d(s) = \frac{K_p^\phi b_x}{s^2 + K_d^\phi b_x s + K_i^\phi b_x} \quad (4.13)$$

Comparando os polinômios da Equação 4.13 com os polinômios da Equação 4.5, tem-se as informações nas Equações 4.14-15 de acordo com as especificações do hexacóptero desenvolvido:

$$\omega_n = \sqrt{K_p^\phi b_x} = \sqrt{0,71 \cdot 198,9627} = 11,8854 Hz \quad (4.14)$$

$$K_d^\phi = \frac{2\zeta\omega_n}{b_x} = \frac{2 \cdot 0,9 \cdot 11,8854}{198,9627} = 0,1075 \quad (4.15)$$

O ganho K_d^ϕ foi obtido adotando um fator de amortecimento $\zeta = 0,9$.

Para se obter o ganho K_i^ϕ , primeiramente deve-se expressar a função de transferência na forma de Evan (BEARD; MCLAIN, 2012):

$$1 + K_i^\phi \frac{b_x}{s^3 + K_d^\phi b_x s + K_p^\phi b_x} = 0 \quad (4.16)$$

Através do método do lugar das raízes, pode-se encontrar o valor de K_i^ϕ fazendo com que o coeficiente de amortecimento permaneça em torno do adotado para cálculo do ganho K_d^ϕ , 0,9. Assim, o ganho K_i^ϕ adotado foi de 0,53.

4.3.2 CONTROLE DE POSIÇÃO DE ARFAGEM

Para o controle de atitude de posição de arfagem, adota-se o mesmo procedimento do que foi adotado previamente no controle de atitude de posição de rolagem, diferindo apenas nas variáveis. Assim, a Equação 4.11 torna-se:

$$\frac{\theta^d(s)}{\theta(s)} = \frac{K_p^\theta b_x (s + \frac{K_i^\theta}{K_p^\theta})}{s^3 + K_d^\theta b_x s + K_i^\theta b_x} \quad (4.17)$$

Entretanto, a entrada do sistema se torna diferente devido ao fato de todos motores realizarem influência na arfagem. Assim:

$$\Delta\delta_\theta = \delta_1 - \delta_2 + \cos 60^\circ(\delta_4 + \delta_5 - \delta_3 - \delta_6) \quad (4.18)$$

Adotando $\delta_7 = \delta_1 / \cos 60^\circ$ e $\delta_8 = \delta_2 / \cos 60^\circ$:

$$\Delta\delta_\theta = \cos 60^\circ(\delta_4 + \delta_5 + \delta_7 - \delta_3 - \delta_6 - \delta_8)/6 \quad (4.19)$$

Logo:

$$b_y = \frac{6lk_1 \cos 60^\circ}{J_y} \quad (4.20)$$

Onde k_1 é uma constante da propulsão característica do motor utilizado.

Seguindo o mesmo raciocínio da obtenção do ganho K_d^ϕ , tem-se as informações das Equações 4.21 e 4.22 de acordo com as características técnicas do hexacóptero desenvolvido:

$$\omega_n = \sqrt{K_p^\theta b_y} = \sqrt{0,71 \cdot 75} = 7,2973 Hz \quad (4.21)$$

$$K_d^\theta = \frac{2\zeta\omega_n}{b_y} = \frac{2 \cdot 0,9 \cdot 7,2973}{75} = 0,1751 \quad (4.22)$$

Através do método do lugar das raízes, o ganho K_i^θ obtido para a malha de controle de atitude de posição de arfagem foi 0,31.

4.3.3 CONTROLE DE ALTURA

A altitude de um hexacóptero é controlada através da rotação de todos os sistemas de propulsão que se encontram atuando naquele momento, podendo ser todos seis sistemas de propulsão ou em caso de falha um deles.

Um hexacóptero é um sistema instável dinamicamente, seja pela dinâmica de ângulos, seja pela de altura. Todas necessitam ser estabilizadas por um sistema de controle adequado em ordem de ser operado autonomamente (RASHID; AKHTAR, 2012).

No que se refere ao controle de altura de VAANTs, existem várias técnicas de controle já propostas no meio acadêmico, como *back-stepping*, modos deslizantes, LQR, entre outros (LEE et al., 2011). Porém, pode-se utilizar técnicas de controle mais simples, que demandem menores esforços computacionais, como o uso do controlador PID (BEARD; MCLAIN, 2012).

A Equação 2.41 do modelo simplificado do VAANT, apresentada anteriormente, pode ser representada em diagrama de blocos no domínio s através da transformada de Laplace:

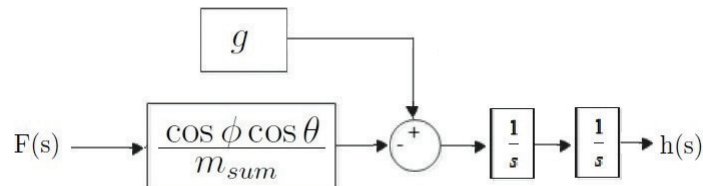


Figura 15: Diagrama de blocos da equação dinâmica que representa a altura do VAANT no domínio s .

A partir deste sistema representativo, pode-se compreender o bloco g como um distúrbio de valor constante. Logo, o controlador PID de altura será projetado pelo ramo que se comunica com a entrada do sistema (força de propulsão).

Outra aproximação importante é a consideração da aproximação para pequenos ângulos. Assim: $\cos \phi = 1$ e $\cos \theta = 1$.

Assim, a Equação 2.41 é apresentada nas Equações 4.23 e 4.24 sem a constante g no espaço de estados:

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} x - \begin{bmatrix} 0 \\ 1/m_{sum} \end{bmatrix} F \quad (4.23)$$

$$y = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} x \quad (4.24)$$

Onde $\dot{x} = \begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix}$ e $x = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix}$.

Dessa forma, apresenta-se nas Equações 4.25 e 4.26 a estrutura canônica de um sistema no espaço de estados, para que se possa obter os parâmetros desejados do controlador (SPONG; HUTCHINSON; VIDYASAGAR, 2006):

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\omega_n^2 & -2\zeta\omega_n \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_n^2 \end{bmatrix} u \quad (4.25)$$

$$y = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} x \quad (4.26)$$

Onde $A_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\omega_n^2 & -2\zeta\omega_n \end{bmatrix}$.

Inicialmente, desconsiderando a ação da gravidade, uma estrutura PD pode ser suficiente para transformar a expressão em espaço de estados da Equação 4.23 na Equação 4.25. Segundo Spong, Hutchinson e Vidyasagar (2006), um sistema controlado com um PD inserido na malha pode ser representado da seguinte forma:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k_p/m_{sum} & -k_d/m_{sum} \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 \\ k_p/m_{sum} \end{bmatrix} r \quad (4.27)$$

$$y = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} x \quad (4.28)$$

Onde $A_2 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k_p/m_{sum} & -k_d/m_{sum} \end{bmatrix}$, $r = h - h^d$, k_p o ganho proporcional e k_d o ganho derivativo.

Igualando as matrizes A_1 com A_2 conseguiu-se obter os parâmetros k_p e k_d tem-se:

$$\begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\omega_n^2 & -2\zeta\omega_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k_p/m_{sum} & -k_d/m_{sum} \end{bmatrix}$$

Logo: $k_p = \omega_n^2 m_{sum}$ e $k_d = 2\zeta\omega_n m_{sum}$.

Para simplificar o projeto dos ganhos do controlador PID de altura, adotou-se a técnica Fechamento de Malhas Sucessivas (*Successive Loop Closure*). Sua ideia fundamental é fechar diversas malhas de realimentação sucessivamente ao redor da planta de malha aberta em vez de projetar um único (presumidamente mais complicado) sistema de controle, adotando frequência natural das malhas mais externas 5 vezes mais lenta que as internas, o que leva as mais internas serem consideradas como ganho unitário. Mais detalhes sobre *Successive Loop Closure* podem ser encontrados em Beard e McLain (2012).

Assim, a frequência natural da malha de controle de altura deve ser $\omega_n = 1$ rad/seg.

Para manter um coeficiente de amortecimento $\zeta = 0,9$, os ganhos do controlador PD se tornam:

$$k_p = 4,35 \quad (4.29)$$

$$k_d = 5,2 \quad (4.30)$$

No que se refere ao ganho integral k_i , apresenta-se abaixo um diagrama de blocos:

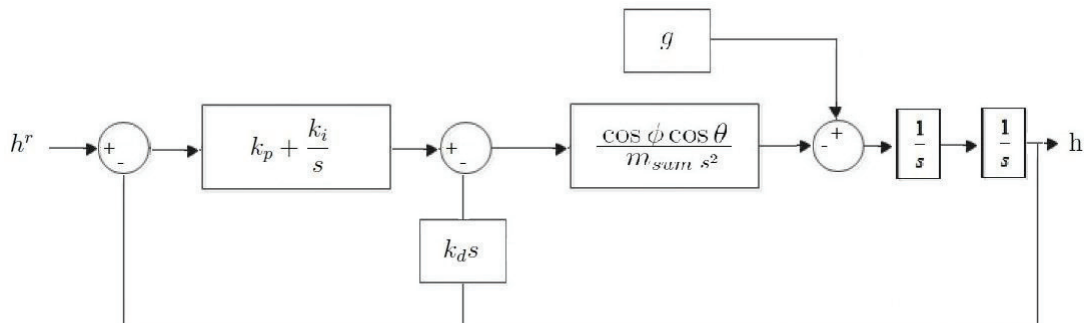


Figura 16: Diagrama de blocos da malha de controle de altura do hexacóptero

A equação de malha fechada que representa este diagrama de blocos é apresentada a seguir:

$$h(s) = -\frac{k_d s + k_i}{m_{sum} s^3 + k_d s^2 + k_p s + k_i} h^r(s) + \frac{g s}{m_{sum} s^3 + k_d s^2 + k_p s + k_i} \quad (4.31)$$

Segundo o critério de Routh-Hurwitz, um sistema com polinômio característico de terceira ordem é representado da seguinte forma $P(s) = a_3 s^3 + a_2 s^2 + a_1 s + a_0$, satisfazendo a condição abaixo para ser estável:

$$\begin{aligned} a_3 &> 0 \\ a_2 a_1 &> a_3 a_0 \end{aligned}$$

De acordo com o denominador da Equação 4.31 ($D(s) = m_{sum} s^3 + k_d s^2 + k_p s + k_i$), é possível de se obter o valor limite da estabilidade do sistema:

$$k_d k_p > m_{sum} k_i \quad (4.32)$$

$$k_i < \frac{k_d k_p}{m_{sum}} \quad (4.33)$$

Considerando que o valor aproximado da massa m_{sum} do hexacóptero seja 1,93 kg juntamente com os ganhos proporcional e derivativo apresentados nas Equações 4.29 e 4.30, a faixa de valores do ganho integral para as restrições das Equações 4.32 e 4.33 é $0 < k_i < 11,72$.

A partir deste intervalo de ganho k_i encontrado, foi utilizado a técnica do lugar das raízes para encontrar um ganho que mantenha o mesmo coeficiente de amortecimento. Assim, $k_i = 3,1$.

4.4 PROJETO DOS CONTROLADORES PID PARA HEXACÓPTEROS COM FALHA EM 1 SISTEMA DE PROPULSÃO

Como mencionado na seção 4.3, o projeto dos controladores PID de ângulos (rolagem e arfagem) da aeronave com 5 sistemas de propulsão segue a mesma metodologia do projeto dos controladores da aeronave com 6.

O que difere consideravelmente a correta obtenção dos ganhos é o fato da matriz de relação de comandos PWM do sistema se alterar conforme qual sistema apresenta

falhas.

Dessa forma, no momento em que falhas já se encontram detectadas e identificadas (técnica a ser desenvolvida em trabalhos futuros), dois conjuntos de ganhos de controladores PID de ângulos podem ser selecionados. Um deles é projetado caso falhas ocorram nos sistemas de propulsão 1 ou 2, pois seus efeitos somente são observados na dinâmica de arfagem. A segunda situação é gerada quando falhas são observadas nos sistemas de propulsão 3, 4, 5 e 6, ou seja, sistemas de propulsão que interfiram nas dinâmicas de rolagem e arfagem.

Outro aspecto relevante considerado neste trabalho foi considerar o erro angular máximo de 10 graus e mínimo de -10 graus, gerando $\Delta e = 20$. Isto foi adotado pelo fato da aeronave não ter dinâmica de guinada controlável. Logo, quanto mais agressivo forem os ângulos de rolagem e arfagem, mais rápido serão os movimentos de guinada.

Assim, apresenta-se na Tabela 5 os ganhos dos controladores PID de altura, rolagem e arfagem utilizados para todas as situações de falhas consideradas neste trabalho.

Controlador PID	Números de sistemas de propulsão com falhas								
	1						0		
	Sistemas 1 ou 2			Sistemas 3, 4, 5 ou 6			6		
	k_p	k_i	k_d	k_p	k_i	k_d	k_p	k_i	k_d
Rolagem	0,71	0,53	0,11	5	0,70	0,33	0,71	0,53	0,11
Arfagem	5	0,85	0,40	5	0,92	0,30	0,71	0,31	0,18
	k_p	k_i	k_d	k_p	k_i	k_d	k_p	k_i	k_d
Arfagem	3,1	4,35	5,2	3,1	4,35	5,2	3,1	4,35	5,2

Tabela 5: Ganhos dos controladores PID utilizados em todas as malhas e situações consideradas.

Percebe-se pela Tabela 5 que o controlador PID de altura projetado é o mesmo para quaisquer das situações de voo, pois a obtenção dos comandos PWM dos motores através da matriz de relação \mathcal{M} se dá somente com valores positivo, diferente dos torques de rolagem e arfagem, onde podem ser negativos ou positivos. Em outras palavras, as ações de comandos PWM referentes a malha de controle de altura da aeronave antes das falhas tem menores níveis de comandos PWM divididos igualmente entre os motores do que no sistema de controle de altura pós-falhas.

A característica mais significativa na mudança da malha de controle de altura é o fato do elemento de saturação da força de propulsão alterar seu valor, reduzindo

de 58,85 para 39,25 Newtons, fazendo com que a dinâmica de altura seja alterada de maneira mais lenta nos movimentos de subida da aeronave.

Percebe-se também que os ganhos do controlador de rolagem da aeronave para o sistema sem falhas é o mesmo para o sistema pós-falhas, pois problemas identificados nos sistemas de propulsão 1 ou 2 não interferem na dinâmica de rolagem, somente na de arfagem.

Outra característica notória na Tabela 5 é a diferença significativa entre o ganho proporcional do sistema sem falhas para o ganho proporcional do sistema com falhas, quando identificados em atuadores que influenciam nas respectivas dinâmicas. Isto se dá devido a restrição adotada de limite a variação angular da aeronave em 20 graus.

5 RESULTADOS

Neste capítulo, os controladores PID projetados anteriormente serão analisados e validados através dos resultados simulados no MATLAB[®] para diferentes situações de voo.

Serão apresentados também gráficos tridimensionais do tempo limite de identificação de falhas comparados com o ângulo de rolagem e arfagem que o VAANT se encontra no momento que a falha ocorre. Estes tempos limites foram obtidos através dos índices de desempenho IAE, ISE e ITSE descritos na Seção 4.2. Assim, quando o sistema apresentava índices de desempenho acima de um valor pré-determinado (valores obtidos quando as especificações de controle não eram alcançadas), o sistema era considerado insatisfatório (CARMO, 2006).

As simulações seguem as seguintes etapas:

- Voos realizados com todos sistemas de propulsão em operação por um determinado tempo;
- Falhas em um sistema de propulsão é presenciada;
- Após um retardo de décimos de segundos, o sistema de controle é notificado (por uma técnica de detecção e identificação de falhas a ser desenvolvida em trabalhos futuros) qual sistema de propulsão se encontra com problemas;
- A nova técnica de obtenção da relação de comandos PWM entra em funcionamento juntamente com os novos parâmetros de PID para que seja analisados seus resultados;

Para as simulações apresentadas nesta seção, adotou-se os seguintes dados:

Dados	Valores
Passo de amostragem	0.01 seg
Constante de propulsão k_1	9.81
Constante de reativa de propulsão k_2	0.01
Comprimento do braço do VAANT	0.5 m
Massa total do VAANT	1.950 Kg
Massa possível de propulsão por motor	1 Kg
Desvio padrão do ruído branco	0.333

Tabela 6: Dados utilizados nas simulações

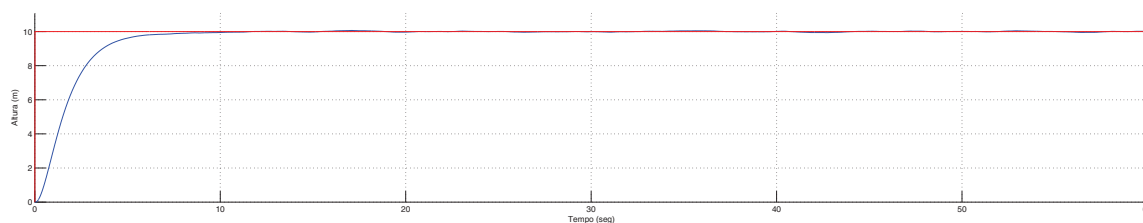
O ruído branco inserido nas malhas de controle visa modelar ruídos de processos, sendo aplicado nos cálculos dos erros apresentados aos controladores PID.

5.1 SIMULAÇÕES COM SITUAÇÕES NORMAIS DE VOO

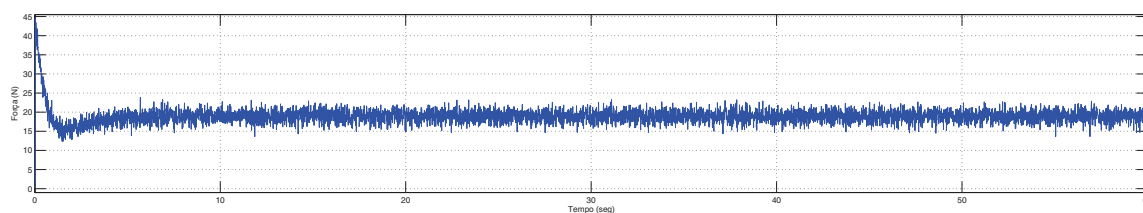
5.1.1 SITUAÇÃO DE VOO 1

Primeiramente deve-se apresentar algumas situações de voo onde o hexacóptero se encontra com todos os sistemas de propulsão em operação, onde nenhuma falha é detectada, para que posteriormente possam ser feitas comparações.

Na Figura 17 é apresentado uma situação de voo onde pretende-se alçar voo com a aeronave estabilizada com 0 graus para os ângulos de rolagem, arfagem e guinada, deslocando o VAANT para 10 metros de altura durante 60 segundos.



(a) Altura de voo do VAANT com SP de 10 metros.

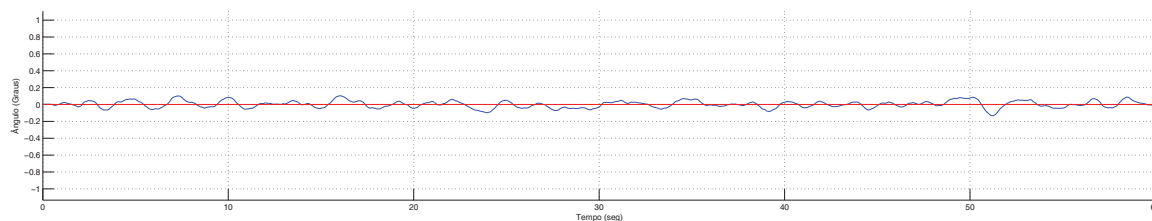


(b) Ação de controle para SP de 10 metros.

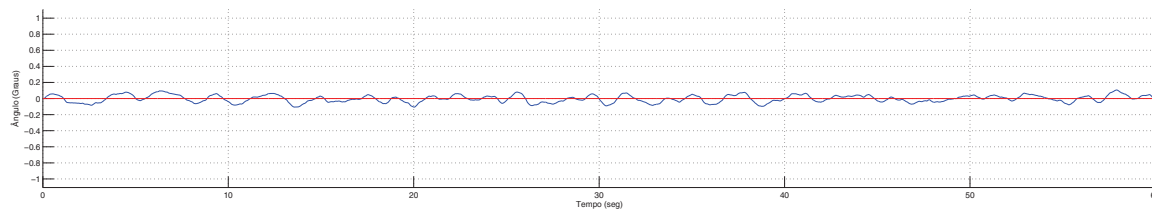
Figura 17: Gráfico de controle de altura do hexacóptero com seis sistemas de propulsão.

Observa-se pela Figura 17a que o hexacóptero alcança o SP de altura desejado sem oscilações aproximadamente em 10 segundos, não apresentando sobressinais até o fim da simulação. Na Figura 17b é apresentado as ações de controle requeridas pelos controladores PID para o comportamento do VAANT obtido, onde é observado também oscilações geradas pelo ruído de processo inserido nas simulações.

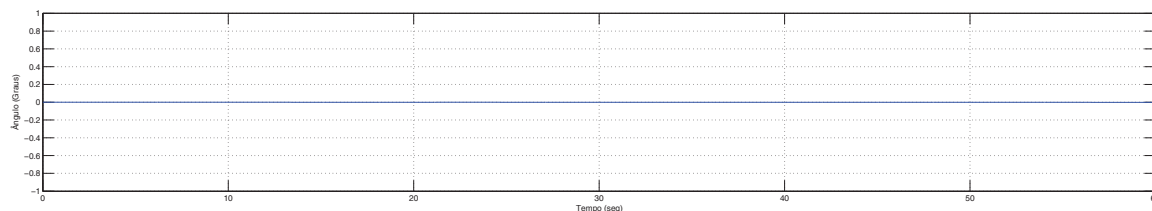
Nos gráficos da Figura 18 são apresentados os controles de ângulos (rolagem, arfagem e guinada) que são realizados juntamente com o controle de altura da Figura 17a.



(a) Ângulo de rolagem.



(b) Ângulo de arfagem.



