



UNIVERSIDADE FEDERAL DO CEARÁ
CENTRO DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA DE TELEINFORMÁTICA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA DE
TELEINFORMÁTICA

RAIF CARNEIRO GOMES

UMA ESTRATÉGIA DE *FAIL-SAFE* PARA VEÍCULOS AÉREOS NÃO
TRIPULADOS: TEORIA E EXPERIMENTOS

FORTALEZA

2016

RAIF CARNEIRO GOMES

UMA ESTRATÉGIA DE *FAIL-SAFE* PARA VEÍCULOS AÉREOS NÃO
TRIPULADOS: TEORIA E EXPERIMENTOS

Dissertação submetida ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia de Teleinformática da Universidade Federal do Ceará, como requisito parcial à obtenção do título de mestre em Engenharia de Teleinformática. Área de concentração: Sinais e sistemas.

Prof. Dr. George André Pereira Thé

FORTALEZA

2016

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação
Universidade Federal do Ceará
Biblioteca Universitária
Gerada automaticamente pelo módulo Catalog, mediante os dados fornecidos pelo(a) autor(a)

G617e Gomes, Raif Carneiro.
Uma estratégia de fail-safe para veículos aéreos não tripulados: teoria e experimentos / Raif Carneiro
Gomes. – 2016.
72 f. : il. color.

Dissertação (mestrado) – Universidade Federal do Ceará, Centro de Tecnologia, Programa de Pós-
Graduação em Engenharia de Teleinformática, Fortaleza, 2016.
Orientação: Prof. Dr. George André Pereira Thé.

1. Quadrirotor. 2. Falha em motores. 3. PID. I. Título.

CDD 621.38

RAIF CARNEIRO GOMES

UMA ESTRATÉGIA DE *FAIL-SAFE* PARA VEÍCULOS AÉREOS NÃO
TRIPULADOS: TEORIA E EXPERIMENTOS

Dissertação submetida ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia de Teleinformática da Universidade Federal do Ceará, como requisito parcial à obtenção do título de mestre em Engenharia de Teleinformática. Área de concentração: Sinais e sistemas.

Aprovada em: 06 de Maio de 2016.

BANCA EXAMINADORA:

Prof. Dr. George André Pereira Thé
(Orientador)
Universidade Federal do Ceará(UFC)

Prof. Dr. Guilherme de Alencar Barreto
Universidade Federal do Ceará(UFC)

Prof. Dr. João Paulo Pordeus Gomes
Universidade Federal do Ceará(UFC)

Prof. Dr. Sandro César Silveira Jucá
Instituto Federal de Educação, Ciência e
Tecnologia do Ceará(IFCE)

*Este trabalho é dedicado ao Senhor Jesus Cristo
por ter me dado força, conhecimento e sabedoria
para que este trabalho fosse desenvolvido, bem
como a minha família e ao meu orientador
George André Thé por sua ética e compromisso.*

AGRADECIMENTOS

A Deus por sua imensa graça.

Ao meu orientador e amigo, Prof. Dr. George André Pereira Thé, por seu exemplo de dedicação.

Aos meus pais, Antonio Aristeu Vieira Gomes e Antonia Aglezia de Oliveira Carneiro, ao meu irmão Raul Carneiro Gomes e aos demais familiares por sempre estarem ao meu lado nos momentos difíceis

À CAPES pelo suporte financeiro e à Fundação Núcleo de Tecnologia Industrial do Ceará pelo apoio administrativo.

Aos amigos André Ribeiro Braga, Felipe Araújo, Marco Antonio da Costa Silva, Phelipe Wesley de Oliveira, Renato Zimmermann, Levi Pio, Victor Teixeira, Tercio Silverio e Mercez Melo pela ajuda prestada à conclusão desta dissertação. E em especial, a Itala Laís Rodrigues pelo seu apoio e compreensão.