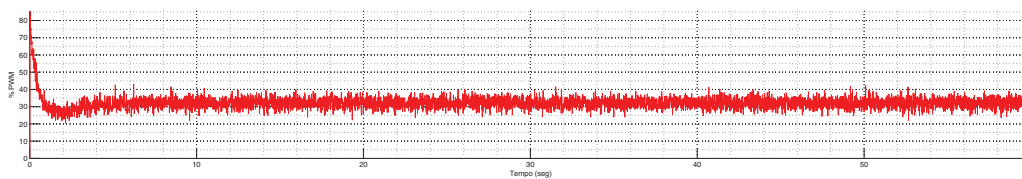
(c) Ângulo de guinada.

Figura 18: Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para SP de altura de 10 metros com 6 sistemas de propulsão.

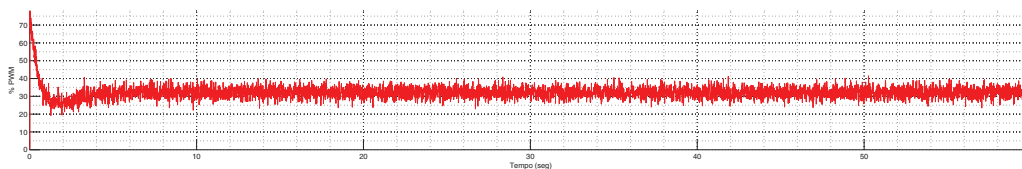
Pode-se notar nas Figuras 18a, 18b e 18c que as variações dos ângulos de rolagem, arfagem e guinada são próximas de zero, mostrando que o controle foi bem sucedido. Tais oscilações são geradas pelos ruídos de processo considerado nas simulações.

No Anexo A é mencionado como os motores de propulsão deste hexacóptero funcionam, baseando-se através de comandos *Pulse Width Modulation* - Modulação por Largura de Pulso (PWM), logo tem ciclo de operação de 0 a 100%.

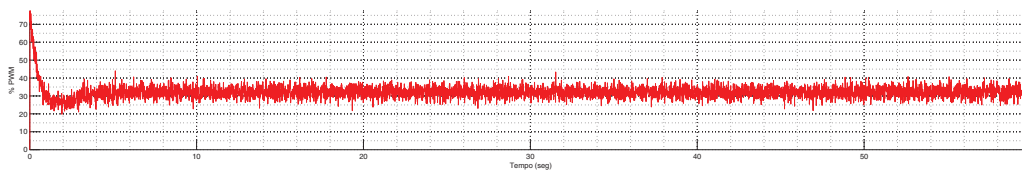
Para o controle de altura apresentado na Figura 17 e controle de ângulos da Figura 18, ilustra-se na Figura 19 os comandos PWM que os 6 motores operantes desempenharam durante a simulação.



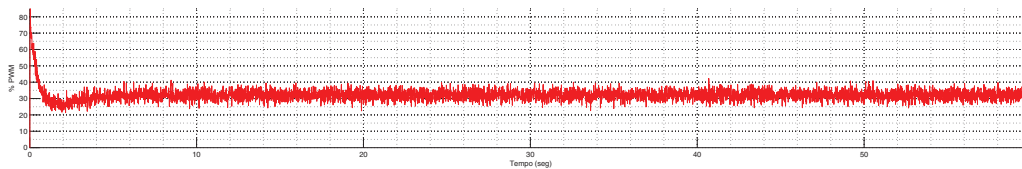
(a) Comandos PWM do motor 1.



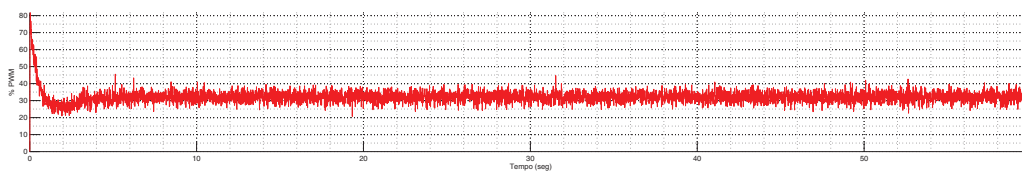
(b) Comandos PWM do motor 2.



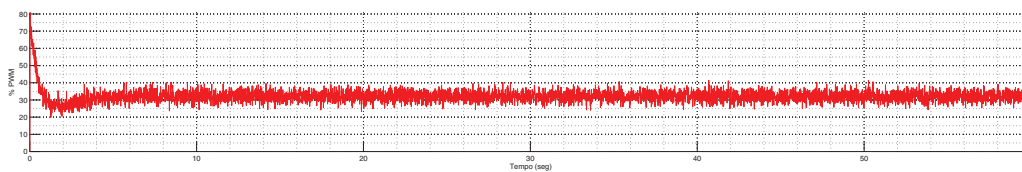
(c) Comandos PWM do motor 3.



(d) Comandos PWM do motor 4.



(e) Comandos PWM do motor 5.



(f) Comandos PWM do motor 6.

Figura 19: Gráfico dos comandos PWM de cada motor para SP de altura de 10 metros.

Pela Figura 19, observa-se que todos os 6 motores (Figuras 19a a 19f) recebem comandos PWM aproximadamente iguais, o que representa que as ações de controle requisitadas pelos controladores PID estão sendo divididas igualmente entre os sistemas de propulsão, mantendo os ângulos de rolagem, arfagem e guinada controlados em 0 graus. Observa-se também que os ruídos de processo apresentaram efeitos semelhantes em todas ações de controle dos motores, pois seus níveis são aproximadamente iguais.

5.1.2 SITUAÇÃO DE VOO 2

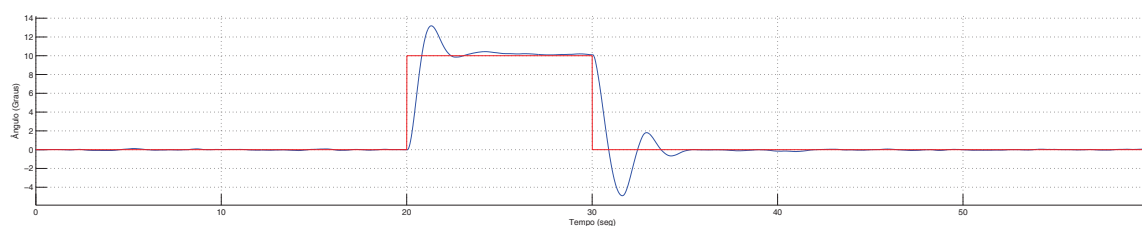
Abordando uma nova situação de voo, alguns SPs de ângulos foram aplicados no VAANT para simular movimentos nas direções de rolagem e arfagem.

Na Tabela 7 é mostrado os SPs requisitados juntamente com seus respectivos instantes de execução.

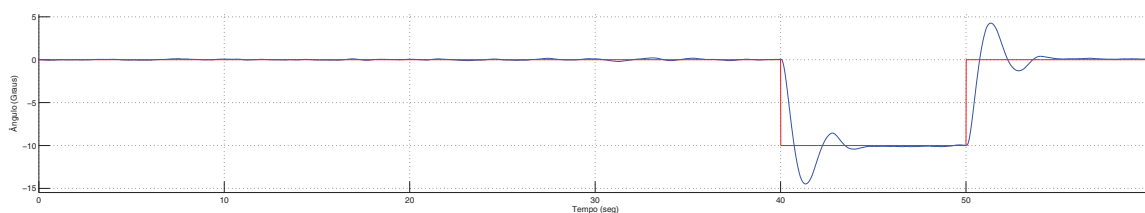
SPs	Valores	Tempo (Seg)
Altura	10 m	0
Velocidade de guinada	0 m/s	0
Ângulo de rolagem	0°	0
Ângulo de arfagem	0°	0
Ângulo de rolagem	10°	20
Ângulo de rolagem	-10°	30
Ângulo de arfagem	-10°	40
Ângulo de arfagem	10°	50

Tabela 7: SPs utilizados na simulação da Figura 20.

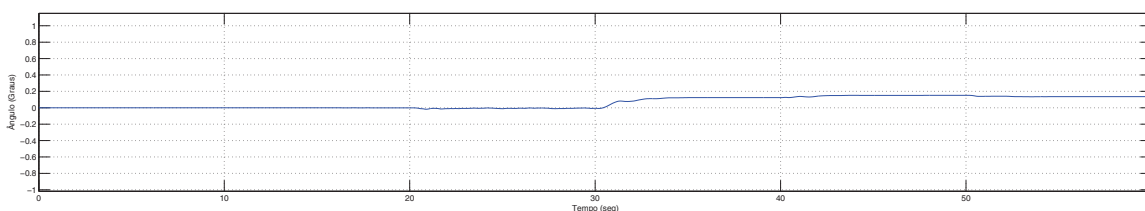
Utilizando os SPs da Tabela 7, as Figuras 20a, 20b e 20c descrevem o comportamento desempenhado pelo hexacóptero.



(a) Ângulo de rolagem.



(b) Ângulo de arfagem.



(c) Ângulo de guinada.

Figura 20: Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para os SPs da Tabela 7.

Pode-se notar nas Figuras 20a, 20b e 20c que o sistema respondeu satisfatoriamente aos SPs requisitados pelos controladores, tanto para rolagem quanto para arfagem. No que se refere ao ângulo de guinada, a Figura 20c retrata a ocorrência de pequena mudança em sua orientação, movimentos estes esperados pois o controle de dinâmica de guinada é realizado sobre o controle de velocidade e não no de posição.

5.2 SIMULAÇÕES PARA FALHAS NO SISTEMA DE PROPULSÃO 1

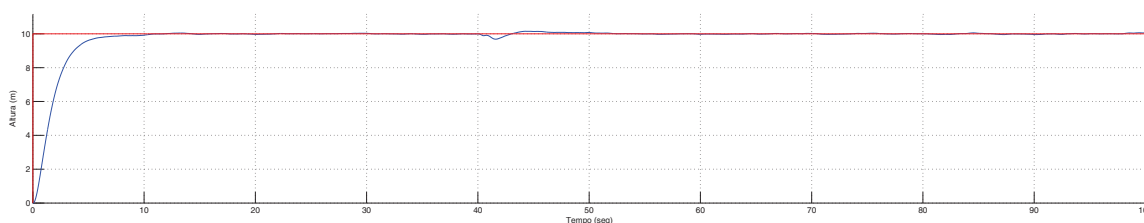
Nesta seção serão apresentadas algumas situações de voo para que o sistema possa ser analisado com mais detalhes, considerando falhas no funcionamento do sistema de propulsão 1 (disposto de acordo com a Figura 11).

A intenção de se apresentar falhas neste sistema de propulsão deriva-se do fato de sua localização no *frame* do hexacóptero influenciar diretamente no controle de arfagem sem interferências na dinâmica de rolagem.

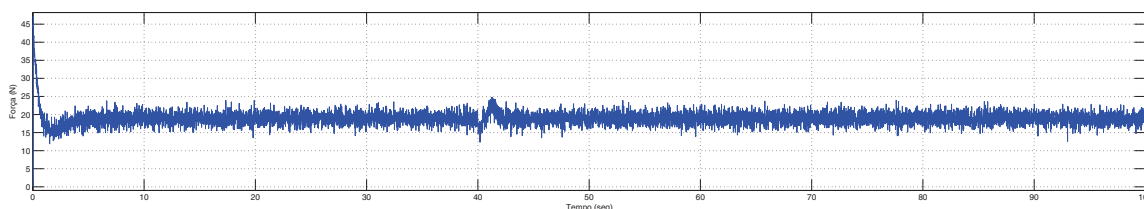
5.2.1 SITUAÇÃO DE VOO 3

Supõe-se o hexacóptero em 40 segundos de condições normais de voo sem realização de manobras até que as falhas sejam presenciadas. Logo após a inserção das falhas no sistema de propulsão 1, foram realizados 40 ciclos de amostragens (aproximadamente 0,4 segundos) para que o sistema de identificação de falhas pudesse notificar aos controladores PID que o sistema de propulsão 1 se encontrava inoperante. Após este tempo, o hexacóptero passou a ser controlado pela nova matriz de relação de comandos PWM com seus respectivos ganhos de controladores PID.

Para a situação de voo descrita acima, apresenta-se nas Figuras 21a e 21b o comportamento da altura do VAANT e a ação de controle tomada para manter o sistema estável.



(a) Altura de voo do VAANT com SP de 10 metros.



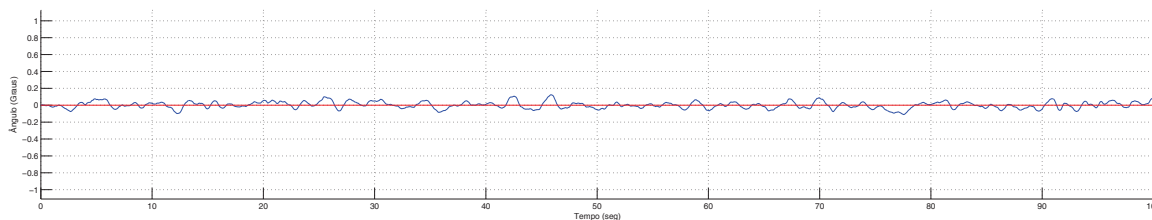
(b) Ação de controle para SP de 10 metros.

Figura 21: Gráfico de controle de altura do hexacóptero para falhas no sistema de propulsão 1 com tempo de identificação de 0.4 segundos após 40 segundos de voo normal.

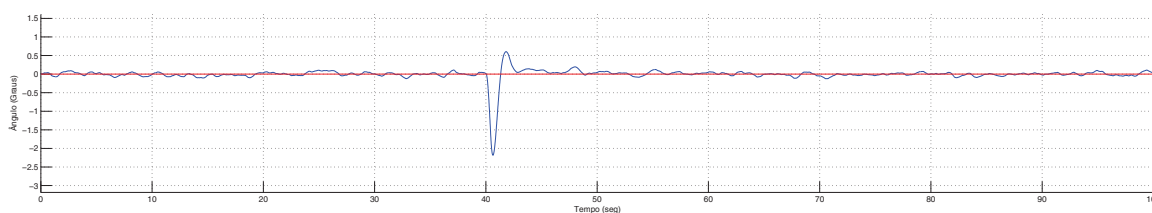
Após o instante de inserção da falha no sistema de propulsão 1 (em 40 segundos), observa-se na Figura 21a que houve pequena perda de altura do VAANT, o que por ventura é corrigido após o sistema ser notificado da falha, alterando os ganhos dos controladores PID utilizados.

Para compensar esta diferença de SP de altura do hexacóptero até que a falha seja identificada, os controladores PID requerem uma ação de controle mais acentuada após a falha ser detectada, como pode ser visto na Figura 21b.

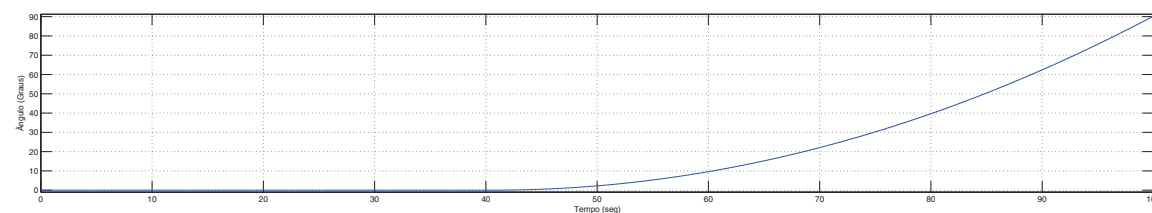
Para analisar o comportamento dos ângulos de rolagem, arfagem e guinada, apresenta-se as Figura 22a, 22b e 22c:



(a) Ângulo de rolagem.



(b) Ângulo de arfagem.



(c) Ângulo de guinada.

Figura 22: Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para as condições da Figura 21.

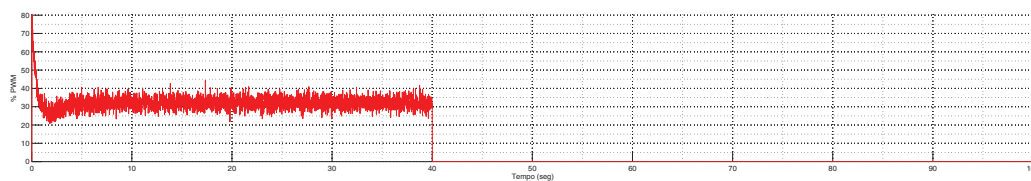
A Figura 22a mostra que na dinâmica de rolagem não foram presenciadas nenhuma mudança significativa, fato este esperado em decorrência do sistema de propulsão 1 não influenciar na dinâmica de rolagem.

Como o sistema de propulsão 1 se encontra na parte da frente do *frame* (de acordo com a Figura 11), a não operação deste atuador gera instantaneamente ângulos negativos de arfagem, como pode ser observado através da Figura 22b. Assim que a falha é detectada, as correções são realizadas e o ângulo de arfagem é corrigido.

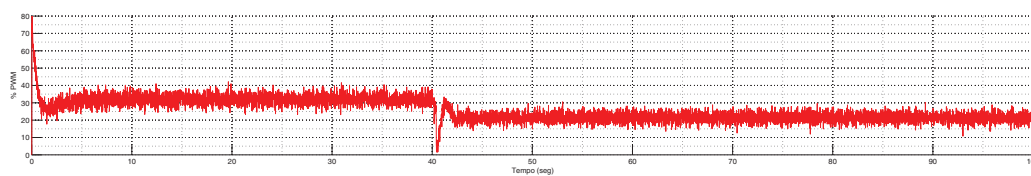
Na Figura 22c é mostrado o efeito da falha no sistema de propulsão 1 na dinâmica de guinada. Esta resposta era esperada pois não é possível de ser controlada, como explicado no Capítulo 3.

Para as ações de controle tomadas nas Figuras 21 e 22, apresenta-se na Figura 23

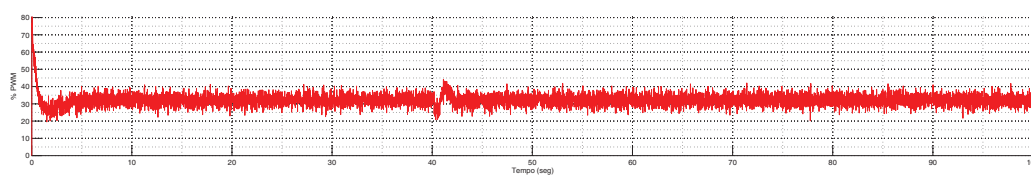
os comandos PWM dos seis motores gerados durante a simulação.



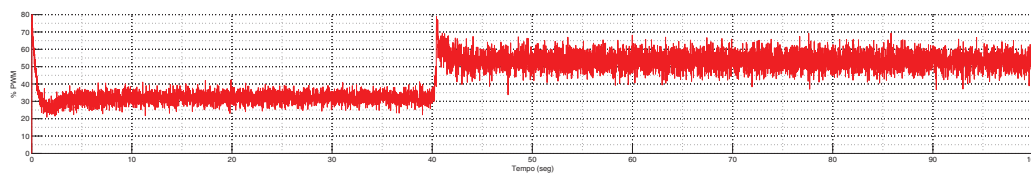
(a) Comandos PWM do motor 1.



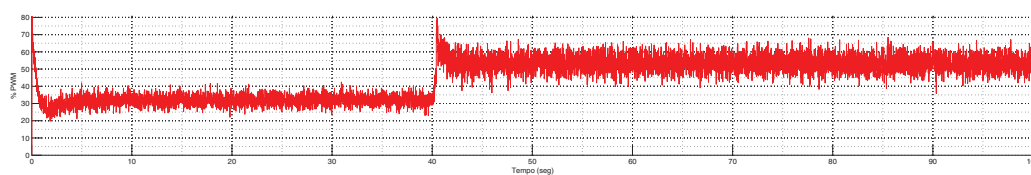
(b) Comandos PWM do motor 2.



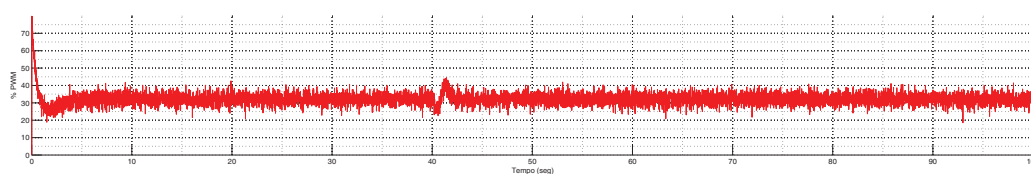
(c) Comandos PWM do motor 3.



(d) Comandos PWM do motor 4.



(e) Comandos PWM do motor 5.



(f) Comandos PWM do motor 6.

Figura 23: Gráfico dos comandos PWM para as condições da Figura 21.

Como pode ser observado nas Figuras 23a a 23f, após a falha do sistema de propulsão 1 em 40 segundos, os comandos PWM dos outros motores tomam aspectos compensatórios até que o problema seja identificado, mas não conseguem corrigir os erros por si só.

Devido ao não funcionamento do sistema de propulsão 1, observa-se pelas Figuras 23d e 23e que os comandos PWM dos motor 4 e 5 apresentam níveis maiores que os comandos PWM dos outros motores (Figuras 23b, 23c e 23f). Isto se dá devido a estes 2 motores se localizarem na parte da frente do *frame* do hexacóptero, compensando igualmente as falhas de operação do sistema de propulsão 1.

Durante estes 0.4 segundos que o sistema de controle supõe que o sistema de propulsão 1 esteja operando, os motores 4 e 5 (Figuras 23d e 23e respectivamente) recebem maiores comandos PWM, diminuindo os comandos do motor 2 (Figura 23b), tentando compensar a inclinação negativa na arfagem gerada pela perda do atuador.

Observa-se também que a presença de ruído nos sistemas de propulsão 4 e 5 (Figuras 23d e 23e respectivamente) são maiores que nos outros 3 sistemas restantes, fato esperado pois seus níveis de comando PWM são maiores, ou seja, seu desempenho deve suprir a falta do sistema de propulsão 1.

5.2.2 SITUAÇÃO DE VOO 4

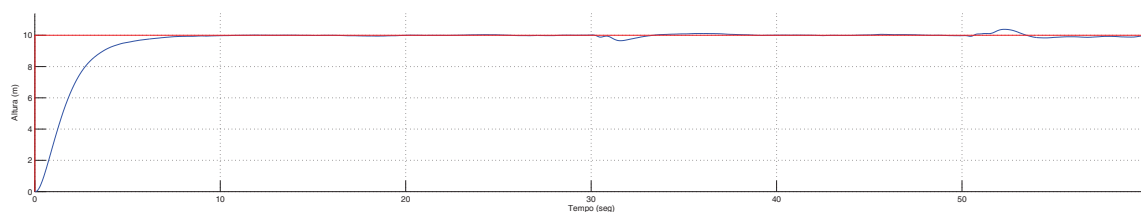
Numa outra situação de voo (considerando os mesmo 40 segundos de voo com os 6 sistemas de propulsão em operação e 0.4 segundos de retardo para identificar o problema), insere-se alguns SPs de ângulos para direcionar o VAANT a um local seguro para aterrizar, por exemplo. Tais SPs são apresentados na Tabela 8.

SPs	Valores	Tempo (Seg)
Altura	10 m	0
Velocidade de guinada	0 m/s	0
Ângulo de rolagem	0°	0
Ângulo de arfagem	0°	0
Ângulo de rolagem	5°	50
Ângulo de arfagem	-5°	50

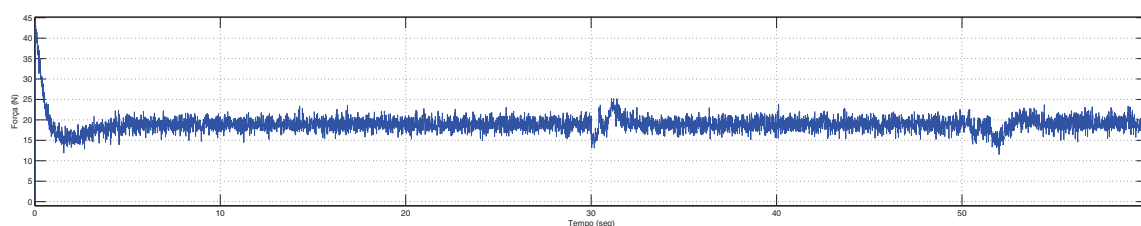
Tabela 8: SPs utilizados na simulação das Figuras 24, 25, 26 e 27.

Para os SPs apresentados na Tabela 8 com seus respectivos instantes de operação,

tem-se a Figura 24 representando a dinâmica do controle de altura do hexacóptero.



(a) Altura de voo do VAANT com SP de 10 metros.



(b) Ação de controle para SP de 10 metros.

Figura 24: Gráfico do controle de altura para os SPs da Tabela 8.

Pela Figura 24a, observa-se que houve pequena variação da altura do VAANT até que a falha seja detectada e corrigida pelos controladores PID após o instante 40 segundos.

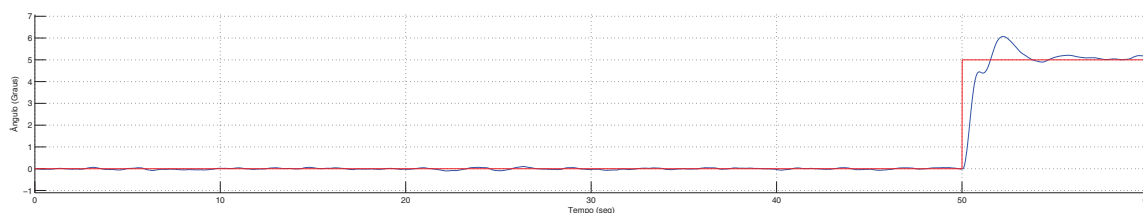
Na Figura 24b é apresentada a ação de controle durante a simulação, onde pode-se observar pequenas alterações no instante de 30 segundos (falha do sistema de propulsão 1) e 50 segundos devido aos SPs angulares solicitados.

No que se refere ao comportamento angular do hexacóptero durante a simulação, apresenta-se abaixo as Figuras 25a, 25b e 25c, representando as dinâmicas de rolagem, arfagem e guinada, respectivamente.

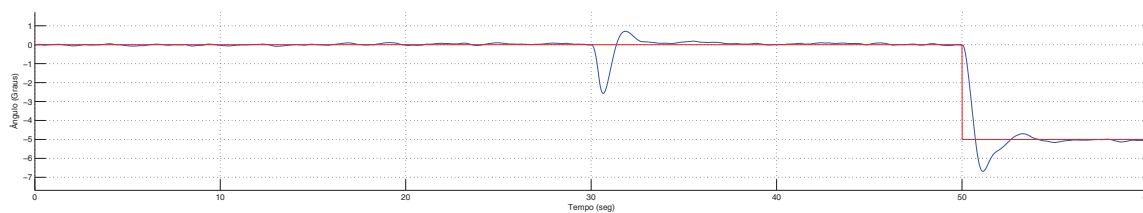
Pelos gráficos apresentados na Figura 25, pode-se observar que o controle angular de rolagem (Figura 25a) e arfagem (Figura 25b) foi bem sucedido após a detecção das falhas do sistema de propulsão 1 em 30 segundos.

No momento em que a falha é presenciada, nota-se pela Figura 25a que a aeronave inicia movimentos angulares negativos de arfagem não solicitados pelo controlador, fato este esperado como comentado previamente. No instante de 50 segundos, observa-se também nesta figura que a inserção de um SP angular de arfagem de -5 graus é bem desempenhado pelo hexacóptero.

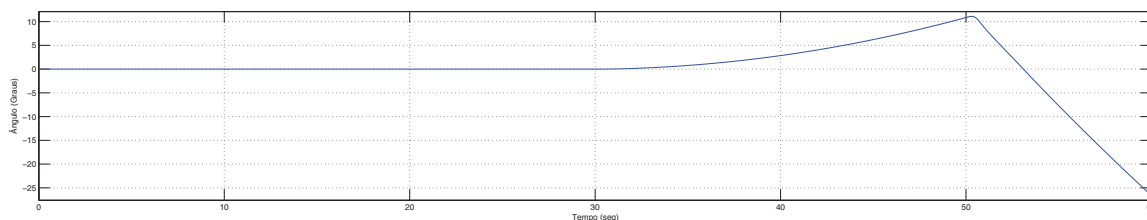
Na dinâmica de rolagem, representada pela Figura 25b, observa-se que não há



(a) Ângulo de rolagem.



(b) Ângulo de arfagem.



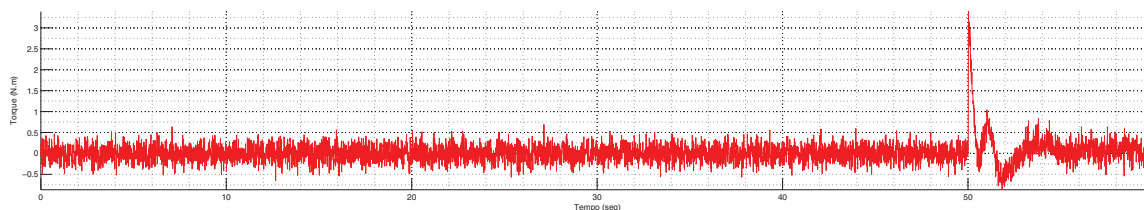
(c) Ângulo de guinada.

Figura 25: Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para as condições da Tabela 8.

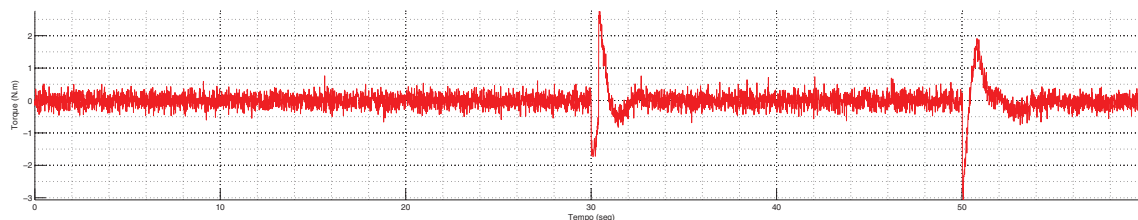
efeitos dos problemas presenciados no sistema de propulsão 1. A partir do instante de 50 segundos, nota-se também que o SP de 5 graus é alcançado com sucesso alguns segundos após.

Na Figura 25c, presencia-se movimentos de guinada do VAANT no sentido anti-horário a partir da inserção das falhas no sistema de propulsão 1, mas após o instante que os SPs de rolagem e arfagem são requeridos, o sentido de rotação passa a ser no sentido horário, pois o torque de guinada não pode ser controlado, sendo necessário para manter a controlabilidade de rolagem e arfagem.

Nas Figuras 26a e 26b podem ser observados os torque de rolagem e arfagem gerados pelos controladores para manter o hexacóptero nas condições comentadas acima.



(a) Torque de rolagem - (N.m).



(b) Torque de arfagem - (N.m).

Figura 26: Comparativo entre o torques aplicados no hexacóptero para SP de 5 graus de rolagem e -5 graus de arfagem no instante de 50 segundos.

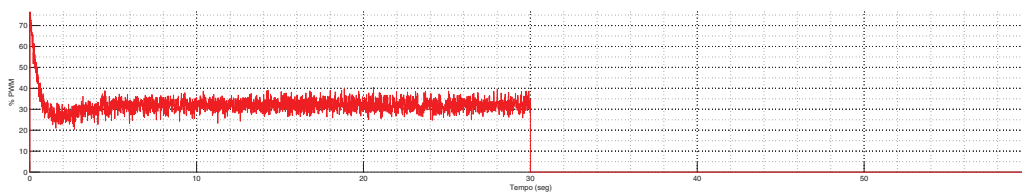
Para o gráfico de rolagem presente na Figura 26a, requisitos expressivos são registrados somente na rolagem positiva de 5 graus em 50 segundos, provando novamente que a dinâmica de rolagem não sofre efeitos de falhas nos sistemas propulsores localizados sobre o eixo de simetria do hexacóptero (sistema de propulsão 1 ou 2).

Como esperado, após a falha no sistema de propulsão 1 (em 30 segundos), torques de arfagem são requisitados pelo controlador PID a fim de estabilizar a aeronave, assim como no SP de arfagem negativa de 5 graus (Figura 26b).

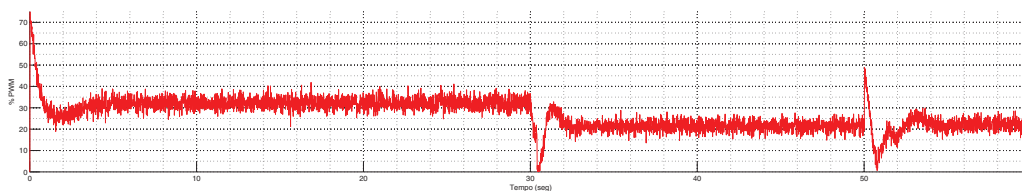
Na Figura 27 é disposto os comandos PWM dos 6 motores do hexacóptero.

Na Figura 27a pode-se observar o não funcionamento do motor 1 no instante 40 segundos, não apresentando comandos PWM após este momento.

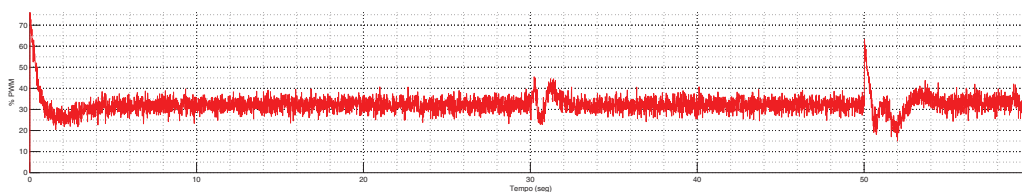
De acordo com as Figuras 27b a 27f, pode-se observar o sentido de movimento tomado pela aeronave nesta simulação. No momento em que os SPs de rolagem e arfagem são aplicados (50 segundos), os motores 2, 3 e 5 (Figuras 27b, 27c e 27e respectivamente) sofrem aumento de rotação e diminuição nos motores 4 e 6 (Figuras 27d e 27f), mais acentuado no motor 4 do que no 6, fazendo com que o hexacóptero se desloque para a direita e para frente.



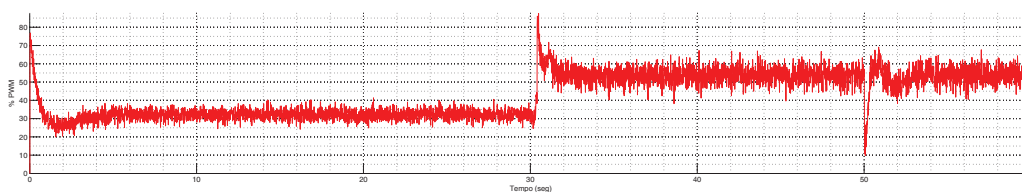
(a) Comandos PWM do motor 1.



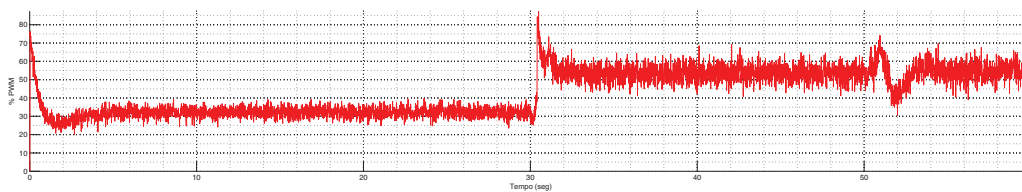
(b) Comandos PWM do motor 2.



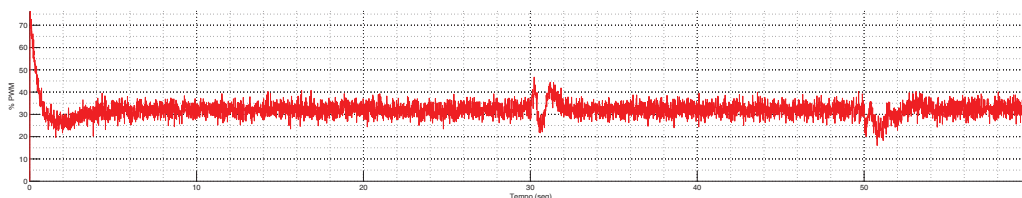
(c) Comandos PWM do motor 3.



(d) Comandos PWM do motor 4.



(e) Comandos PWM do motor 5.



(f) Comandos PWM do motor 6.

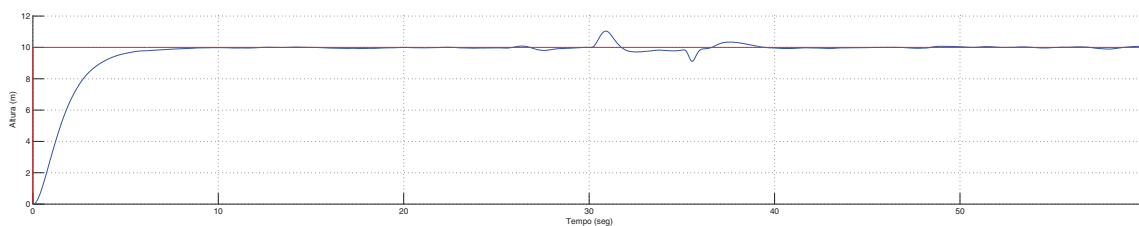
Figura 27: Gráfico dos comandos PWM para as condições da Figura 8.

5.2.3 SITUAÇÃO DE VOO 5

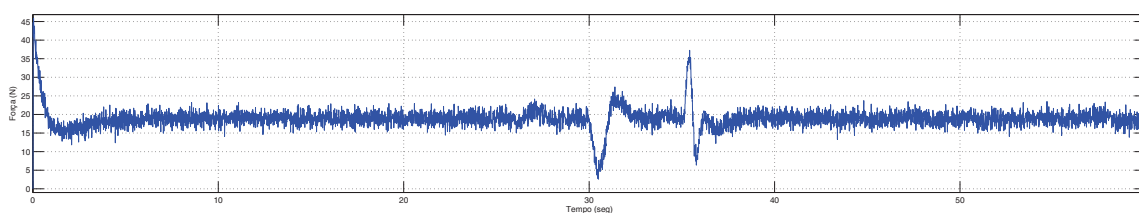
Entretanto, muitas das vezes as falhas ocorrem em momentos que o hexacóptero esteja realizando manobras de rolagem e/ou arfagem, eventos mais críticos para as tomadas de ações de controle.

Dessa forma, foi escolhido uma situação onde a ocorrência de falhas pudesse ser analisada com mais vigor. Para problemas no sistema de propulsão 1, movimentos com arfagem negativa são críticos e devem ser observados com atenção.

Supõe-se que aos 25 segundos de voo seja solicitado uma arfagem negativa de 5 graus ao hexacóptero. Durante a manobra, aos 30 segundos de voo o sistema de propulsão 1 passa a não funcionar, onde após 0.4 segundos após a falha é identificada. Aos 35 segundos o ângulo de arfagem é corrigido para zero novamente. Para mais detalhes, nas Figuras 28a e 28b são apresentados o comportamento da altura do VAANT e a ação de controle para gerada pelo controlador PID de altura.



(a) Altura de voo do VAANT com SP de 10 metros.

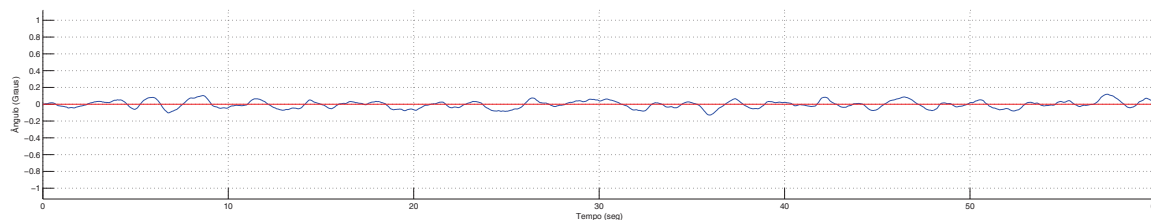


(b) Ação de controle para SP de 10 metros.

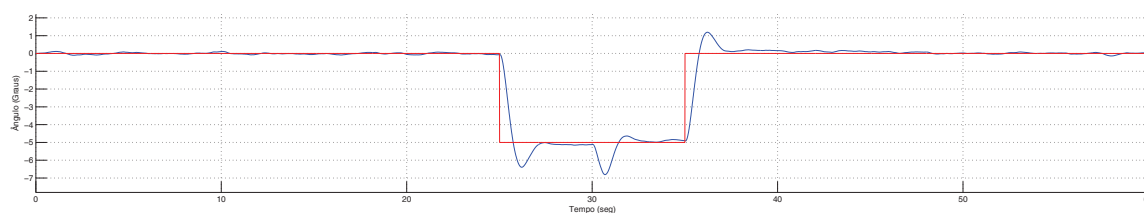
Figura 28: Gráfico do controle de altura para SP de -5 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 1.

Pode-se observar na Figura 28a que quando a manobra de arfagem negativa foi iniciada (em 25 segundos), a altura do VAANT não foi alterada, pois todos os motores se encontravam operantes e controlados normalmente. Quando a falha foi apresentada na estrutura do hexacóptero (em 30 segundos), a altura da aeronave sofreu alterações mas ainda assim o sistema foi controlado.

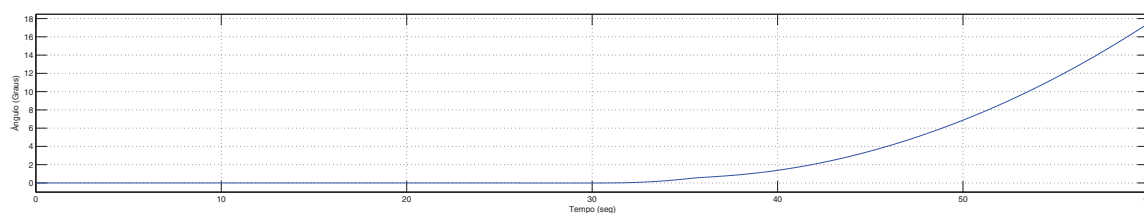
Abaixo na Figura 29 serão apresentados gráficos com o comportamento das três dinâmicas de ângulos para as situações simuladas.



(a) Ângulo de rolagem.



(b) Ângulo de arfagem.



(c) Ângulo de guinada.

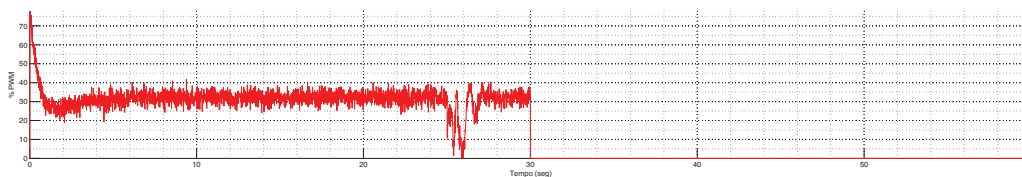
Figura 29: Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para SP de -5 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 1.

Pela Figura 29a, presencia-se pequenas oscilações na dinâmica de rolagem no decorrer da simulação, causados pela presença dos ruídos de processo considerados como existentes.

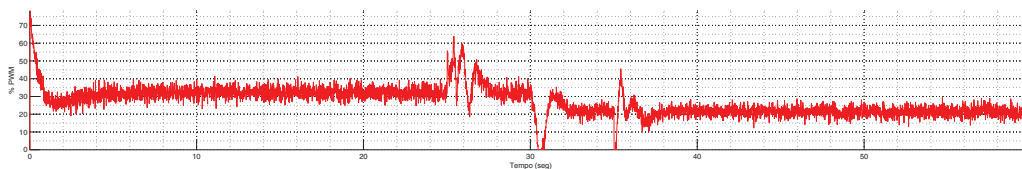
A Figura 29b mostra que após a falha ser presenciada (em 30 segundos), o VAANT sofreu movimentos de arfagem negativa devido a não operação do sistema de propulsão 1, sendo corrigidos posteriormente.