*“Ao homem que o agrada, Deus recompensa
com sabedoria, conhecimento e felicidade...”*

Eclesiastes 2:26

RESUMO

O crescente interesse em robótica de serviço com o uso e exploração de veículos aéreos não tripulados (VANT's) tem levantado importantes questionamentos relacionados à segurança e à prevenção de falhas durante a navegação destes equipamentos. Neste contexto, a presente dissertação, inicialmente, expõe dados que revelam um elevado aumento do uso civil de VANT's para os mais diversos fins. A partir destas informações, discute-se sobre elegibilidade dos proprietários e pilotos destes equipamentos, a legalidade de voos de VANT's sobre propriedades privadas à luz da Lei 10257 de 2001 e os efeitos que estes podem causar após uma possível falha em seu sistema de controle ou em sua estrutura. Após tais argumentações, investiga-se a dinâmica de veículos aéreos não tripulados do tipo quadricóptero usando controladores PID SISO diante de um cenário de falha total em dois motores opostos, e analisa a sua condição de navegação após a falha, ressalta-se que a identificação da falha citada está fora do escopo desta pesquisa. Desta forma, propõe-se e se discute, a partir de simulações executadas em dois simuladores distintos, sendo um destes de uso comercial, e posteriormente através de experimentos utilizando um quadricóptero real, uma estratégia para mitigar a falha citada mediante um pouso automático com um perfil de descida exponencial. Tal estratégia visa minimizar a divagação horizontal assumida pelo equipamento em falha e promove uma rápida aterrissagem, mas garantindo no momento de contato deste com o solo uma velocidade vertical reduzida. Ao final, a partir dos experimentos realizados, constatou-se a viabilidade de se embarcar a estratégia proposta em veículos aéreos disponíveis comercialmente, já que os efeitos provenientes da falha de dois motores opostos foram atenuados sensivelmente.

Palavras-chaves: Quadricóptero, Controlador, PID, VANT's, Falha em motores, Pouso automático.

ABSTRACT

The growing interest on service robotics with the use and exploitation of unmanned aerial vehicles has raised important questions related to safety and fail prevention during navigation. In this context, the present thesis, initially exposes data that show a increase UAV's civil use for different purposes. From this information, we discuss about the eligibility of owners and drivers of these devices, the legality of UAV's flight on private property in the light of Law 10257 of 2001 and the effects these can cause after a possible failure in its control system or in its structure. After such arguments, investigates the dynamics of an unmanned aerial vehicle of quadrotor type using PID SISO controllers before a scenario of total failure in two opposite engines and analyses its navigation condition after such a failure. Thus, it is proposed and discussed from simulations and experiments using a real quadcopter, a strategy to mitigate the mentioned failure by a automatic landing with an exponential decay profile. This strategy aims to minimize the horizontal divagation assumed by equipment failure and promotes rapid landing, but ensuring the contact time of this with the ground and reduced vertical speed. At the end, from the experiments, the feasibility is found to board the proposed strategy commercially available aircraft, since the effects of the fault from two opposite motors are substantially attenuated.

Key-words: Quadrotor, PID, Controller, UAV, Failure in motors, Automatic landing.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Quadrrrotor desenvolvido e utilizado nesta pesquisa.	18
Figura 2 – Desenvolvimento dos primeiros veículos de asas rotativas semelhantes aos quadrrrotos modernos.	19
Figura 3 – Movimentos realizados por um quadricóptero.	25
Figura 4 – Sistemas coordenadas empregados.	26
Figura 5 – Circuito equivalente de um motor/drive sem escova CC.	31
Figura 6 – <i>Loop</i> de controle referente ao posicionamento horizontal do quadrrrotor no eixo <i>y</i>	37
Figura 7 – Representação em blocos dos controladores PIDs empregados.	37
Figura 8 – Nova organização dos PIDs pós-falha.	41
Figura 9 – Controlador crítico aplicado pós-falha.	41
Figura 10 – Exponencial decrescente.	41
Figura 11 – Resposta dinâmica em condições normal de voo de um quadricóptero.	44
Figura 12 – Comportamento das variáveis de controle de um quadrrrotor em condições normais.	45
Figura 13 – Resposta dinâmica de voo após a falha de dois motores opostos.	45
Figura 14 – Comportamento das variáveis de controle de um quadrrrotor pós-falha.	46
Figura 15 – Resposta dinâmica de voo apresentada ao aplicarmos a técnica de <i>fail-safe</i> ao veículo em falha.	47
Figura 16 – Influência da constante de decaimento na divagação horizontal.	47
Figura 17 – Estrutura de teste construída no laboratório de robótica do Centauro(NUTEC).	48
Figura 18 – Dinâmica de voo de um quadrrrotor físico ao perder dois motores	49
Figura 19 – Dinâmica de voo de um quadrrrotor físico ao perder dois motores utilizando o suporte de sustentação.	50
Figura 20 – Dinâmica de voo de um quadrrrotor real utilizando <i>fail-safe</i> com trajetória exponencial lenta de descida.	52
Figura 21 – Dinâmica de voo de um quadrrrotor simulado utilizando <i>fail-safe</i> com trajetória exponencial rápida de descida.	53
Figura 22 – Controle utilizado nos experimentos com a plataforma física de teste.	54
Figura 23 – Dinâmica de voo de um quadrrrotor real, utilizando <i>fail-safe</i> com trajetória linear de descida(vide < www.youtube.com/watch?v=hDMloNwlZb4 >).	54
Figura 24 – Dinâmica de voo de um quadrrrotor real, utilizando <i>fail-safe</i> com trajetória linear de descida(vide < www.youtube.com/watch?v=qsxsNqdbDms >).	55
Figura 25 – Dinâmica de voo de um quadrrrotor real, utilizando <i>fail-safe</i> com trajetória exponencial de descida(vide < www.youtube.com/watch?v=gteY6xTwBBk >).	56

Figura 26 – Dinâmica de voo de um quadrirrotor real, utilizando <i>fail-safe</i> com trajetória exponencial de descida(vide < www.youtube.com/watch?v=HVcU8KLoXxY >).	56
Figura 27 – Dinâmica de voo de um quadrirrotor real, utilizando <i>fail-safe</i> com trajetória exponencial de descida(vide < www.youtube.com/watch?v=uV7a-ljKnnc >).	57
Figura 28 – Dinâmica de voo de um quadrirrotor real, utilizando <i>fail-safe</i> com trajetória exponencial de descida(vide < www.youtube.com/watch?v=4u1OpBJDhhw >).	57
Figura 29 – <i>Frame</i> usado na plataforma de teste montada.	68
Figura 30 – Localização dos ESC's na plataforma de teste montada.	69

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Diferencial de rotação aplicado aos rotores para obtenção dos movimentos desejados	26
Tabela 2 – Parâmetros quadrirrotor.	43
Tabela 3 – Correlação existente entre os ganhos de um controlador PID e seus respectivos efeitos na resposta do sistema.	44
Tabela 4 – Parâmetros quadrirrotor.	52
Tabela 5 – Tabela de componentes presentes na plataforma de teste montada. . .	70

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

PI	Controlador Proporcional integrativo
PD	Controlador Proporcional derivativo
PID	Controlador Proporcional integrativo e derivativo
SISO	<i>Single-Input-Single-Output</i>
IMU	<i>Inertial Measurement Unit</i>
LQR	<i>Linear Quadratic Regulator</i>
ITAE	<i>Integral Time-Weighted Absolute Error</i>
VANT's	Veículos aéreos não tripulados
EUA	Estados Unidos da América
SITL	<i>Software-in-the-loop</i>
E.V.A	<i>Ethil Vinil Acetat</i>
ESCs	<i>Electronic Speed Controllers</i>
GPS	<i>Global Positioning System</i>
INDI	<i>Incremental Nonlinear Dynamic Inversion</i>
MPC	<i>Model Predictive Control</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

ϕ	Ângulo de Rolamento
θ	Ângulo de Arfagem
ψ	Ângulo de Guinada
\mathbf{R}	Matriz rotação
B	Sistema de coordenadas fixo no centro do quadrirrotor
E	Sistema de coordenadas fixo no solo
$\sum F$	Somatório das forças externas
m	Massa total do sistema
V	Velocidade linear
x	Posição no eixo x
y	Posição no eixo y
z	Posição no eixo z
T	Vetor de forças produzido pelas hélices
g	Aceleração da gravidade
b	Coefficiente de empuxo
Ω	Velocidade angular das hélices
$\sum \tau$	Somatório torques resultantes externos
I	Matriz de inércia do quadrirrotor
I_{xx}	Momento de inércia no eixo x
I_{yy}	Momento de inércia no eixo y
I_{zz}	Momento de inércia no eixo z
I_{xy}	Momento de inércia do eixo x em relação ao eixo y
I_{xz}	Momento de inércia do eixo x em relação ao eixo z
I_{yx}	Momento de inércia do eixo y em relação ao eixo x