Na figura 29c é retratado os movimentos de guinada no sentido horário realizados pelo hexacóptero após a falha do sistema de propulsão 1. Estes movimentos são necessários pois asseguram a controlabilidade das dinâmicas de rolagem e arfagem.

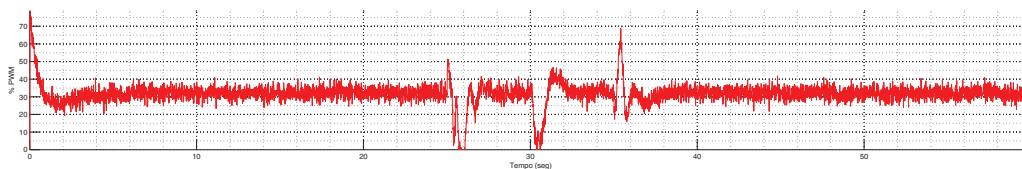
Para os comandos PWM desta simulação, tem-se as Figuras 30a a 30f representando-os:



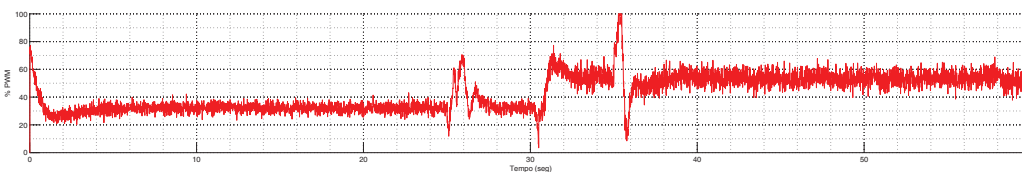
(a) Comandos PWM do motor 1.



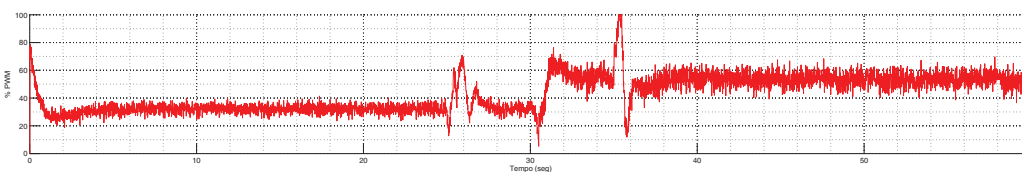
(b) Comandos PWM do motor 2.



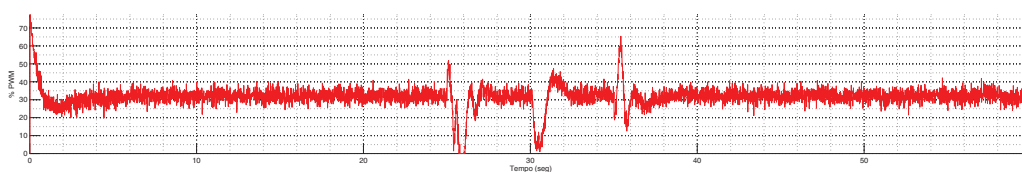
(c) Comandos PWM do motor 3.



(d) Comandos PWM do motor 4.



(e) Comandos PWM do motor 5.



(f) Comandos PWM do motor 6.

Figura 30: Gráfico dos comandos PWM para SP de -5 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 1.

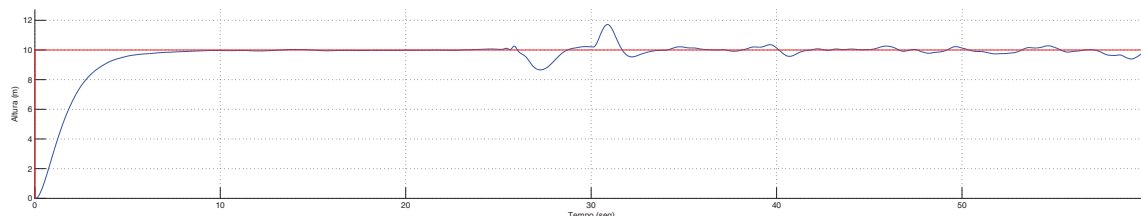
As Figuras 30d e 30e mostram novamente que os níveis de comandos PWM passam ser maiores que os outros após a detecção das falhas, pois devem compensar o não funcionamento do sistema de propulsão 1.

Quanto ao movimento de arfagem negativa, observa-se que os sistemas de propulsão localizados na parte da frente (Figuras 30a, 30d e 30e) recebem comandos PWM com tendências opostas dos recebidos pelos sistemas localizados na parte de trás (Figuras 30b, 30c e 30f) no momento em que as falhas são presenciadas.

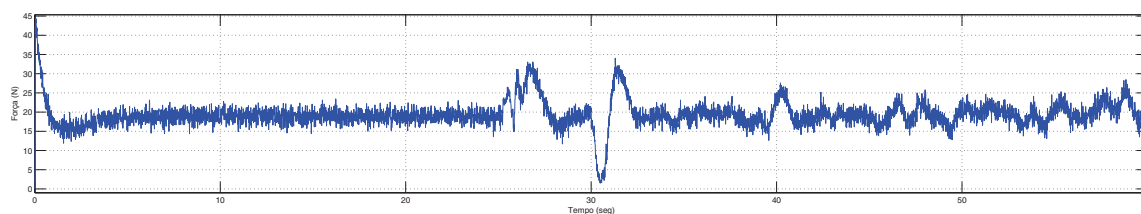
Dessa forma, no instante 35 segundos, por exemplo, a arfagem negativa deve ser corrigida a 0 graus, sendo necessário que os comandos PWM dos sistemas de propulsão 4 e 5 (Figuras 30d e 30e respectivamente) sejam maiores que os comandos PWM dos outros sistemas de propulsão (Figuras 30b, 30c e 30f).

5.2.4 SITUAÇÃO DE VOO 6

Caso o hexacóptero esteja realizando uma manobra um pouco diferente da situação anterior, com arfagem mais agressiva e permanente (-10 graus), extrapolando a variação angular considerada no projeto do controlador PID, o hexacóptero se comportaria de acordo com as Figuras 31a e 31b:



(a) Altura de voo do VAANT com SP de 10 metros.



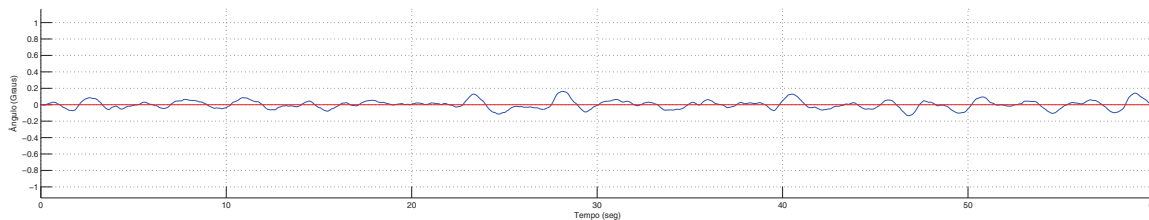
(b) Ação de controle para SP de 10 metros.

Figura 31: Gráfico do controle de altura para SP permanente de -10 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 1.

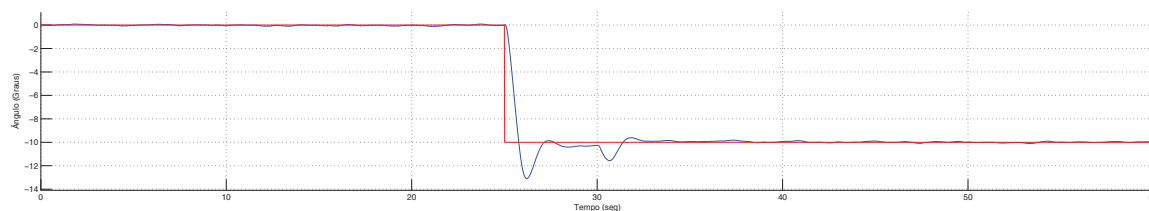
Para o comportamento de altura do VAANT apresentado na Figura 31a, nota-se uma variação na altura maior que nas situações anteriores (Figura 28a), requerendo

esforços mais robustos do controlador PID, observados na Figura 31b.

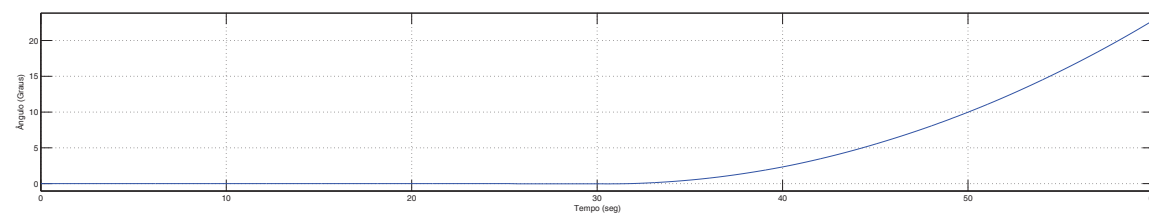
Os ângulos de rolagem, arfagem e guinada para esta situação de voo, são apresentados nas Figuras 32a, 32b e 32c, respectivamente.



(a) Ângulo de rolagem.



(b) Ângulo de arfagem.



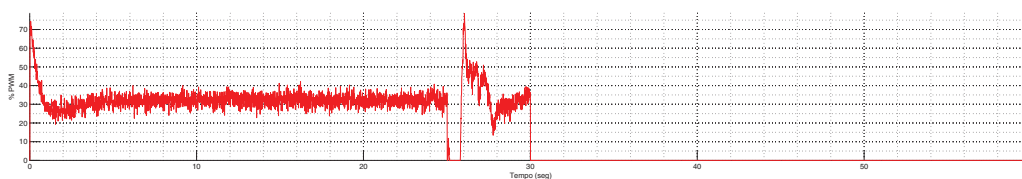
(c) Ângulo de guinada.

Figura 32: Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para SP permanente de -10 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 1.

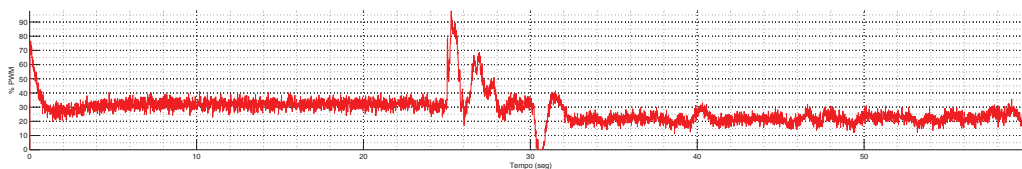
A Figura 32b mostra que mesmo realizando 10 graus de arfagem negativa, o SP de rolagem é mantido de acordo com o requisitado pelo controlador, não interferindo na dinâmica de rolagem 32a.

Observa-se também pela Figura 32b que no instante em que a falha no sistema de propulsão 1 é presenciada, o hexacóptero sofre aumento de arfagem negativa até que a falha seja detectada e corrigida pelos novos ganhos do controlador PID de arfagem.

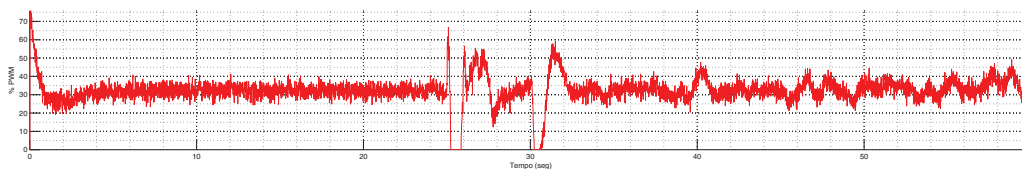
Nas Figuras 33a a 33f é são mostrados os comandos PWM dos 6 motores do sistema de propulsão durante a simulação.



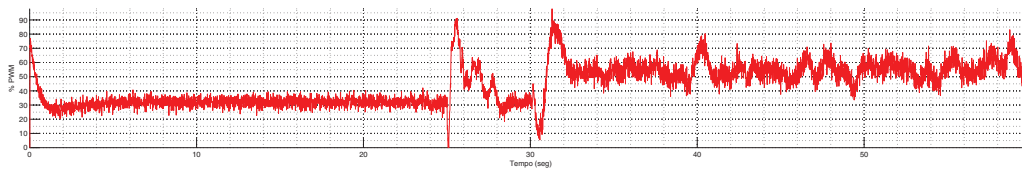
(a) Comandos PWM do motor 1.



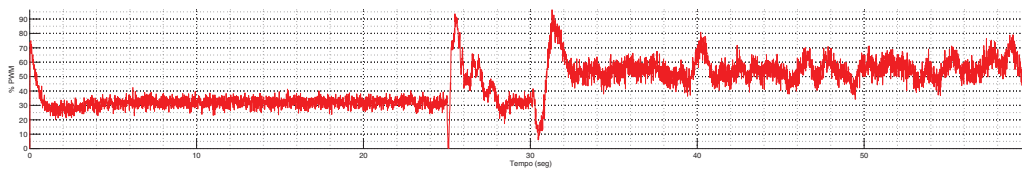
(b) Comandos PWM do motor 2.



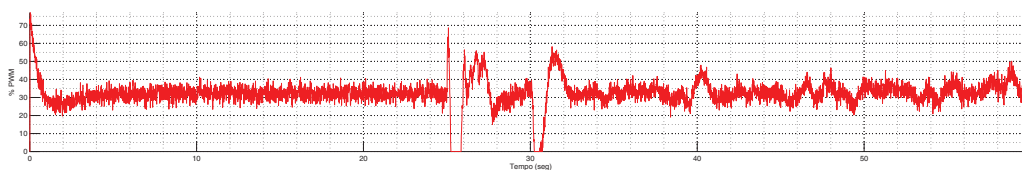
(c) Comandos PWM do motor 3.



(d) Comandos PWM do motor 4.



(e) Comandos PWM do motor 5.



(f) Comandos PWM do motor 6.

Figura 33: Gráfico dos comandos PWM para SP permanente de -10 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 1.

Nas Figuras 33a a 33f pode-se observar novamente que os motores com maiores níveis de comandos PWM (motores 4 e 5) são mais suscetíveis a presença de ruído do que os motores com menores níveis (motores 2, 3 e 6).

Outro aspecto interessante a se destacar são as variações dos níveis de comandos PWM presentes no sistema pós-falhas, geradas pelo fato do SP abordado não estar dentro da variação angular considerada nos projetos dos controladores PID de ângulos.

5.3 SIMULAÇÕES PARA FALHAS NO SISTEMA DE PROPULSÃO 6

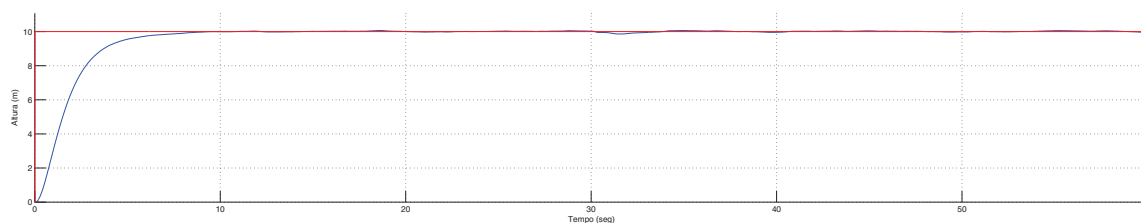
Para esta seção, os resultados simulados baseiam-se em falhas no sistema de propulsão 6 do hexacóptero de acordo com a representação da Figura 11.

Simulando falhas especificamente neste sistema de propulsão (podendo ser também no 3, 4 ou 5), pode-se observar a resposta da aeronave através de um atuador que não esteja localizado sobre um dos eixos de simetria (x ou y). Problemas nestes componentes gerariam efeitos nos controles de rolagem e arfagem ao mesmo tempo.

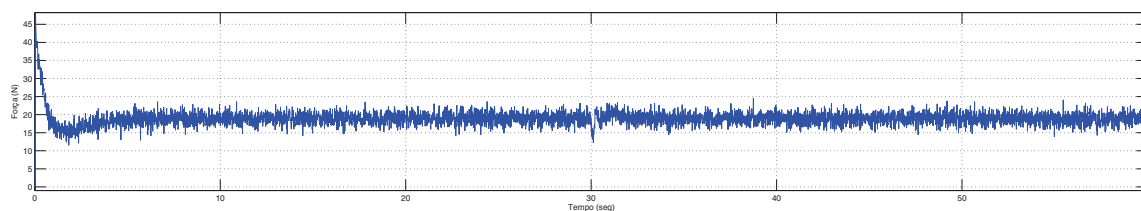
5.3.1 SITUAÇÃO DE VOO 7

Para iniciar as análises, criou-se uma situação onde o hexacóptero decole com condições normais de voo, ou seja, com os seis sistemas de propulsão operantes. Após 30 segundos, uma falha é presenciada no sistema de propulsão 6 onde 0.2 segundos de retardo para identificar este. Logo após, o VAANT passa a ser controlado pela nova matriz de relação de comandos PWM com seus respectivos ganhos de controladores PID.

Nas Figuras 34a e 34b são apresentados o controle de altura para um SP de 10 metros e a ação de controle do PID, respectivamente.



(a) Altura de voo do VAANT com SP de 10 metros.



(b) Ação de controle para SP de 10 metros.

Figura 34: Gráfico do controle de altura para SP de 10 metros após detecção de falha no falhas no sistema de propulsão 6 com tempo de identificação de 20 ciclos após 30 segundos de voo normal.

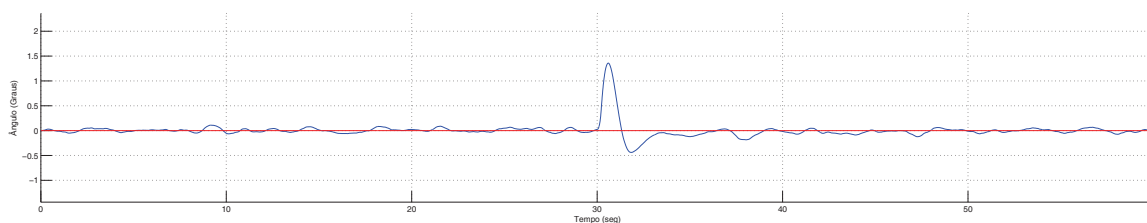
Nota-se na Figura 34a que não houve mudanças consideradas na altura do VAANT para as condições de voo sugeridas, mostrando ter havido um bom desempenho do controlador PID projetado.

Conseqüentemente, na Figura 34b pode-se observar que não houve grandes variações nas ações de controle de altura do hexacóptero, exceto nos primeiros instantes de simulação, o que nos leva a concluir que para as condições de falhas e voo sugeridas foram bem desempenhadas pelo sistema de controle.

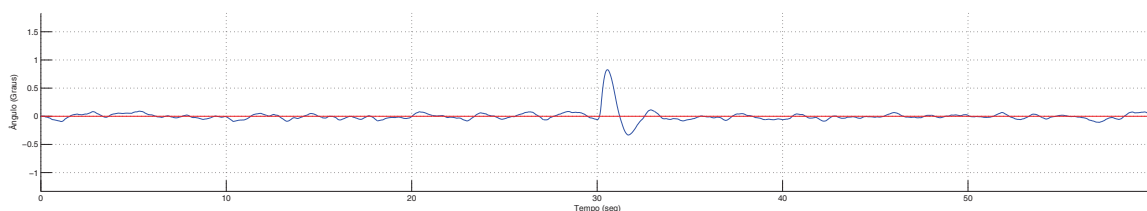
Para analisar o comportamento dos ângulos de rolagem, arfagem e guinada, apresentam-se as Figuras 35a, 35b e 35c.

Diferentemente do comportamento do hexacóptero com falhas no sistema de propulsão 1, observa-se pelas Figuras 35a e 35b que falhas no sistema de propulsão 6 geram efeitos nas dinâmicas de controle de rolagem e arfagem do VAANT ao mesmo tempo, como esperado.

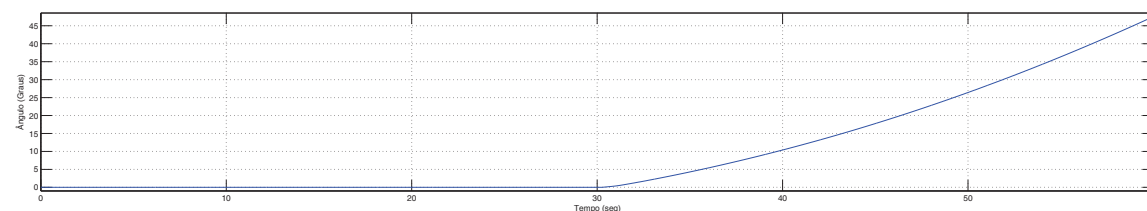
Isto se dá pois o sistema de propulsão 6 se encontra na parte traseira direita do *frame* (Figura 11), onde a não operação deste sistema gera instantaneamente ângulos positivos de rolagem (mostrado na Figura 35a) e arfagem (mostrado na Figura 35b). Após a detecção da falha, as correções são realizadas e os ângulos estabilizados de acordo com os SPs requeridos.



(a) Ângulo de rolagem.



(b) Ângulo de arfagem.



(c) Ângulo de guinada.

Figura 35: Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para as condições da Figura 34.

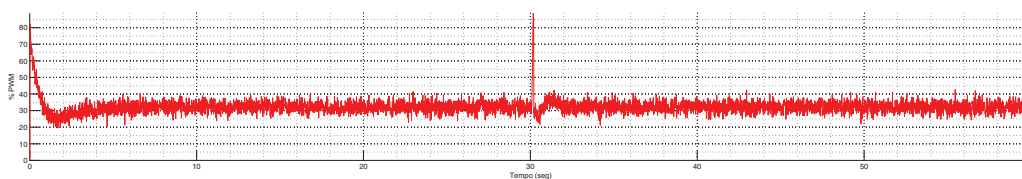
Dessa forma, para manter o hexacóptero com 0 graus de ângulo de rolagem e arfagem após a detecção de falhas, a aeronave inicia movimentos de guinada no sentido anti-horário, como pode ser observado na Figura 35c em 30 segundos.

Para as ações de controle tomadas acima, apresentam-se nas Figuras 36a a 36f os comandos PWM dos 6 motores gerados durante a simulação.