I_{yz}	Momento de inércia do eixo y em relação ao eixo z
I_{zx}	Momento de inércia do eixo z em relação ao eixo x
I_{zy}	Momento de inércia do eixo z em relação ao eixo y
ω	Velocidade angular
τ	Torque aplicado ao longo dos eixos
p	Velocidade angular referencial não inercial eixo x
q	Velocidade angular referencial não inercial eixo y
r	Velocidade angular referencial não inercial eixo z
d	Coefficiente de arrasto
D	Matriz rotação velocidade angular
kg	Quilogramas
U_1	Controle de altitude
U_2	Controle Rolamento
U_3	Controle Arfagem
U_4	Controle Guinada
u	Saída do controlador proporcional, integrativo e derivativo
k_p	Constante de ganho proporcional
k_i	Constante de ganho integral
k_d	Constante de ganho derivativo
t	Tempo contínuo
l	Distância entre o centro do quadricóptero ao centro da hélice
a	Constante de decaimento exponencial
ζ	Vetor de estado
L	Indutância da bobina do motor
i	Corrente no motor
u_v	Voltagem no motor

R_b	Resistência da bobina e fiação
K_e	Constante de força eletromotriz de retorno
ω_m	Velocidade angular do motor
d_m	Constante de amortecimento
J_r	Momento de inércia do rotor
K_{im}	Constante de torque
$f(\omega_m)$	Arrasto não-linear em função do torque para as hélices utilizadas
A	Matriz de estado
B_a	Matriz de entrada
C	Matriz de saída
Y	Vetor de saída
M_c	Matriz controlabilidade
B_f	Matriz de entrada modificada
M_o	Matriz de observabilidade

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	17
1.1	Contextualização do problema	20
1.2	Motivação	21
1.3	Objetivos gerais e específicos	23
1.4	Produção científica	23
1.5	Resumo dos capítulos restantes	24
2	MODELAGEM DINÂMICA QUADRIRROTOR	25
2.1	Dinâmica do sistema	25
2.2	Sistema de coordenadas	26
2.3	Equacionamento dinâmico	27
2.3.1	<i>Aceleração linear</i>	27
2.3.2	<i>Aceleração angular</i>	28
2.3.3	<i>Inércia rotacional</i>	30
2.3.4	<i>Modelos de motores elétricos</i>	31
3	CONTROLADOR PID	33
3.1	Introdução	33
3.2	Controlador PID	33
3.2.1	<i>Falha de motores</i>	38
3.2.2	<i>Estratégia de fail-safe proposta</i>	39
4	SIMULAÇÕES E RESULTADOS	43
4.1	Introdução	43
4.2	Simulações	43
4.3	Experimento físico	48
4.3.1	<i>SITL-Software in the loop</i>	51
4.3.2	<i>Embarque do algoritmo</i>	53
5	CONCLUSÕES	58
5.1	Introdução	58
5.2	Resumo das contribuições da dissertação	58
5.3	Trabalhos futuros	59
	REFERÊNCIAS	60
	APÊNDICES	64
	APÊNDICE A – ANÁLISE ESPAÇO DE ESTADO	65
	APÊNDICE B – ESTRUTURA	68

1 INTRODUÇÃO

É notável que os VANT's (Veículo Aéreo Não Tripulados) estão cada vez mais presentes em nosso dia-a-dia. Quase que diariamente, notícias nas mídias nacionais e internacionais relatam sobre pessoas, empresas e governos usando estes equipamentos nos mais diversos campos de atuação. Tudo isso graças ao avanço da tecnologia, principalmente nas áreas de: 1) microeletrônica, possibilitando a redução significativa de dimensão dos sensores microeletromecânicos; 2) química, com o surgimento de baterias como maior capacidade de armazenamento de energia e eficiência; e 3) sistemas embarcados, que contribuem no desenvolvimento de *hardware* e *softwares* específicos e otimizados para o controle deste tipo de máquina.

Os VANT's, atualmente, estão sendo utilizados em diversos cenários, destacando-se, principalmente, na realização de tarefas que antes só eram possíveis por meio de veículos aéreos tripulados, e no voo de baixa altitude a locais que apresentam níveis de periculosidade elevada à vida humana, como por exemplo, a inspeção de uma cratera vulcânica. Dentre as mais diversificadas aplicações destes equipamentos, também, podemos destacar:

- A detecção de fontes radioativas em fábricas de aço, indústria de reciclagem e aterros sanitários.
- A detecção de focos de incêndios em ambientes de difícil acesso.
- No uso militar, principalmente, no monitoramento de fronteiras e combate ao tráfico de drogas.
- Na logística, transportando amostras de sangue de tribos isoladas no continente africano(vide (HAELLE, 2016)).
- Operações de resgate.

De forma geral, VANT's são veículos que não necessitam de pilotos a bordo para o seu controle, pois adotam sistemas autônomos ou remotamente controlados via rádio frequência (SÁ, 2012). Tais equipamentos são divididos em três categorias distintas baseado no mecanismo de sustentação: asas rotativas, asas fixas e híbridos. Os de asas rotativas são aqueles que utilizam um conjunto motor e hélice para a sustentação, por exemplo: quadricóptero, hexacóptero, octacóptero e etc. Os de asas fixas, como o próprio nome diz, servem-se de asas para a sua sustentação e adotam o conjunto motor e hélice somente para a impulsão horizontal, por exemplo: aeromodelos. Por fim, os híbridos consistem em VANT's que empregam asas fixas e a combinação motor e hélice em sua sustentação.

Nesta dissertação, trataremos especificamente dos quadricópteros ou quadrirrotores¹(vide Figura 1), inseridos na categoria de asas rotativas que apresentam quatro motores, em geral posicionados nas extremidades de uma estrutura cruzada. Esses, diferentemente dos helicópteros tradicionais, não possuem motor de cauda, uma vez que as hélices adjacentes rotacionam em sentido contrário, eliminando a reação ao torque (SÁ, 2012).

Figura 1 – Quadrirrotor desenvolvido e utilizado nesta pesquisa.



Fonte: O autor

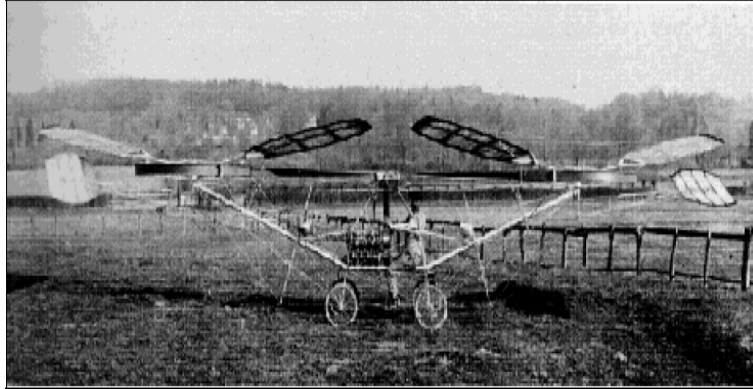
Os primeiros relatos de veículos aéreos com estruturas semelhantes aos quadrirrotores modernos, de acordo com Leishman (2000) se deu em 1907. Após 1 ano do primeiro voo motorizado bem-sucedido de Santos Dumont, o engenheiro francês Paul Cornu construiu uma máquina de voo vertical, a qual apresentava um motor a gasolina e dois rotores nas extremidades utilizando uma transmissão do tipo correia. Por adotar rotores rotacionando em sentidos opostos, Paul cancelou a reação do torque em sua máquina e essa pairou a uma pequena altitude por alguns segundos. No mesmo ano, os irmãos Breguet fabricaram o seu primeiro helicóptero, o qual consistia em uma estrutura cruzada horizontal com quatro rotores, um em cada ponta (vide Figura 2(a)). Apesar da capacidade de sustentação, infelizmente, a máquina dos irmãos Breguet nunca conseguiu voar livremente como a de Cornu, uma vez que, naquele período, não havia meios adequados para controlar o empuxo individual gerado por cada rotor. Entretanto, em 1924, Etienne Oemichen, empregado da Peugeot, após diversos ensaios utilizando quadricópteros, provou, a partir de voos experimentais, que uma máquina de voo vertical poderia ser estável e um pouco manobrável (vide Figura 2(b)) (LEISHMAN, 2000).

Ainda hoje, há diversos estudos que buscam melhorar a estabilização de quadrirrotores adotando técnicas amplamente difundidas na Indústria, tais como mediante o uso

¹ Apesar de existirem diversas formas de escrita para se referir a VANT's de asas rotativas com quatro motores, esta pesquisa, preferencialmente, adotará a palavra quadrirrotores para se reportar a estes equipamentos.