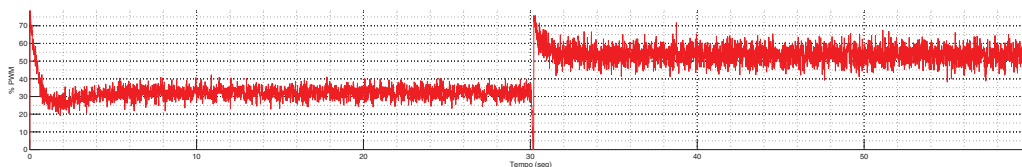
Na Figura 36f são mostrados os comandos PWM do sistema de propulsão 6, onde no instante 30 segundos sua falha é presenciada, não sendo operado no restante da simulação.

Após esta falha, os comandos PWM dos outros motores tomam aspectos compensatórios até que o problema seja identificado, o que de fato não é necessário por si só.

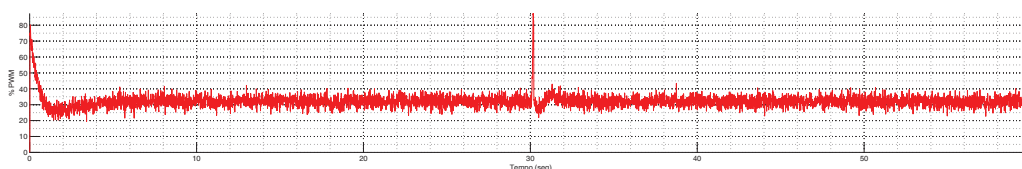
Durante estes 0.2 segundos que o sistema de controle supõe que o sistema de propulsão 6 esteja operando, os motores 2 (Figura 36b) e 4 (Figura 36d) recebem maiores níveis de comandos PWM, que são menores no motor 5 (Figura 36e), representando a



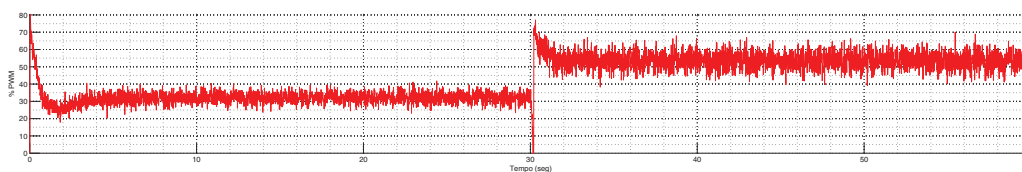
(a) Comandos PWM do motor 1.



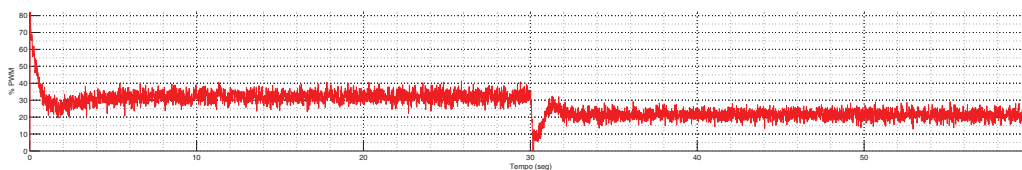
(b) Comandos PWM do motor 2.



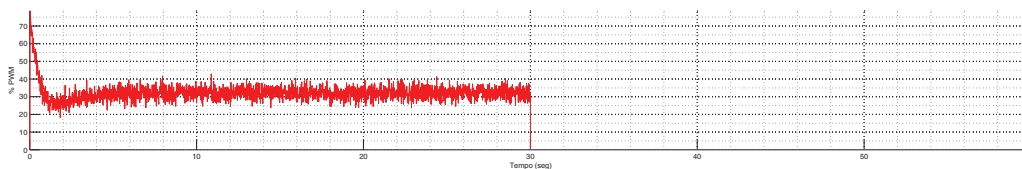
(c) Comandos PWM do motor 3.



(d) Comandos PWM do motor 4.



(e) Comandos PWM do motor 5.



(f) Comandos PWM do motor 6.

Figura 36: Gráfico dos comandos PWM para as condições da Figura 34.

tentativa do controlador PID de compensar a inclinação positiva na rolagem e arfagem.

Nota-se também nas Figuras 36b e 36d a presença mais agressiva de ruído do que nos motores 1, 3 e 5 (Figuras 36a, 36c e 36e respectivamente). Isto se dá devido ao fato destes dois sistemas de propulsão terem de suprir a falta do sistema com problemas.

5.3.2 SITUAÇÃO DE VOO 8

Outra análise pode ser realizada para uma situação de voo (considerando os mesmos 30 segundos de voo com os 6 sistemas de propulsão em operação e 0.2 segundos de retardo para identificar o problema) onde foram solicitados alguns SPs de ângulos para direcionar o hexacóptero a um local seguro para aterrizagem, por exemplo.

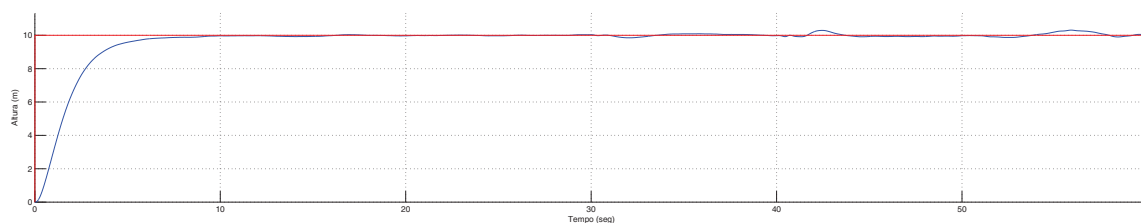
Tais SPs são apresentados na Tabela 9 com seus respectivos instantes de execução.

SPs	Valores	Tempo (Seg)
Altura	10 m	0
Velocidade de guinada	0 m/s	0
Ângulo de rolagem	0°	0
Ângulo de arfagem	0°	0
Ângulo de rolagem	5°	40
Ângulo de arfagem	-5°	40

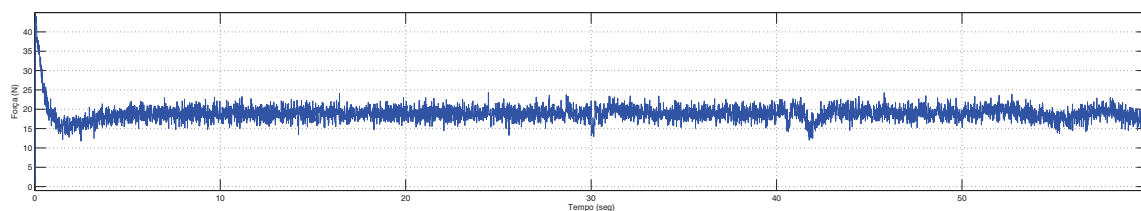
Tabela 9: SPs utilizados na simulação da Figura 37, 38, 39 e 40.

De acordo com a Tabela 9, pode-se notar que 2 SPs são solicitados no instante de 40 segundos, em um momento onde as falhas no sistema de propulsão 6 já foram presenciadas.

Nas Figuras 37a e 37b são apresentados o comportamento de altura do VAANT e a ação de controle gerada durante a simulação.



(a) Altura de voo do VAANT com SP de 10 metros.



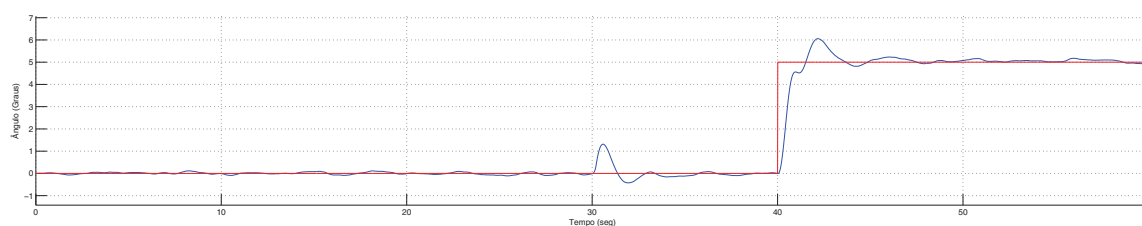
(b) Ação de controle para SP de 10 metros.

Figura 37: Gráfico do controle de altura para os SPs da Tabela 9.

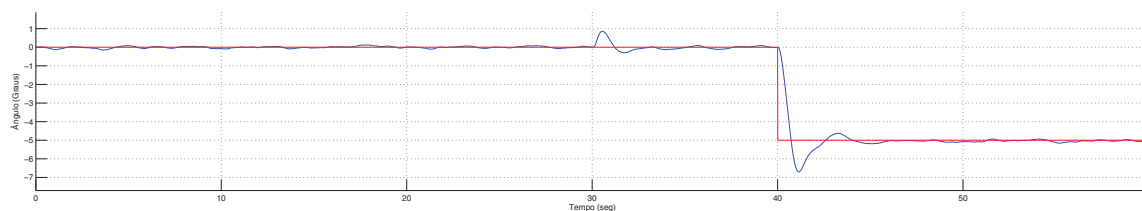
Pela Figura 37a pode-se observar que a altura do hexacóptero não sofreu grandes variações quando a falha do sistema de propulsão 6 foi presenciada em 30 segundos.

Entretanto, percebe-se que o VAANT sofre um pequeno aumento de altura no instante em que os SPs de rolagem e arfagem são aplicados (em 40 segundos), fazendo com que a ação de controle seja reduzida para evitar que esta posição seja aumentada ainda mais (representada na Figura 37b).

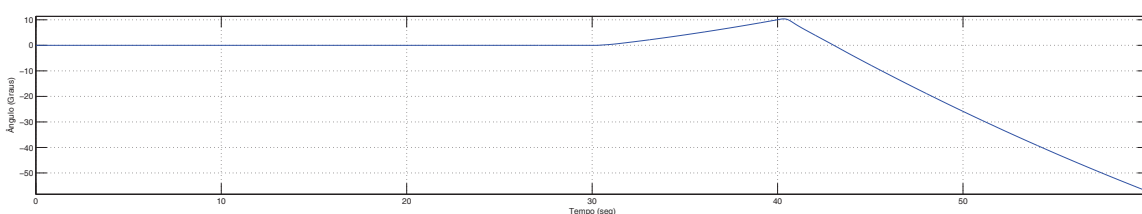
Para ilustrar o comportamento dos ângulos de rolagem, arfagem e guinada durante a simulação, apresenta-se as Figuras 38a, 38b e 38c.



(a) Ângulo de rolagem.



(b) Ângulo de arfagem.



(c) Ângulo de guinada.

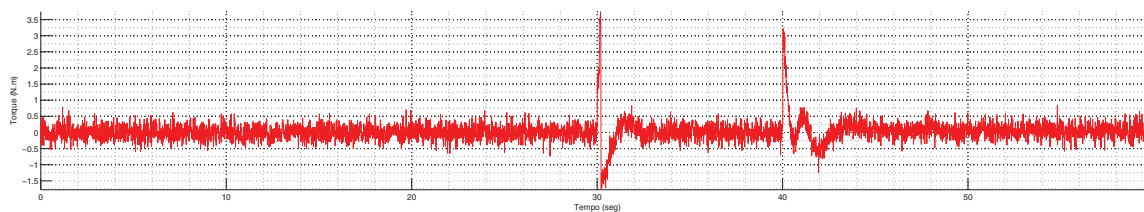
Figura 38: Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para as condições da Tabela 9.

Como mostrado anteriormente, falhas em sistemas de propulsão que não se localizam sobre eixos de simetria geram variações nas dinâmicas de rolagem e arfagem ao mesmo tempo, presenciadas também nestas condições de voo após o instante 30 segundos, mostradas nas Figuras 38a e 38b.

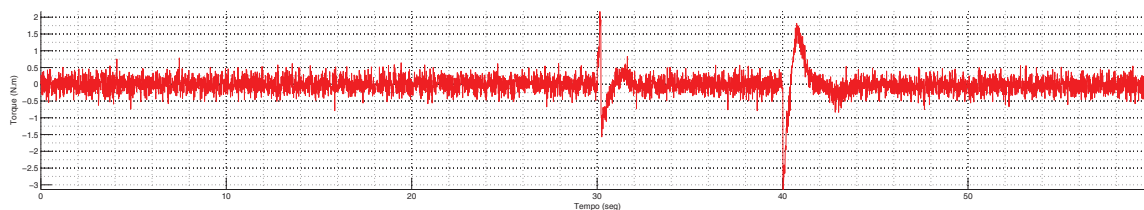
Por estas mesmas figuras, observa-se também que no instante 40 segundos, foi solicitada uma manobra com 5 graus de rolagem e -5 graus de arfagem ao mesmo tempo, que foi executada conforme requerido, fazendo com que o hexacóptero se desloque para frente e para direita.

Por consequência, a dinâmica de guinada sofre mudanças no sentido de rotação, onde pela Figura 38c nota-se que o sentido era anti-horário após a falha do sistema de propulsão 6 e passou a ser horário após a mudança dos SPs angulares.

Para ações de controle de rolagem e arfagem tomadas durante a simulação, apresentam-se as Figuras 39a e 39b.



(a) Torque de rolagem - (N.m).



(b) Torque de arfagem - (N.m).

Figura 39: Comparativo entre os torques aplicados no hexacóptero para as condições da Tabela 9 durante falhas no sistema de propulsão 6.

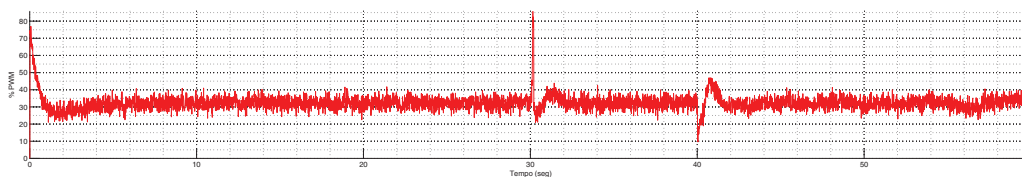
Nas Figuras 39a e 39b são mostrados como esperado, que após a falha no sistema de propulsão 6, torques de rolagem e arfagem são requisitados pelos controladores PID a fim de estabilizar a aeronave. Da mesma forma, ações de controle em forma de torque são presenciados no instante 40 segundos quando os SPs são solicitados.

Para estas ações representadas acima, tem-se as Figuras 40a a 40f representando as ações de comando PWM realizadas pelos motores do hexacóptero durante a simulação.

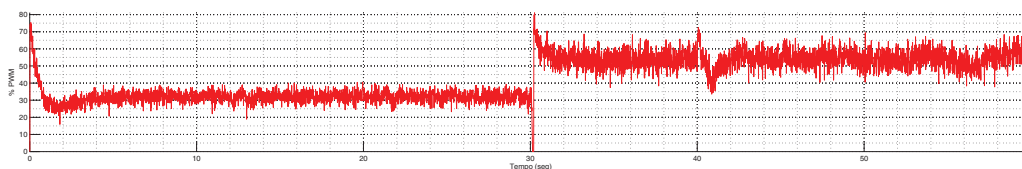
Para exemplificar a falha simulada, a Figura 40f representa o momento exato em que o sistema de propulsão 6 passa a não ser operado.

Assim como nas outras simulações, as Figuras 40b e 40d apresentam maiores níveis de ruído pois se movimentam mais rápido que os outros motores.

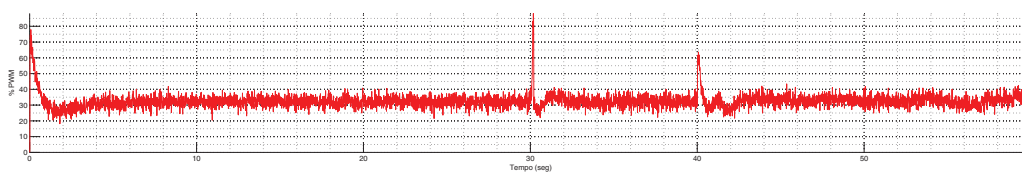
Quanto aos SPs de rolagem e arfagem solicitados em 40 segundos, observa-se por um determinado tempo que os níveis de comandos PWM dos motores 2, 3 e 5 (Figuras 40b, 40c e 40e respectivamente) sofrem aumento, onde os motores 1 e 4 (Figuras 40a e 40d respectivamente) sofrem diminuição. Esta combinação de comandos PWM dos motores faz com que o hexacóptero para a direita e para frente.



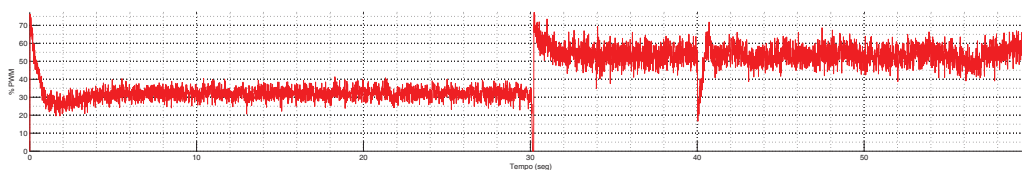
(a) Comandos PWM do motor 1.



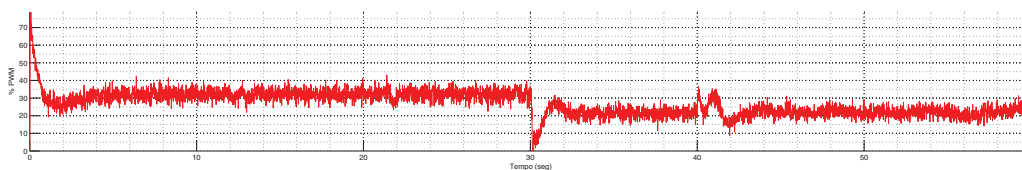
(b) Comandos PWM do motor 2.



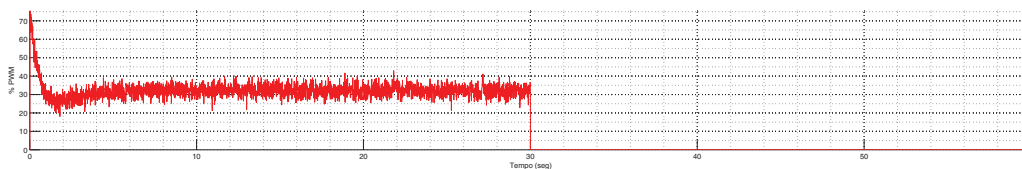
(c) Comandos PWM do motor 3.



(d) Comandos PWM do motor 4.



(e) Comandos PWM do motor 5.



(f) Comandos PWM do motor 6.

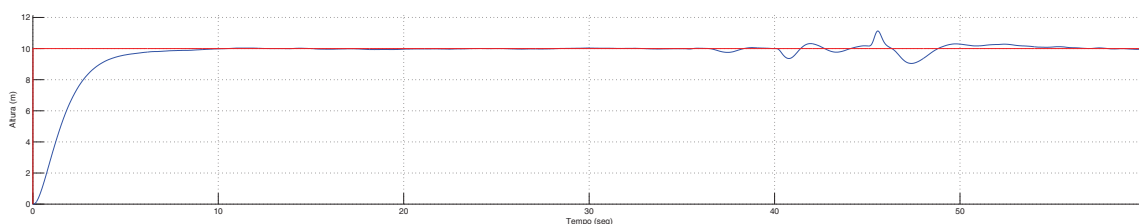
Figura 40: Gráfico dos comandos PWM para as condições da Tabela 9.

5.3.3 SITUAÇÃO DE VOO 9

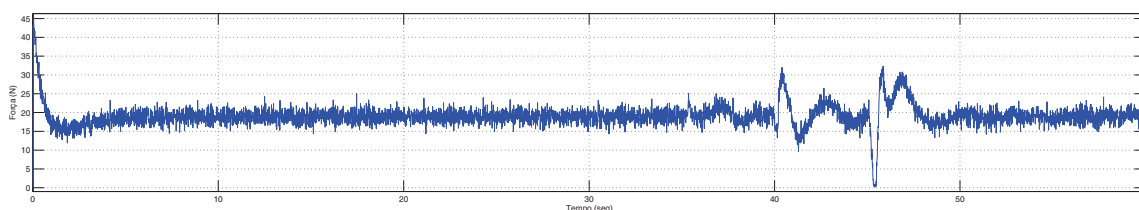
Da mesma forma como apresentado na seção anterior (falhas no sistema de propulsão 1), uma condição interessante de voo de ser analisada seria em momentos que o hexacóptero esteja realizando manobras de rolagem e/ou arfagem, eventos mais críticos para as tomadas de ações de controle.

Supõe-se que aos 35 segundos de voo seja solicitado uma arfagem negativa de 5 graus ao hexacóptero. Após esta manobra (aos 40 segundos de voo), o sistema de propulsão 6 passa a não funcionar onde após 0.2 segundos após a falha é identificada. Após 5 segundos da falha ser presenciada, muda-se o SP de arfagem para 0 graus novamente.

Assim, apresenta-se nas Figuras 41a e 41b o comportamento da altura do VAANT e as ações de controle para esta situação.



(a) Altura de voo do VAANT com SP de 10 metros.



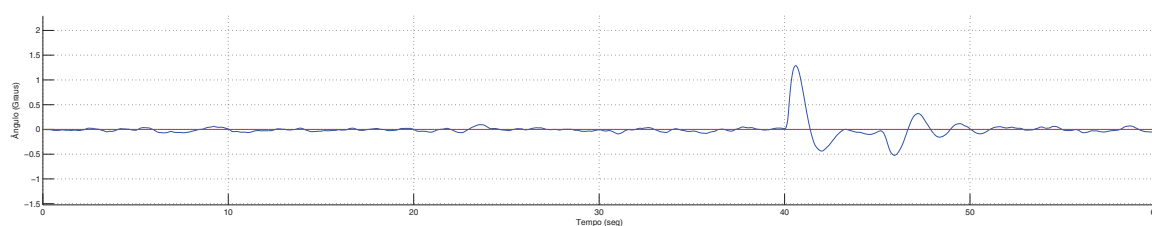
(b) Ação de controle para SP de 10 metros.