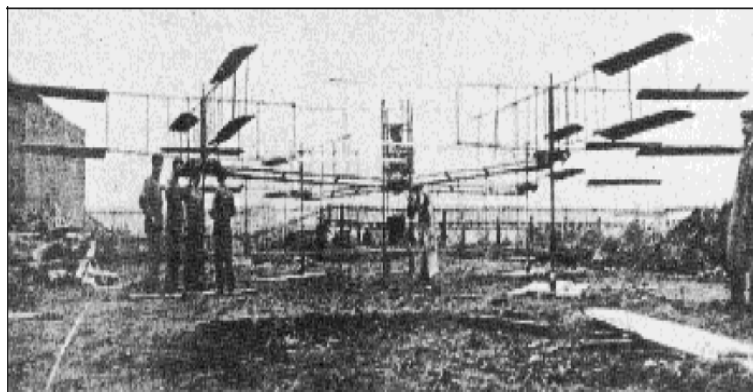
Figura 2 – Desenvolvimento dos primeiros veículos de asas rotativas semelhantes aos quadricópteros modernos.

(a) Veículo desenvolvido por Cornu.



Fonte: Extraído de (LEISHMAN, 2000)

(b) Veículo desenvolvido pelos irmãos Breguet.



Fonte: Extraído de (LEISHMAN, 2000)

de malhas de controle PID (Proporcional-Integrativo-Derivativo), como em (AL-OMARI, 2013); (IEEE, 2011), (SALIH *et al.*, 2010) e/ou controladores mais sofisticados como o de lógica fuzzy e robustos empregados por (SANTOS *et al.*, 2010) e (NICOL *et al.*, 2011), respectivamente.

Os quadricópteros são mais baratos e versáteis em comparação com as soluções empregadas em filmagens aéreas no passado, por exemplo, o helicóptero. Assim, graças a sua estrutura simples e sua maior usabilidade ocorreu a popularização deste equipamento (POUNDS *et al.*, 2006); (COSTA, 2008). Atualmente, não é difícil se deparar com pessoas operando quadricópteros com intuito de realizar fotografias aéreas ou até por crianças utilizando-o como um brinquedo. Estas situações tem despertado certa preocupação quanto ao uso destes equipamentos em zonas urbanas, pois são veículos subatuados e intrinsecamente instáveis, de acordo com Bouabdallah (2007). No Brasil, segundo ANAC (2015) uma legislação específica para Sistemas de Aeronaves Remotamente Pilotadas (RPAS) ou VANT's ainda está em desenvolvimento, fato preocupante, visto que não há definições

de regras, tampouco de responsabilidades e, conseqüentemente, qualquer fiscalização. Esses equipamentos, que voam em baixas altitudes, oferecem riscos à vida humana constituindo-se, portanto, de cenário favorável à pesquisa em segurança de navegação.

Nesta perspectiva, é imperativo o desenvolvimento de técnicas aplicadas a VANT's que atuem em situações de falha, visando corrigir ou atenuar os efeitos por elas provocados. Desta forma, esta dissertação aborda uma técnica de *fail-safe* concebida, especificamente, para quadricópteros, a qual permite a atenuação dos comportamentos oriundos da falha de dois motores opostos. Apesar da existência de diferentes trabalhos que tratam da mesma temática, como: Lippiello *et al.* (2014b); Mueller e D'Andrea (2014) e Lo *et al.* (2013), o procedimento proposto neste trabalho distinguiu-se dos demais por sua simplicidade de implementação em nível de *software* e *hardware*.

1.1 Contextualização do problema

A quantidade de VANT's em operação vem crescendo exponencialmente no mundo (SAIED *et al.*, 2015); para se ter uma ideia disso, em dezembro de 2015 o comércio norte-americano esperava vender aproximadamente 400 mil unidades somente no período do natal, segundo (KANG, 2015). Números desta magnitude provocam o surgimento de vários questionamentos, principalmente em relação: 1) à elegibilidade dos pilotos, uma vez que os VANT's podem lesionar gravemente transeuntes ou até ocasionar desastres aéreos; 2) ao tráfego aéreo, pois o monitoramento dessas aeronaves é de suma importância a fim de que se possa evitar acidentes de pequenas ou grandes proporções; 3) ao direito de superfície, regulamentada, no Brasil, pela Lei 10257 de 2001, estabelecendo o direito de utilizar o solo, o subsolo ou o espaço aéreo de um determinado terreno urbano de forma onerosa ou gratuita. Tal dispositivo legal influencia diretamente o fluxo desses veículos aéreos ao sobrevoarem os grandes centros urbanos, uma vez que acarretaria a necessidade de prévia autorização dos proprietários dos espaços aéreos (FOINA *et al.*, 2015).