Figura 41: Gráfico do controle de altura para SP de -5 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 6.

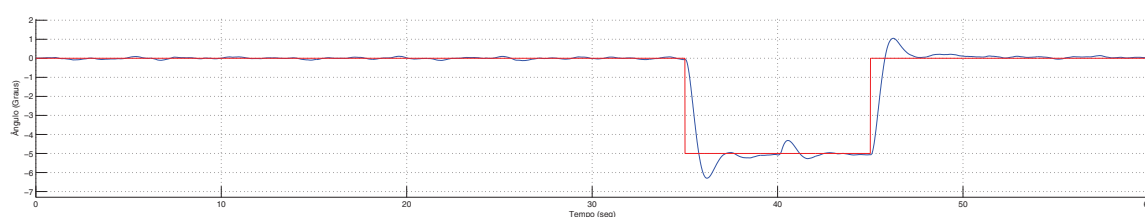
Pode-se observar pela Figura 41a que quando o SP de arfagem é realizado, a altura do VAANT não é alterada, pois todos os sistemas de propulsão se encontram operantes e controlados normalmente. Quando a falha é inserida (em 40 segundos), esta altura sofre alterações e no momento em que ela está quase se estabilizando, o SP de 0 graus de arfagem altera novamente a altura do VAANT (em 45 segundos), sendo corrigido logo após pelo controlador PID.

Na Figura 41b são observadas as ações tomadas pelo controlador de altura, ressaltando os instantes 40 e 45 segundos, momentos em que mudanças consideradas na força de propulsão foram tomadas para controlar a altura do hexacóptero. Destaca-se o fato de que em 35 segundos foram observadas pequenas mudanças, fato ocorrido devido ao hexacóptero possuir todos os sistemas de propulsão operantes.

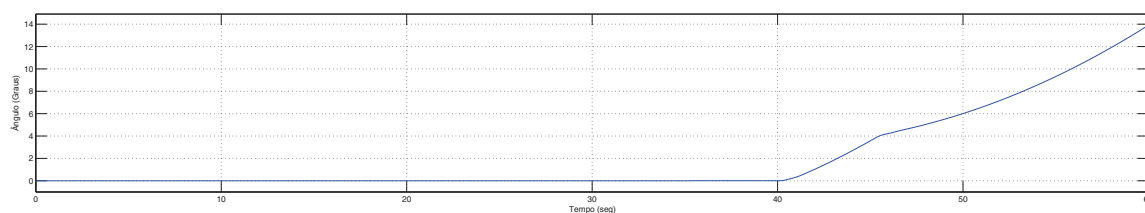
Para analisar o comportamento das três dinâmicas angulares, tem-se as Figuras 42a, 42b e 42c.



(a) Ângulo de rolagem.



(b) Ângulo de arfagem.



(c) Ângulo de guinada.

Figura 42: Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para SP de -5 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 6.

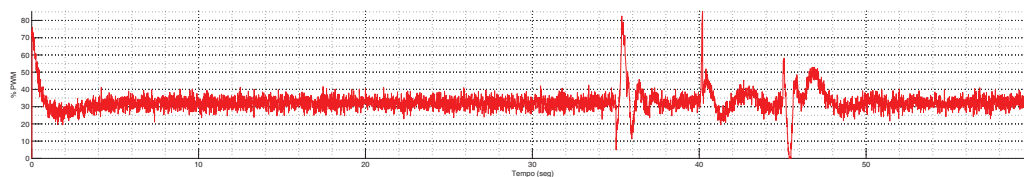
Mesmo ocorrendo falhas em um motor que influencie nas dinâmicas de rolagem e arfagem ao mesmo tempo (o sistema de propulsão 6 neste exemplo), observa-se pelas Figuras 42a e 42b que o sistema de controle conseguiu suprir esta deficiência após o problema ser identificado, mantendo a aeronave estável.

No momento em que a falha do sistema de propulsão 6 ocorre, observa-se na Figura 42b que a aeronave tende a diminuir a arfagem negativa que ela possuía, enquanto na

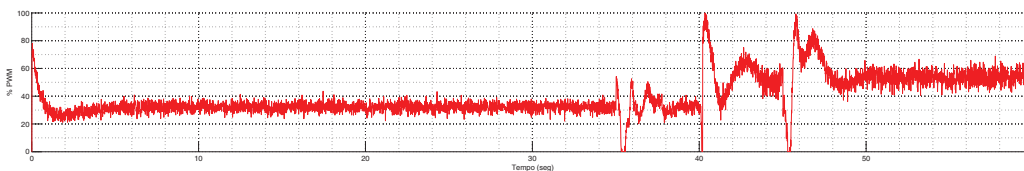
Figura 42a presencia-se ângulos positivos de rolagem. Isto era esperado pois o sistema de propulsão com falhas se localiza na parte traseira direita do *frame* do VAANT, gerando movimentos para cima e para direita.

Pela Figura 42c, observa-se novamente movimentos de guinada após a presença de falhas em atuadores da aeronave, onde manobras de rolagem e arfagem fazem com que movimentos de guinada sejam mais ou menos acentuados.

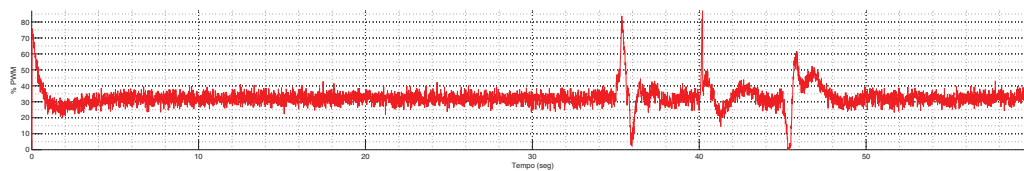
As Figuras 43a a 43f mostram os comandos PWM para a condição de voo descrita.



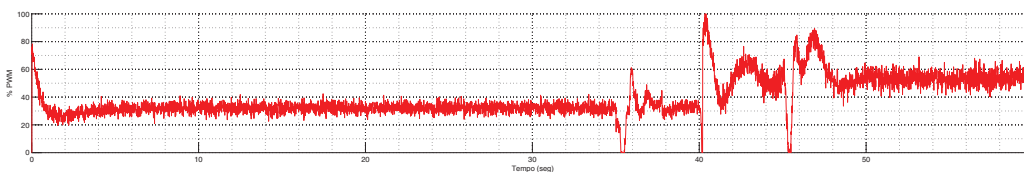
(a) Comandos PWM do motor 1.



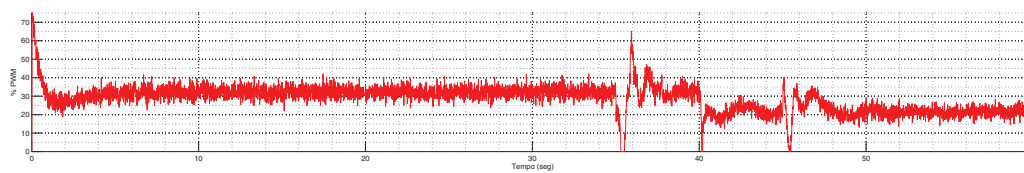
(b) Comandos PWM do motor 2.



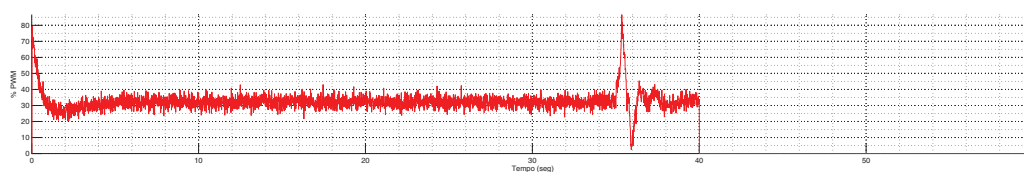
(c) Comandos PWM do motor 3.



(d) Comandos PWM do motor 4.



(e) Comandos PWM do motor 5.



(f) Comandos PWM do motor 6.

Figura 43: Gráfico dos comandos PWM para SP de -5 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 6.

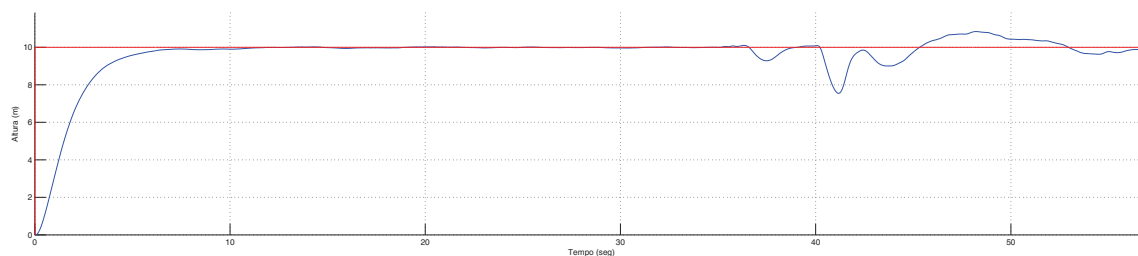
Para realizar a manobra com arfagem negativa no instante 35 segundos, percebe-se nas Figuras 43a, 43d e 43e uma diminuição momentânea nos níveis de comandos PWM dos motores, enquanto que nas Figuras 43b, 43c e 43f é mostrado um aumento nestes níveis. Isto é necessário pois os sistemas de propulsão localizados na parte da frente do *frame* devem ter menores níveis de comandos PWM dos que estão localizados na parte de trás em um período de tempo, fazendo com a aeronave se incline para frente.

Na Figura 43f pode-se observar que no instante 40 segundos, que o sistema de propulsão 6 tem problemas e não é operado no restante da simulação, causando efeitos nos comandos PWM dos outros motores (Figuras 43a a 43e).

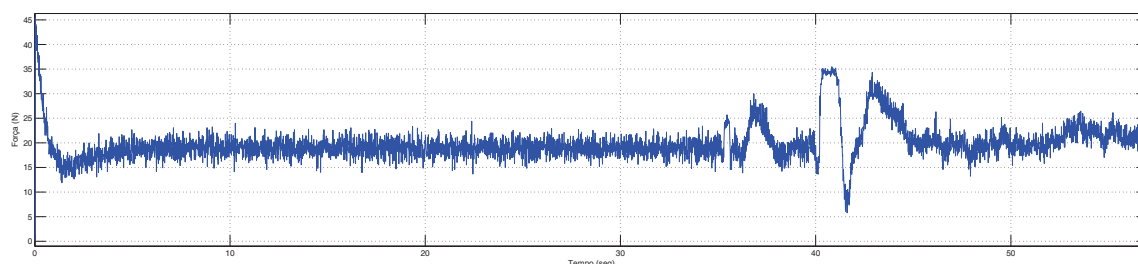
Para os motores que apresentaram maiores níveis de comandos PWM após a falha do sistema de propulsão 6 (Figuras 43b e 43d), nota-se novamente maiores influências de ruído, pois operam para suprir o déficit do sistema de propulsão 6.

5.3.4 SITUAÇÃO DE VOO 10

Simula-se agora um caso onde o hexacóptero esteja realizando uma manobra um pouco diferente da situação anterior, com arfagem mais agressiva (-10 graus) até o final da simulação, extrapolando a variação angular limite considerada no projeto dos controladores PID. Dessa forma apresenta-se as Figuras 44a e 44b para ilustrar o comportamento da altura do VAANT e da ação de controle gerada pelo controlador PID:



(a) Altura de voo do VAANT com SP de 10 metros.



(b) Ação de controle para SP de 10 metros.

Figura 44: Gráfico do controle de altura para SP permanente de -10 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 6.

Observa-se na Figura 44a que houve uma variação na altura maior que nas situações de falhas no sistema de propulsão 1 (representado pela Figura 31a), requerendo esforços mais robustos dos controladores PID.

Isto se dá devido ao fato de SP de arfagem negativa ser de maior magnitude, não estar dentro do limite de variação angular considerado e durar até o fim da simulação. Assim, algumas vezes é requerido força máxima de propulsão mas o hexacóptero se encontra inclinado não sendo possível elevar sua altura para correção do SP de 10 metros de altura.

Nota-se também na Figura 31b que após o instante 40 segundos, o sistema de controle sofre saturação da força de propulsão, que neste caso se reduz a aproximadamente 35 Newtons devido a perda do sistema de propulsão 6.

Para ilustrar as dinâmicas angulares, tem-se as Figuras 45a, 45b e 45c.

Da mesma forma, as Figuras 45a e 45b comprovam que os controladores PID de rolagem e arfagem mantiveram a aeronave em estado de equilíbrio após a detecção na falha do sistema de propulsão 6, em 40 segundos.

Destaca-se pela Figura 45b que mesmo após a detecção da falha que o hexacóptero

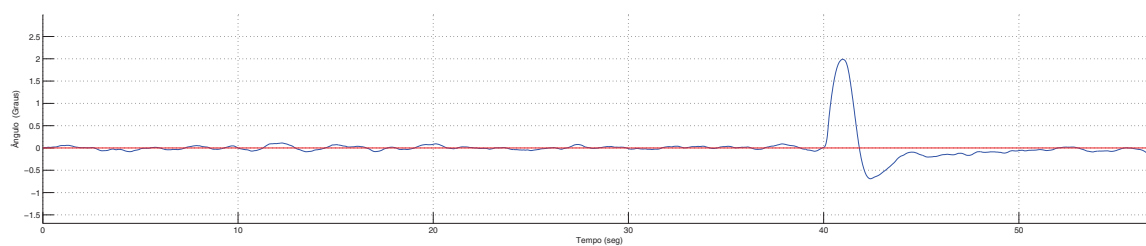
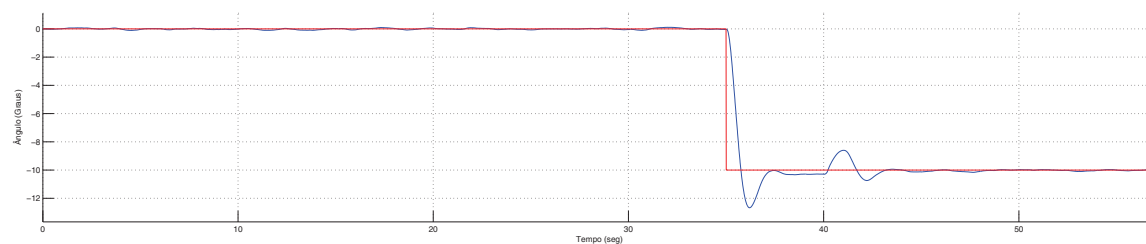
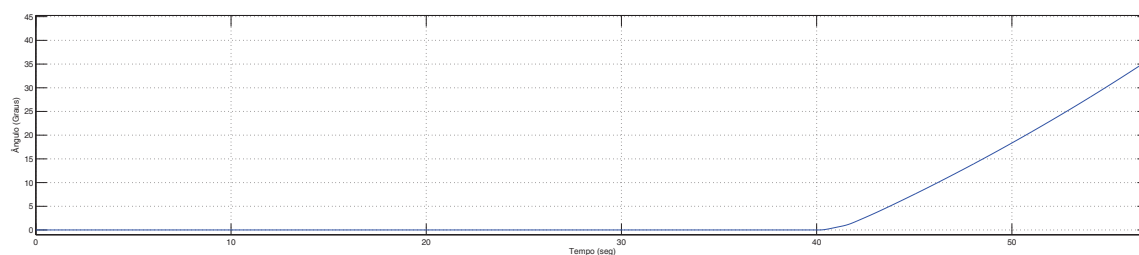
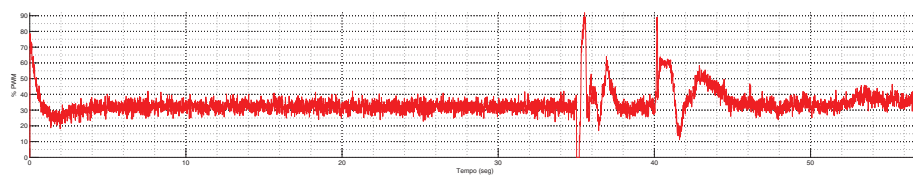
(a) $\hat{\text{Ângulo de rolagem}}$.(b) $\hat{\text{Ângulo de arfagem}}$.(c) $\hat{\text{Ângulo de guinada}}$.

Figura 45: Gráfico do controle de ângulos do hexacóptero para SP permanente de -10 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 6.

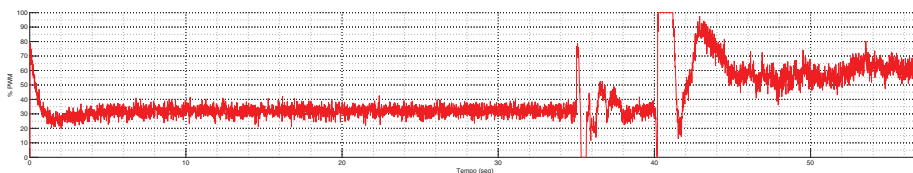
continua sua manobra de arfagem até o fim da simulação.

A Figura 45c retrata o fato de que a aeronave efetua movimentos no sentido anti-horário para garantir a estabilidade angular de rolagem, arfagem e da altura da aeronave.

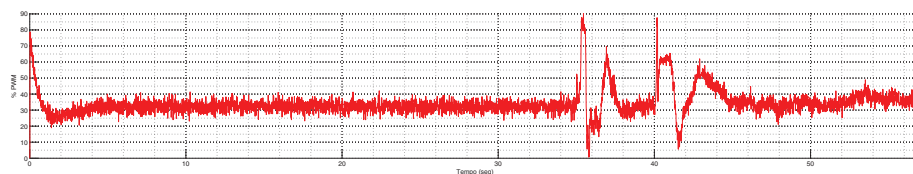
Para a condição de voo descrita para os resultados acima, tem-se as Figuras 46a a 46f mostrando os comandos PWM dos motores.



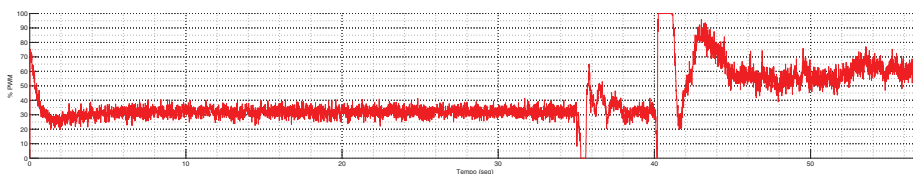
(a) Comandos PWM do motor 1.



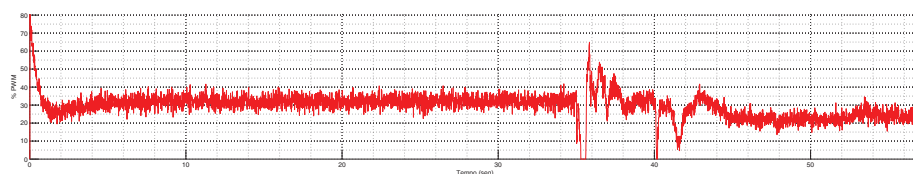
(b) Comandos PWM do motor 2.



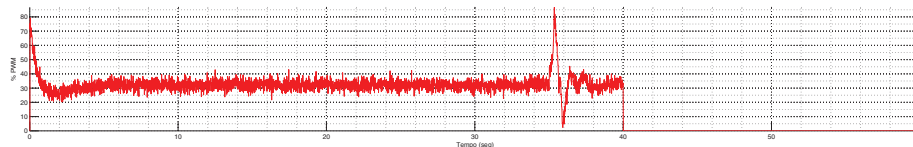
(c) Comandos PWM do motor 3.



(d) Comandos PWM do motor 4.



(e) Comandos PWM do motor 5.



(f) Comandos PWM do motor 6.

Figura 46: Gráfico dos comandos PWM para SP permanente de -10 graus de arfagem durante falha no sistema de propulsão 6.

Para representar a falha, pode-se observá-la pela Figura 46f que no instante 40 segundos o sistema de propulsão 6 passa a não executar comandos PWM até o fim da simulação.

Diferentemente das condições de voo supracitadas, esta situação requereu condições extremas de operação dos motores da aeronave. Isto pode ser observado nas Figuras 46b e 46d, onde os níveis de comandos PWM chegam a limite de operação 100 %, evento inevitável para manter a estabilidade da aeronave. Por possuírem maiores níveis de comando PWM, os efeitos do ruído são mais destacados nestes dois motores.

5.4 GRÁFICOS TRIDIMENSIONAIS PARA DETERMINAÇÃO DO TEMPO LIMITE DE IDENTIFICAÇÃO DE FALHAS

Nesta seção serão apresentados dois gráficos tridimensionais para análises do tempo limite que a técnica de identificação de falhas terá disponível para ser executada.

Para isto, os índices de desempenho IAE, ISE e ITSE foram utilizados para determinar o momento em que o sistema fosse considerado instável. Estes valores foram obtidos experimentalmente nas simulações, ou seja, quando as especificações de controle não eram atingidas, o sistema era considerado insatisfatório.

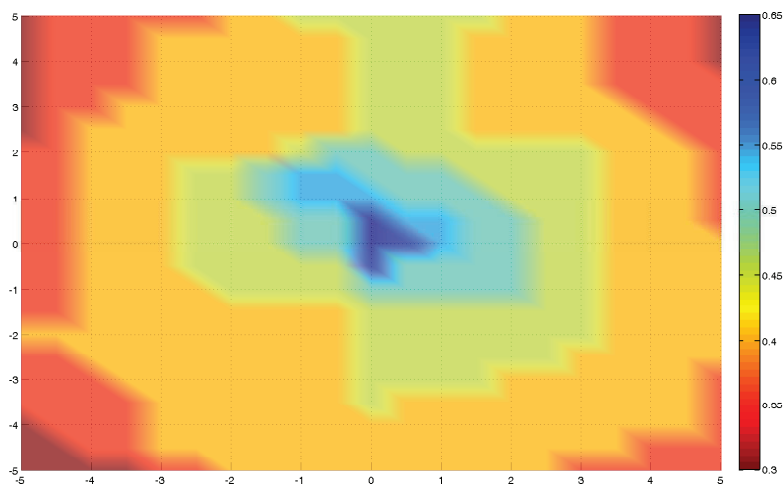
O primeiro gráfico retratará o comportamento do VAANT mediante falhas no sistema de propulsão 1. Para esta situação, será possível de se analisar a resposta dinâmica do hexacóptero quando algum sistema de propulsão situado sobre o eixo de simetria apresentar danos (sistema de propulsão 1 ou 2), interferindo somente na dinâmica de arfagem.