Em relação a legislação dos VANT's no Brasil, ainda não existe nenhuma regulamentação direcionada a esses veículos, exceto uma portaria de 1999, a qual regulamenta o uso de aeromodelos por *hobbyistas*. Já nos Estados Unidos da América, algumas normas foram criadas para suprir demandas legais originárias do uso comercial ou não destes equipamentos. Uma dessas, segundo Administration (2015), regulamenta os VANT's de pequenas dimensões, voando a uma altitude máxima de 120 m e obedecendo uma distância mínima de 5 milhas de aeroportos, podendo ser pilotados por maiores de 12 anos, desde que o equipamento não saia do campo de visão do piloto. A mais nova regulamentação anunciada em 14 de Dezembro de 2015 pelo Departamento de Transporte Americano e Aviação Federal, obriga a todos os proprietários de VANT's com um peso mínimo de 250 gramas, de registrarem seus equipamentos em um sistema baseado na web (ADMINISTRATION, 2015). Este registro deverá, obrigatoriamente, conter o nome do proprietário

do equipamento, o endereço e o email (ressalte-se que o proprietário deve ter uma idade maior ou igual a 13 anos).

Contudo, por ser uma tecnologia nova, ainda há muito o que ser discutido sobre a legalidade ou não dos quadricópteros, principalmente, em uso comercial urbano. Mas, o que vem sendo negligenciado é que essas máquinas usam o espaço aéreo sob o qual nós humanos construímos nossas casas, dirigimos nossos veículos e passeamos com as nossas famílias. Isto posto, como é possível compatibilizar a sujeição a falhas de tais equipamentos com a garantia de segurança dos transeuntes e de nossos bens que estão em terra?

Tendo em vista a incerteza apresentada por esses veículos referente à sua navegabilidade. Uma vez que inexiste a fiscalização relacionada a aeronavegabilidade dos VANT's de uso recreativo, por órgãos governamentais. Os quadricópteros estão, sim, sujeitos a diversos tipos de falhas, sendo as mais comuns o mau funcionamento no conjunto hélice-motor e a perda de comunicação entre o veículo teleoperado e o piloto, condições essas determinantes de possível colisão com o solo. Particularmente em perímetros urbanos, os efeitos gerados pelo mau funcionamento ou uso incorreto de um quadricóptero podem ser críticos. Como exemplo, o impacto desses equipamentos com a rede elétrica poderia acarretar curto-circuito, resultando em centenas ou milhares de pessoas sem energia elétrica. Em uma outra perspectiva, a colisão de VANTs em transeuntes ou veículos automotores em terra, geraria prejuízo e perdas intangíveis caso estes equipamentos atingissem fatalmente seres humanos.

1.2 Motivação

A criação de técnicas de *fail-safe* ou dispositivos de segurança que integrados aos VANT's aumentem o nível de confiabilidade em caso de uma falha deve ser prioridade, já que os estes sobrevoarão, principalmente, em perímetros urbanos. Assim, caso não haja tais requisitos de segurança, a queda de tais equipamentos pode significar a lesão ou a morte de seres humanos. Nesta perspectiva, diversos trabalhos científicos vem atuando na estabilização de quadricópteros com a perda parcial de potência dos motores (RANJBARAN; KHORASANI, 2010), outros estão indo além, pesquisando sobre a perda total de um (LANZON *et al.*, 2014); (LU; KAMPEN, 2015), dois (LIPPIELLO *et al.*, 2014b);(LIPPIELLO *et al.*, 2014a), e até três motores (MUELLER; D'ANDREA, 2014). Devido a importância dos trabalhos, anteriormente, citados para esta dissertação, iremos frisar as particularidades de cada um abaixo:

- (MUELLER; D'ANDREA, 2014): Esta pesquisa apresenta uma solução periódica para manter a altura e posição de um quadricóptero apesar da perda de um, dois e até três hélices. Para tanto, utiliza uma estratégia de manter o quadricóptero rotacionando ao redor do eixo vertical e da inclinação dos eixos x e y para o

controle do movimento horizontal. Já em relação ao tipo de controlador usado, optou-se pelo LQR por ser um controlador ótimo multivariável. Ao final, validou-se, experimentalmente, o funcionamento da estratégia de controle empregada à perda de uma e duas hélices, em relação a falha de três hélices a validação só foi obtida através de simulações com um modelo não-linear.