No segundo gráfico será possível observar o comportamento do veículo mediante falhas no sistema de propulsão 6. Analisando falhas neste sistema, pode-se notabilizar a resposta do hexacóptero quando sistemas de propulsão que não estejam sobre eixos de simetria falharem (motores 3, 4, 5 ou 6), interferindo simultaneamente nas dinâmicas de rolagem e arfagem.

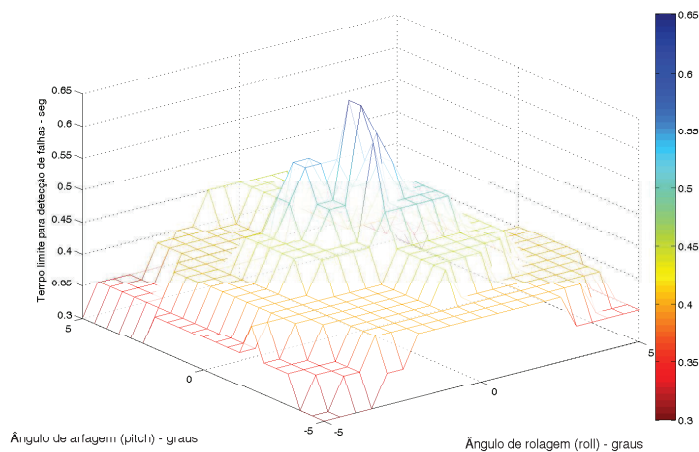
Em ambas situações, foram adotados os mesmos SPs nos mesmos instantes de tempo considerando as mesmas características apresentadas no início deste capítulo, para que se possa comparar os dois gráficos e obter um tempo limite para que uma técnica de identificação de falhas possa detectar e identificar onde o problema se encontra.

É importante destacar que as ações tomadas após a identificação das falhas mudariam completamente estes gráficos. Para estas simulações foram tomadas ações seguras, garantindo a estabilidade do VAANT.

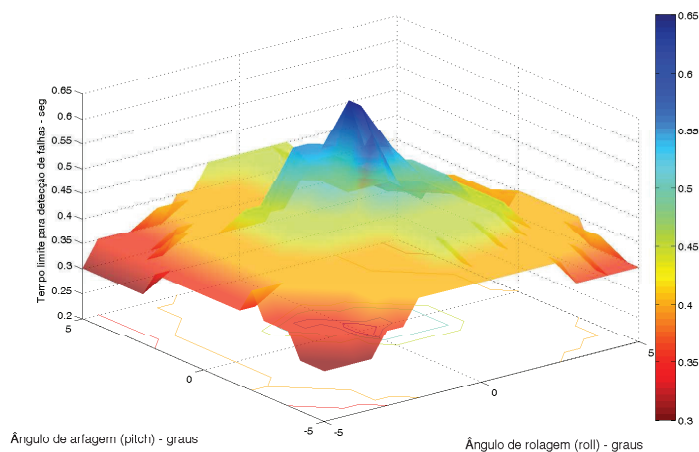
Para falhas no sistema de propulsão 1, apresenta-se as Figuras 47a, 47b e 47c.



(a) Gráfico de superfície 2D com escala de cores dos tempos limites de identificação versus ângulos de rolagem e arfagem.



(b) Gráfico de contorno 3D com escala de cores dos tempos limites de identificação versus ângulos de rolagem e arfagem.



(c) Gráfico de superfície 3D com escala de cores dos tempos limites de identificação versus ângulos de rolagem e arfagem.

Figura 47: Gráficos tridimensionais para falhas no sistema de propulsão 1.

Pelos gráficos apresentados pelas Figuras 47a, 47b e 47c, nota-se, como esperado, que o maior tempo limite de identificação de falhas se dá quando a aeronave se encontra estabilizada com 0 graus de ângulo de rolagem e arfagem, alcançando tempo máximo de 0,65 segundos.

A medida que os ângulos de rolagem e arfagem vão se alterando, o tempo limite que uma técnica de detecção e identificação de falhas tem para localizar o problema se torna cada vez menor, de forma quase gradual.

Dessa forma, para falhas semelhantes as ocorridas no sistema de propulsão 1, o tempo limite disponível para detectar e identificar falhas mantendo o hexacóptero estável se dá até 0,30 segundos com variação angular máxima entre -5 a 5 graus.

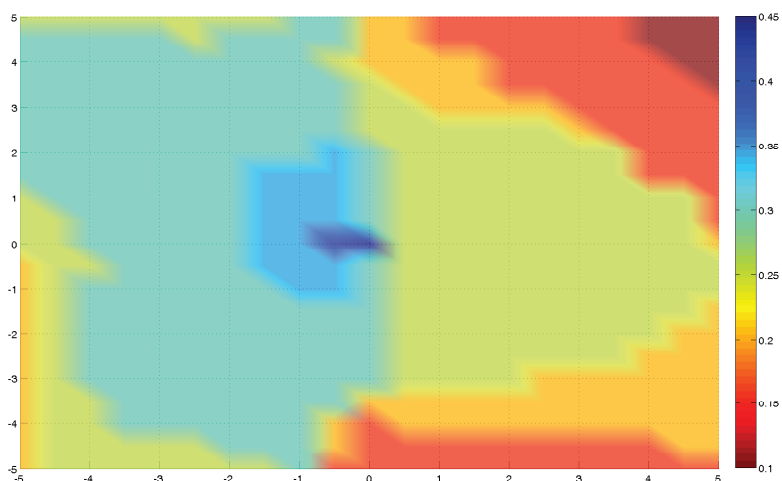
Para falhas no sistema de propulsão 6, apresenta-se as Figuras 48a, 48b e 48c.

Bem diferente dos resultados encontrados nos gráficos de falhas no sistema de propulsão 1, as Figuras 48a, 48b e 48c retratam que o tempo máximo para detectar e identificar falhas no hexacóptero é de aproximadamente 0,45 segundos, mantendo a aeronave controlável.

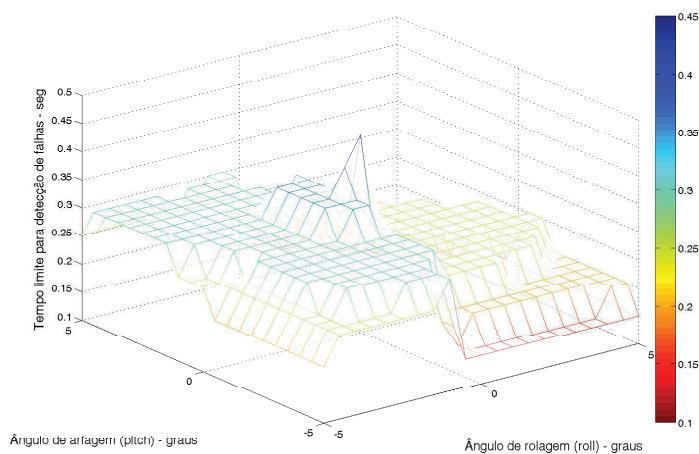
Entretanto, a medida que o VAANT realiza manobras com ângulos de rolagem e arfagem positivos, o tempo limite disponível para detecção e identificação de falhas se torna cada vez menor, ou seja, o sistema se torna cada vez mais crítico se falhas forem presenciadas no sistema de propulsão 6.

Isto também era esperado pois estes movimentos tendem a dispor o VAANT apoiado no motor onde a falha é observada, logo, quanto mais tardio for a percepção da falha, sua estabilidade se torna cada vez mais arriscada.

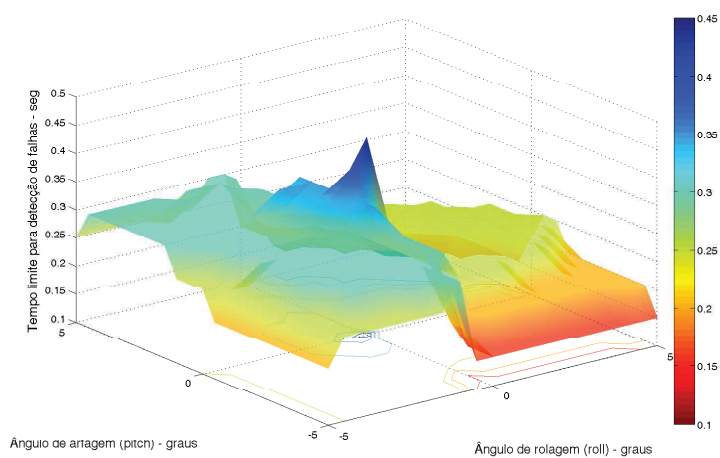
Para falhas semelhantes as ocorridas no sistema de propulsão 6 (sistema de propulsão 3, 4 e 5), o tempo limite máximo para detectar e identificar falhas no hexacóptero (mantendo-o estável) se dá até 0,10 segundos com variação angular máxima entre -5 a 5 graus.



(a) Gráfico de superfície 2D com escala de cores dos tempos limites de identificação versus ângulos de rolagem e arfagem.



(b) Gráfico de contorno 3D com escala de cores dos tempos limites de identificação versus ângulos de rolagem e arfagem.



(c) Gráfico de superfície 3D com escala de cores dos tempos limites de identificação versus ângulos de rolagem e arfagem.

Figura 48: Gráficos tridimensionais para falhas no sistema de propulsão 6.

6 CONCLUSÕES

Esta dissertação foi dividida em quatro etapas: modelagem do sistema, simulação de falhas em motores, projeto e efetivação da técnica de controle para a nova maneira de obtenção dos comandos PWM dos motores, obtenção de um tempo limite para identificação de falhas. O sucesso na implementação de todas as etapas propostas foi primordial. Por exemplo, sem a correta criação da matriz de relação de comando PWM do VAANT, o controle não seria bem sucedido. Contudo, as quatro etapas se mostraram bem sucedidas e algumas conclusões podem ser feitas a respeito de cada uma delas.

Pode-se dizer que as equações de movimento angular do hexacóptero foram apropriadas, mesmo quando simplificadas para o projeto dos controladores de angulares e de altura.

Os controladores PID de altura, rolagem e arfagem foram validados nas simulações, assegurando estabilidade de voo até que situações extremas de SPs foram requeridas.

Através destas simulações, foi possível estabelecer alguns tempos limites que as técnicas de identificação de falhas tivessem disponíveis para não gerar instabilidade de acordo com as situações de falhas apresentadas.

De acordo com as falhas apresentadas neste trabalho (falhas nos motores 1 e 6), problemas nos outros motores apresentariam respostas com características análogas às apresentadas.

Assim, falhas nos motores 1 ou 2 poderiam ser controladas desde quando as técnicas de identificação de falhas não demandariam tempo superior a 0,3 segundos. Para problemas nos outros motores (3, 4, 5 ou 6), este tempo se reduziria para 0,1 segundos.

Dessa forma, deve-se desenvolver uma técnica de identificação de falhas que não ultrapassasse 0,1 segundos com controle angular variação angular de rolagem e arfagem de -5 a 5° . Contudo, o sistema de controle manterá o hexacóptero estável independentemente de qual sistema de propulsão apresentar falhas.

Leva-se a concluir também que falhas em motores que não se posicionam sobre eixos de simetria possuem maior tendência de levar o sistema a instabilidade quando falhas são presenciadas em momentos em que a dinâmica de rolagem utiliza tal motor como apoio.

Quanto as manobras realizadas no sistema pós-falhas, evita-se movimentos agressivos nas dinâmicas angulares, pois podem aumentar consideravelmente as velocidades no eixo de guinada, o que dificultaria as ações a serem tomadas pelo piloto via rádio controle em solo.

Após a apresentação e discussão dos gráficos tridimensionais na Seção 5.4, conclui-se também que movimentos de rolagem são mais críticos que movimentos de arfagem quando são executados no momento em que a falha é presenciada e identificada. Isto se dá devido ao fato daquele semi-plano da aeronave possuir somente 1 sistema de propulsão caso o outro falhe, enquanto na dinâmica de arfagem, restam 2 sistemas de propulsão caso 1 falhe.

É importante destacar que os valores utilizados na simulações deste trabalho foram os mesmos utilizados no hexacóptero desenvolvido no Grupo de Robótica Inteligente (GRIn) da UFJF, buscando aproximar ao máximo das condições reais de voo.

6.1 LIMITAÇÕES

De acordo com os resultados apresentados, a técnica de controle tolerante a faltas adotada neste trabalho realizou satisfatoriamente o controle de estabilidade angular das dinâmicas de rolagem e arfagem, não sendo possível controlar a dinâmica de guinada, devido ao evento de perda de funcionamento de um motor, alterando a nova matriz de relação de comandos PWM. Logo, após a falha, o VAANT realiza giros em torno do eixo z .

Outro aspecto observado durante as simulações foi o aspecto de como os SPs de ângulos de rolagem e arfagem são aplicados no sistema. Devido ao evento crítico da perda de um sistema de propulsão, é de fundamental importância que seja evitado requisitos de SPs com grandes discontinuidades, procurando ao máximo atenuá-las, como por exemplo inserir SPs com aspecto de rampa e não em forma de degrau.

Caso a técnica de detecção e identificação de falhas localize falhas em 2 sistemas de propulsão ao mesmo tempo, o sistema de controle tolerante a falhas deste trabalho não será bem sucedido, ocasionando a instabilidade da aeronave.

6.2 TRABALHOS FUTUROS

Este trabalho abre um grande número de possibilidades para o desenvolvimento de projetos futuros. Como próxima etapa, os controladores desenvolvidos para a nova matriz de relação de comandos PMW devem ser testados em prática no hexacóptero, que já se encontra realizando voos em condições normais.

Pode-se realizar também o controle de posição do eixo x e y , responsáveis pela movimentação do VAANT em missões autônomas, juntamente com o controle de altura aqui apresentado.

Como mencionado anteriormente na Seção 6.1, se dois sistemas de propulsão falharem, o hexacóptero se torna instável, não sendo possível mantê-lo em voo. Isto leva a pesquisa de controle tolerante a faltas totais a aprimorar a metodologia abordada para suportar tais eventos.

Outra linha de pesquisa interessante e necessária é desenvolver uma técnica de identificação de falhas de motores com base no tempo limite encontrado neste trabalho. Isto faria com que o hexacóptero se tornasse mais robusto às circunstâncias extremas de execução de missões autônomas em ambientes hostis, como próximos à linhas de transmissão e sobre áreas alagadas de usinas.

REFERÊNCIAS

- ALVES, A. S. C. *Estudo e aplicação de técnicas de controle embarcadas para estabilização de voo de quadricópteros*. Tese (Doutorado) — UFJF, 2012.
- APM. Julho 2014. Disponível em: <<http://ardupilot.com/>>.
- ARULMOZHIYAL, R.; KANDIBAN, R. Design of fuzzy pid controller for brushless dc motor. In: IEEE. *International Conference on Computer Communication and Informatics (ICCCI)*. Coimbatore, Índia, 2012. p. 1–7. ISBN 978-1-4577-1580-8.
- ÅSTRÖM, K.; HÄGGLUND, T. *Advanced PID Control*. ISA-The Instrumentation, Systems and Automation Society. Research Triangle Park, EUA, 2006.
- BARANEK, R.; SOLC, F. Attitude control of multicopter. Faculdade de Engenharia Elétrica, Universidade do Oeste de Bohemia, Pilsen, 2012.
- BEARD, R. W. Quadrotor dynamics and control. *Brigham Young University*, 2008.
- BEARD, R. W.; MCLAIN, T. W. *Small unmanned aircraft: Theory and practice*. Princeton, EUA: Princeton University Press, 2012. ISBN 978-0-691-14921-9.
- BOSKOVIC, J. D.; MEHRA, R. K. Stable multiple model adaptive flight control for accommodation of a large class of control effector failures. In: *American Control Conference, 1999. Proceedings of the 1999*. [S.l.: s.n.], 1999. v. 3, p. 1920–1924 vol.3. ISSN 0743-1619.
- BOUABDALLAH, S.; SIEGWART, R. Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor. In: IEEE. *ICRA '05, International Conference on Robotics and Automation*. Barcelona, Espanha, 2005. p. 2247–2252.
- BRADSKI, G.; KAEHLER, A. *Learning OpenCV: Computer vision with the OpenCV library*. Sebastopol, EUA: O'reilly, 2008. ISBN 978-0-596-51613-0.
- CARMO, M. J. *Ambiente Educacional Multifuncional Integrado para Sintonia e Avaliação do Desempenho de Malhas Industriais de Controle*. Dissertação (Mestrado) — Universidade Federal de Juiz de Fora - UFJF, 2006.
- CHONG, E. K. P.; ZAK, S. H. *An introduction to optimization*. Inglaterra: John Wiley & Sons, 2014. ISBN 978-1118279014.
- CLARK, R. N. Integral of the error squared as a performance index for automatic control systems. *Transactions of the American Institute of Electrical Engineers*, v. 79, p. 467–471, Janeiro 1961.
- COOK, M. V. *Flight Dynamics Principles*. New York, EUA: Butterworth-Heinemann, 1997. ISBN 978-0340632000.

- COSTA, E. B. *Algoritmos de Controle Aplicados à Estabilização do Vôo de um Quadrador*. Dissertação (Mestrado) — UFJF, 2012.
- COZA, C.; MACNAB, C. J. B. A new robust adaptive-fuzzy control method applied to quadrotor helicopter stabilization. In: IEEE. *NAFIPS, Annual meeting of the North American Fuzzy Information Processing Society*. Montreal, Canadá, 2006. p. 454–458.
- D'AVILA, C. E. P. et al. Estudo de um motor cc brushless aplicado no acionamento de carro elétrico de pequeno porte. In: *Revista Liberato*. Novo Hamburgo, Brasil: [s.n.], 2011. v. 12, n. 18, p. 159–168.
- DIKMEN, I.; ARISOY, A.; TEMELTAS, H. Attitude control of a quadrotor. In: IEEE. *RAST'09, 4th International Conference on Recent Advances in Space Technologies*. Istanbul, Turquia, 2009. p. 722–727.
- EMADI, A. *Energy-Efficient Electric Motors, Revised and Expanded*. Third edition. New York, EUA: CRC Press, 2004. ISBN 978-0824757359.
- FLETCHER, R. *Practical methods of optimization*. Inglaterra: John Wiley & Sons, 2000. ISBN 978-0-471-49463-8.
- FLYBRUSHLESS. Julho 2013. Disponível em: <<http://www.flybrushless.com/motor/view/199>>.
- FURTADO, V. H. et al. Aspectos de segurança na integração de veículos aéreos não tripulados (vant) no espaço aéreo brasileiro. *VII Simpósio de Transporte Aéreo, Rio de Janeiro*, p. 506–517, 2008.
- GOPRO. Julho 2013. Disponível em: <<http://pt.gopro.com/>>.
- GUANGXUN, D.; QUAN, Q.; KAI-YUAN, C. Additive-state-decomposition-based dynamic inversion stabilized control of a hexacopter subject to unknown propeller damages. In: *Control Conference (CCC), 2013 32nd Chinese*. [S.l.: s.n.], 2013. p. 6231–6236.
- HENG, L. et al. Autonomous obstacle avoidance and maneuvering on a vision-guided mav using on-board processing. In: IEEE. *ICRA'11, International conference on Robotics and Automation*. Shanghai, China, 2011. p. 2472–2477.
- JAGATHEESAN, K.; ANAND, B. Dynamic performance of multi-area hydro thermal power systems with integral controller considering various performance indices methods. *INCOSET - International Conference on Emerging Trends in Science, Engineering and Technology*, p. 474–484, Dezembro 2012.
- KIM, P. *Kalman Filter for Beginners: With MATLAB Examples*. EUA: [s.n.], 2011. ISBN 978-1463648350.
- KRÜGER, T. et al. Fault-tolerant nonlinear adaptive flight control using sliding mode online learning. *Neural Networks*, Elsevier, v. 32, p. 267–274, 2012.
- LEE, K. U. et al. Modeling and altitude control of quad-rotor uav. *11th International Conference on Control, Automation and Systems*, Outubro 2011.

- MAKI, M.; JIANG, J.; HAGINO, K. A stability guaranteed active fault-tolerant control system against actuator failures. In: *Decision and Control, 2001. Proceedings of the 40th IEEE Conference on*. [S.l.: s.n.], 2001. v. 2, p. 1893–1898 vol.2.
- MELO, A. S.; SALLES, E. O. T.; ALMEIDA, A. R. d. Implementação de uma aeronave miniatura semi-autônoma com quatro propulsores como plataforma de desenvolvimento. In: *XVIII Congresso Brasileiro de Automática*. Bonito, Brasil: [s.n.], 2010. p. 1805–1810.
- MENDONÇA, L. V. Termografia por infravermelhos: Inspeção de betão. *Revista Engenharia e Vida, Lisboa*, v. 1, n. 16, p. 53–57, 2005.
- MESKIN, N.; KHORASANI, K.; RABBATH, C. A. A hybrid fault detection and isolation strategy for a network of unmanned vehicles in presence of large environmental disturbances. *Transactions on Control Systems Technology*, IEEE, v. 18, n. 6, p. 1422–1429, 2010.
- MICHEL, H. C. C. *Implementação de uma ferramenta para auxílio à sintonia de controladores PID*. Dissertação (Mestrado) — UFMG, 2010.
- MUELLER, M.; D'ANDREA, R. Critical subsystem failure mitigation in an indoor uav testbed. In: *Intelligent Robots and Systems (IROS), 2012 IEEE/RSJ International Conference on*. [S.l.: s.n.], 2012. p. 780–785. ISSN 2153-0858.
- NAPOLITANO, M. R. *Aircraft dynamics: from modeling to simulation*. Hoboken, EUA: John Wiley & Sons, 2012. ISBN 978-0-470-62667-2.
- NASCIMENTO, W. D. P. d. Projeto de estabilidade aerodinâmica e de controle de um mini-vant para imageamento giroestabilizado utilizando técnicas analítico-numéricas e experimentais no âmbito da chamada pública mct/finep-ctaero-vant-01/2009. 2013.
- NISE, N. *Engenharia de sistemas de controle*. Brasil: LTC, 2011. ISBN 9788521621355.
- OGATA, K. K. *Ogata, Engenharia de Controle Moderno, Terceira Edição*. São Paulo, Brasil: Prentice Hall, 1998.
- RASHID, M. I.; AKHTAR, S. Adaptive control of a quadrotor with unknown model parameters. *IBCAST - 9th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology*, p. 8–14, Janeiro 2012.
- REN, X. et al. Robust fault-tolerant method in the ducted fan uav attitude control. *IET*, 2012.
- RESNICK, R.; HALLIDAY, D.; WALKER, J. *Fundamentals of physics*. New York, EUA: John Wiley & Sons, 1988. ISBN 978-0-7380-3709-7.
- ROSKAM, J. *Airplane flight dynamics and automatic flight controls: Part i*, darcorporation. 2001.
- SADEGHZADEH, I. et al. Active fault tolerant control of a quadrotor uav based on gainscheduled pid control. In: *IEEE. 25th Canadian Conference on Electrical & Computer Engineering (CCECE)*. Montreal, Canadá, 2012. p. 1–4.

SHAHEMABADI, A. R.; MOHD.NOOR, S. B.; TAIP, F. S. Analytical formulation of the integral square error for linear stable feedback control system. *ICCSCE - International Conference on Control System, Computing and Engineering*, p. 157–161, Dezembro 2013.

SOUSA, J. D. A. *Simulação e Desenvolvimento de um Veículo Aéreo Autônomo de Quatro Rotores*. Dissertação (Mestrado) — Universidade do Porto, 2011.

SPINKA, O.; HOLUB, O.; HANZÁLEK, Z. Low-cost reconfigurable control system for small uavs. *Industrial Electronics, IEEE Transactions on*, v. 58, n. 3, p. 880–889, March 2011. ISSN 0278-0046.

SPONG, M. W.; HUTCHINSON, S.; VIDYASAGAR, M. *Robot modeling and control*. New York, EUA: John Wiley & Sons, 2006.

STEVENS, B. L.; LEWIS, F. L. *Aircraft control and simulation*. Wiley-Interscience, 2003.

YE, D.; YANG, G. hong. Adaptive fault-tolerant tracking control against actuator faults with application to flight control. *Control Systems Technology, IEEE Transactions on*, v. 14, n. 6, p. 1088–1096, Nov 2006. ISSN 1063-6536.

YU, B. et al. Fault-tolerant control with linear quadratic and model predictive control techniques against actuator faults in a quadrotor uav. In: IEEE. *32nd Chinese Control Conference (CCC)*. Xi'an, China, 2013. p. 661–666.

APÊNDICE A - PROJETO DO HEXACÓPTERO

Neste capítulo será abordado as características físicas dos equipamentos embarcados no hexacóptero desenvolvido, assim como todos os detalhes técnicos da montagem do mesmo, para que posteriormente seja utilizado como plataforma de testes da controle tolerante a faltas desenvolvido no Capítulo 3.

Na Figura 49 é apresentado o projeto do VAANT desenvolvido no *software* SolidWorks.



Figura 49: Hexacóptero desenvolvido no *software* SolidWorks.

A.1 MOTOR BRUSHLESS

Um motor Corrente Contínua (CC) sem escovas (*brushless*) é uma máquina síncrona girante com ímãs permanentes no rotor e com a posição do rotor conhecida, o que possibilita a comutação eletrônica (EMADI, 2004).

Uma das vantagens do motor CC *brushless* sobre os motores de corrente contínua convencionais é a ausência de um comutador eletromecânico e de escovas. Quando comparados com os motores CC com escovas, os motores CC *brushless* têm maior

eficiência, menor ruído e menor relação entre suas dimensões e a potência que podem desenvolver. (D'AVILA et al., 2011).

A ausência das escovas elimina também comutações mecânicas entre um enrolamento e a fonte de tensão, o que diminui a interferência eletromagnética produzida pelo motor, excluindo também efeitos de centelhamento, aumentando um pouco mais a durabilidade do sistema de alimentação elétrica da aeronave.

Vale destacar também que é de suma importância tentar reduzir ao máximo os níveis de ruídos gerados pelos elementos da aeronave, tendo em vista na possibilidade de interferência no circuito eletrônico do hexacóptero.

Nesta aeronave, seis motores (COBRA modelo A2217/20 960 KV) são responsáveis por gerar a sustentação e direcionamento do hexacóptero. Estes motores são trifásicos, onde seu acionamento não se difere dos motores trifásicos convencionais. Suas velocidades são medidas em *KV*, ou seja, mil RPM por *volt*. Vale destacar que os motores são do tipo *outrunner*, onde o corpo principal do motor gira junto com o eixo instalados na parte externa do aeromodelo, favorecendo a troca de calor, logo, seu resfriamento. Abaixo na Figura 50 é apresentado este motor.



Figura 50: Motor COBRA modelo A2217/20 960 KV

A Tabela 10 mostra as respectivas características técnicas do motor escolhido.

Características	Dados do A2217/20
Tensão de Alimentação	7,4 a 11,1 V
Número de Células (Alimentação)	2 - 4 LiPo
Corrente máxima	20 A
Corrente em vazio	0,9 A
Massa	74 g
Potência máxima	220 W
Velocidade KV - RPM/V	960 KV
Tipo de rotor	<i>outrunner</i>

Tabela 10: Características técnicas do motor *brushless* utilizado

A.2 BATERIA

Em aeromodelismo, é de fundamental importância a utilização de uma bateria capaz de suprir as necessidades da aeronave da melhor forma possível, onde aborda-se um compromisso entre peso, capacidade de carga e corrente imediata (COSTA, 2012).

Para aplicações nesta área, as baterias mais utilizadas são as *Lithium-Polymer* (LiPo), devido ao fato de apresentarem maior capacidade relacionada ao seu peso (ALVES, 2012).

A tensão de saída da bateria depende do número de células que elas possuem, duas células geram 7,2 V; três células geram 11,1 V. A partir da Figura 51, é possível de se analisar a eficiência do motor utilizado no hexacóptero, onde foi alimentado por dois níveis de tensão diferentes (7,2 e 11,1 V) quando comparados com o consumo de corrente.

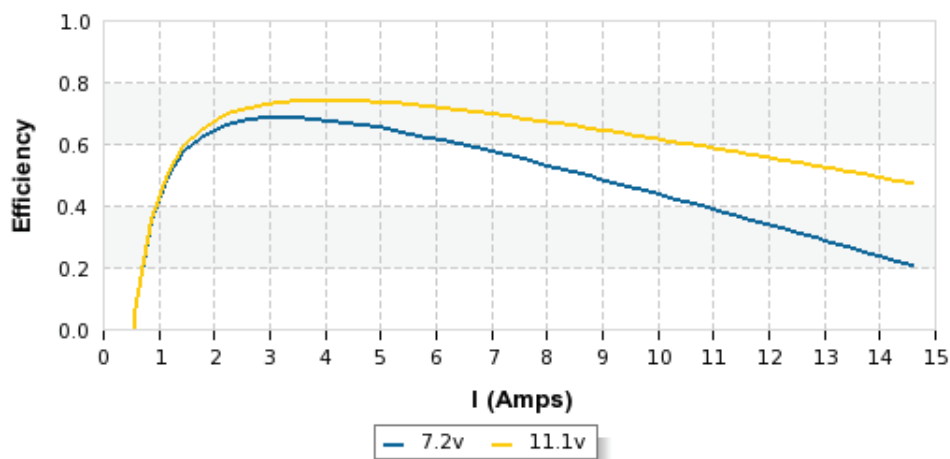


Figura 51: Gráfico de eficiência do motor A2212/15 930 KV versus Consumo de corrente elétrica (FLYBRUSHLESS, 2013).

Como pôde ser observado, motores alimentados com tensão de 11,1 V possuem melhor rendimento sempre quando necessário, onde quanto maior for o consumo de corrente elétrica, maior se torna sua vantagem em relação a um com alimentação de 7,2 V. Logo, conclui-se que as baterias do hexacóptero devam ser de tensão 11,1 V.

Abaixo na Figura 52 é ilustrado a bateria utilizada no VAANT, garantindo boa autonomia e entrega imediata de corrente ao sistema. Na Tabela 11 é mostrado suas características.



Figura 52: Bateria *Mystery Lithium-Polymer*.

Características	Valores
Tensão Nominal	11,1 V
Número de Células (Alimentação)	3
Capacidade	6600 mAh
Taxa de descarga	30 C
Massa	530 g

Tabela 11: Características técnicas da bateria utilizada

A.3 RÁDIO CONTROLE

Para que o hexacóptero possa ser controlado remotamente, foi utilizado uma estação de rádio frequência composta por um rádio transmissor (SPEKTRUM modelo DX7) e receptor (SPEKTRUM AR7000) que opera com frequência de 2,4 GHz, apresentado na Figura 53:



Figura 53: Rádio Receptor AR7000 e Rádio Controle DX7.

Através do rádio controle é possível que seja realizado o torque (*throttle*) e os três movimentos básicos de uma aeronave, que são arfagem, rolagem e guinada. Na Tabela 12 é descrito os movimentos de acordo com as funções do controle.

Movimento	Localização no controle	Procedimento
Arfagem	Comando do lado direito	Para frente e para trás
Rolagem	Comando do lado direito	Para direita e esquerda
Guinada	Comando do lado esquerdo	Para direita e esquerda
<i>Throttle</i>	Comando do lado esquerdo	Para frente e para trás

Tabela 12: Funções geradas no rádio controle

A.4 PLATAFORMA DE CONTROLE

Para que o hexacóptero pudesse levantar voo, foi desenvolvido um software em linguagem c++ e implementado em um microcontrolador do tipo *Arduino* situado em uma plataforma direcionada para aeromodelismo, o APM2.0 (ArduPilotMega 2.0), como apresentado na Figura 54.

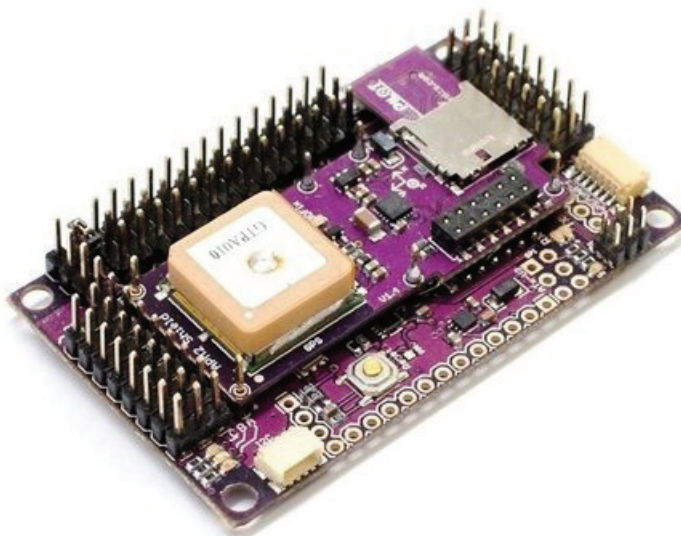


Figura 54: ArduPilotMega 2.0.

Este software tem por intuito realizar as seguintes tarefas:

- **COMUNICAÇÃO COM SENSORES:** ler e interpretar os sinais dos sensores contidos no sistema, que são, GPS, acelerômetro (instrumento que se baseia nas leis da física para medir a aceleração do corpo), barômetro (afere altitude), giroscópio (realizam a medição de movimentos angulares) e magnetômetro (trabalha como uma bússola eletrônica);
- **COMUNICAÇÃO COM RÁDIO CONTROLE:** compreender os sinais recebidos pelo rádio receptor;
- **COMUNICAÇÃO COM ESTAÇÃO NO SOLO:** realizar a comunicação do hexacóptero com a estação de controle em terra via rádio frequência;
- **GERAÇÃO DE SINAIS PWM:** gerar sinais PWM enviados para os ESCs de acordo com a ação de controle requerida pelo software;

A velocidade angular e os ângulos são calculados por um filtro de Kalman (KIM, 2011), fundamentando-se nos dados gerados pelos sensores embarcados no hexacóptero, o que de fato aumenta a precisão do ângulo medido (ALVES, 2012).

A.5 CÂMERAS

O hexacóptero apresenta a capacidade de embarcar em sua estrutura duas câmeras distintas, sendo uma câmera estéreo que possibilita a visualização em três dimensões

do ambiente monitorado (Seção A.5.1) e outra câmera termográfica para analisar as temperaturas nas linhas de transmissão (A.5.2).

A.5.1 CÂMERA ESTÉREO

A imagem estéreo é capaz de nos disponibilizar informações muito próximas do que nossos olhos nos propiciam. Acoplando-se duas câmeras, é possível de se computar a localização 3D de vários pontos, onde alguns passos devem ser seguidos para tal obtenção (BRADSKI; KAEHLER, 2008):

- Remover matematicamente as distorções radiais e tangenciais das lentes;
- Ajustar os ângulos e as distâncias entre as câmeras;
- Obter as mesmas características nas imagens das duas câmeras;
- Obter o mapa de profundidade através de triangularização.

Dessa forma, acoplou-se ao hexacóptero uma câmera GoPro HERO 3 *Black Edition* (Figura 55) (apropriada ao uso) para que fosse possível obter uma imagem estereográfica, onde através da estação de controle em solo pode ser analisada.



Figura 55: Câmera GoPro HERO 3 *Black Edition*.

Para mais detalhes, apresenta-se a Tabela 13 onde algumas especificações técnicas são descritas.

Especificações técnicas		Valores
Resolução máxima		12 MP
Disparo contínuo		30 fotos
Classe da memória		MicroSD 10
Lente	Asférica ultranítida $f/2,8$ de 6 elementos	
Massa		76 g

Tabela 13: Características técnicas da câmera GoPro HERO 3 *Black Edition* (GOPRO, 2013)

A.5.2 CÂMERA TERMOGRÁFICA

A termografia é uma técnica que permite mapear um corpo ou uma região com o intuito de diferenciar áreas de temperaturas distintas, sendo portanto uma técnica que permite a visualização artificial da luz dentro do espectro infravermelho.

A termografia por infravermelhos consiste na captação de imagens de calor (termogramas), não visíveis pelo olho humano, através de uma câmara termográfica. Dessa forma, a imagem infravermelha deve ser acompanhada por uma medição térmica precisa, para poder refletir as condições reais de um objecto (MENDONÇA, 2005).

Neste projeto, utilizou-se a câmera infravermelho FLIR *Compact A65* com resolução 640 x 512 pixels dispondo de um limiar de temperatura de 50 mK com atualização do *frame* de 9 Hz (Figura 56).



Figura 56: FLIR *Compact A65*.

A.6 ESC - ELECTRONIC SPEED CONTROLLER

Para transferir energia e realizar o controle da velocidade dos motores *brushless*, é necessário a inserção de um circuito extra. Tal circuito é chamado de ESC. No caso do hexacóptero, deve-se inserir um ESC para cada motor, totalizando assim seis ESCs (MELO; SALLES; ALMEIDA, 2010).

Ele funciona como um controlador de passagem de energia para o motor *brushless*. Para exemplificar, apresenta-se na Figura 57 um diagrama esquemático da ligação de um ESC a um motor.

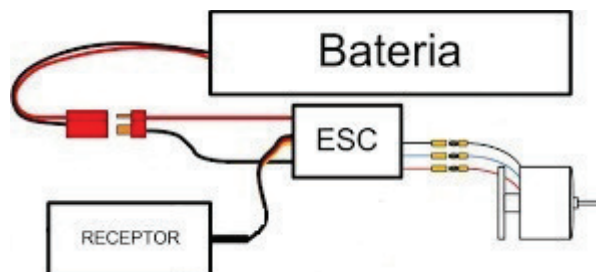


Figura 57: Ligações de uma ESC a um motor.

Como apresentado acima, o ESC deve receber dois fios da bateria como alimentação. Do receptor (microcontrolador), oriunda-se três fios, um fio transmite o sinal PWM, nos outros o Terra e o V_{cc} do sistema.

O sinal PWM é um sinal que varia basicamente entre dois pontos de tensão, a tensão alta e a tensão baixa, diferindo um do outro pelo chamado *Duty Cycle* (Tempo em que cada pulso permanece em nível alto). Para este projeto, o PWM escolhido possui 2 ms de período, onde o tempo mínimo que o sinal permanece em nível alto é de 1 ms e tempo máximo de 2 ms.

Os ESCs mais aconselhados para os motores utilizados não precisam superar 20 A de corrente elétrica (ALVES, 2012). Porém adotou-se o uso de ESCs mais robustos, limitando o máximo de 30 A, possibilitando mudanças futuras no projeto dos motores do hexacóptero.

Abaixo é apresentado uma foto ilustrativa do ESC utilizado no projeto, assim como suas características técnicas na Tabela 14.

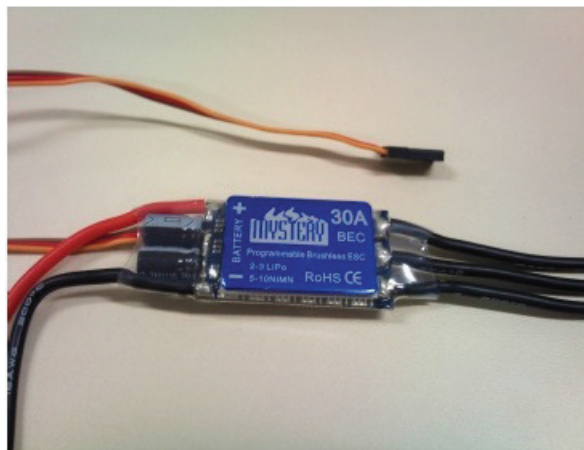


Figura 58: ESC Mystery BEC 30A utilizado no hexacóptero.

Características	Valores
Tensão Nominal	7,4 a 11,1 V
Número de Células (Alimentação)	2 - 3 LiPo
Corrente	30 A
Frequência do sinal de entrada	8 KHz / 16 KHz
Massa	25 g

Tabela 14: Características técnicas do ESC utilizado

A.7 HÉLICES

O aspecto mais importante da hélice é o tamanho. O desenho do perfil e o material determinam seu grau de eficiência. Suas características são definidas pelo diâmetro (distância entre uma extremidade e a outra) e a altura, mais conhecido como passo (distância que a hélice iria se movimentar em uma rotação).

No que se refere ao par de hélices dos seis motores, sua disposição deve ser organizada como a apresentada na Figura 59.

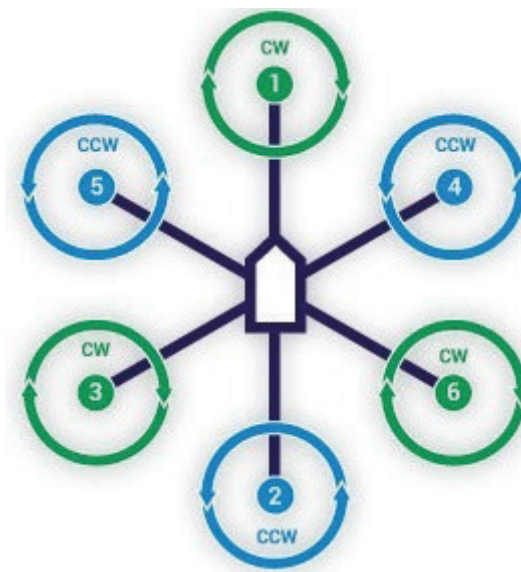


Figura 59: Disposição das hélices na montagem do hexacóptero (APM, 2014).

De acordo com os motores, as hélices escolhidas geram sustentação de aproximadamente 1 Kg, como a apresentada abaixo:



Figura 60: Hélice utilizada no hexacóptero.

A.8 ESTRUTURA DO HEXACÓPTERO

A estrutura do hexacóptero deve ser simples, prática e resistente as circunstâncias ocorridas em um voo de campo. No que se refere ao peso, este deve ser o menor possível, melhorando a autonomia da aeronave.

Este projeto foi desenvolvido no Grupo de Robótica Inteligente (GRIn) da Universidade Federal de Juiz de Fora (UFJF), onde suas peças foram projetadas no *software SolidWorks* e confeccionadas em uma impressora 3D (Modelo *Dimension sst 1200 es*).

Abaixo na Figura 61 é apresentada a estruturada do hexacóptero com alguns equipamentos inseridos.



Figura 61: Estrutura do hexacóptero com equipamentos já acoplados.

A.9 PROTOCOLO DE COMUNICAÇÃO MAVLINK

Micro Air Vehicle Communication Protocol - Protocolo de Comunicação de Pequenos Veículos Aéreos (MAVLink) é um protocolo extremamente compacto onde através de uma eficiência elevada é possível encapsular canais seriais para facilitar a comunicação entre um veículo aéreo com uma estação de controle no solo.

As mensagens são encaminhadas de forma transparente sem a necessidade de processos do tipo *brigde* e de um adaptador, que de forma eficaz reduz a latência do sistema a um nível mínimo (HENG et al., 2011).

As mensagens do protocolo MAVLink são serializadas usando uma linguagem compatível com código C, que possa ser executada no microcontrolador ARM7 da unidade de medida inercial.

Cada pacote de dados MAVLink possui a estrutura anatômica apresentada na Figura 62 onde cada caractere é apresentado na mesma corresponde a um significado descrito na Tabela 15:



Figura 62: Estrutura anatômica de um pacote de dados MAVLink.

Carácter	Significado do bite
A	Indica o início de um novo pacote.
B	Comprimento do corpo da mensagem do pacote
C	Contagem crescente de pacote enviado (Detecta perda de pacote na transmissão).
D	ID do sistema emissor (Diferencia cada VAANT)
E	ID do componente emissor (Exemplo: IMU)
F	ID da mensagem enviada (Interfere em como a mensagem é decodificada)
G	Dado da mensagem
H	Checa erros na transmissão

Tabela 15: Significado dos bites de um pacote de dados MAVLink.