- (LIPPIELLO *et al.*, 2014b): Propõe um pouso de emergência após um quadricóptero perder um e dois motores. Assim, a partir da modelagem de um quadricóptero considerando apenas dois motores opostos ativos, ou seja, um birrotor, utiliza um controlador PID para o controle do equipamento. Apesar de fazer uso da mesma estratégia de Mueller e D’Andrea (2014) sacrificando o controle sobre o ângulo *yaw*, o presente trabalho relaciona a rotação ao redor do eixo vertical adquirida pela estrutura do quadricóptero pós falha com os sinais de controle responsáveis pelo posicionamento. Contudo, mostrou-se que o quadricóptero seria capaz de assumir qualquer trajetória de pouso, podendo até mesmo desviar de obstáculos.
- (LIPPIELLO *et al.*, 2014a): Reproduz a mesma temática de Lippiello *et al.* (2014b), mas utilizando um controlador *backstepping*. Ao final, encontrou resultados semelhantes aos observados com o PID.
- (LU; KAMPEN, 2015): Desenvolve um sistema de detecção e isolamento de falha, bem como um controle ativo tolerante a falha que garante a estabilidade de um quadricóptero em voo, apesar da perda de um motor. O controlador usado na pesquisa foi o INDI (*Incremental Nonlinear Dynamic Inversion*), o qual obteve êxito na missão de controlar o quadricóptero mesmo com a perda completa de um rotor.
- (LANZON *et al.*, 2014): Este trabalho propõe controlar um quadricóptero após a perda total de um motor. Para tanto, desenvolveu-se um controlador robusto com retroalimentação linearizada, adotou-se a pequena variação dos ângulos de θ e ϕ e o sacrifício do controle sobre o ângulo ψ . Ao final garantiu-se a estabilidade do quadricóptero após a falha citada e a efetividade das estratégias utilizadas.
- (RANJBARAN; KHORASANI, 2010): Desenvolve um mecanismo de auto recuperação, a qual estende a capacidade de um quadricóptero operar mesmo com a presença de falhas em seus rotores. Assim, utiliza um controlador com retroalimentação linearizada adaptativo no regime de falhas parciais dos motores. Contudo, o erro de regime permanente do sistema com a falha citada executando a estratégia de controle proposta, diminui consideravelmente ao ser comparada com o erro apresentado com o sistema sem o controle desenvolvido neste trabalho.

Baseada nas diversas estratégias descritas, esta pesquisa optou pelo controlador PID (Proporcional-Integrativo-Derivativo), uma vez que o PID é de longe a mais usada

abordagem de controle em malha fechada, e não impõe dificuldades para realização em hardware. Assim, este foi utilizado no quadricóptero com a falha de dois motores opostos com a missão de controlar a altitude e atitude, exceto o ângulo de *yaw*, o qual teve seu controle sacrificado. Diferentemente dos trabalhos anteriores, nesta dissertação propõe-se o controle da altura e dos ângulos de ϕ e θ como sistemas independentes e o uso de uma trajetória de pouso do tipo exponencial pós falha, garantindo uma aterrissagem rápida, mas com uma velocidade vertical final próxima de zero por parte do quadricóptero.

Portanto, a partir desta revisão bibliográfica mostra que a comunidade científica está atenta para esta problemática, e que já a proposta do presente trabalho de pesquisa está sintonizado com o estado-da-arte.

1.3 Objetivos gerais e específicos

Desta forma, nesta dissertação abordaremos a criação de uma técnica de *fail-safe* que aumenta o nível de confiabilidade de VANT's, notadamente quadricópteros em caso de falha de dois motores opostos.

Já em relação aos objetivos específicos, esses são descritos a seguir:

- Modelar e simular a dinâmica comportamental de voo de um quadricóptero em um *software* de modelagem matemática de alto nível.
- Identificar, com base nos experimentos teóricos, a atuação do quadricóptero, após a perda de duas hélices opostas.
- Propor uma técnica de pouso seguro após a falha citada.
- Embarcar a estratégia desenvolvida em um quadricóptero real, a fim de que se obtenha resultados qualitativamente semelhantes aos previstos pelas simulações.

1.4 Produção científica

Ao longo do desenvolvimento desta dissertação, foram publicados e apresentados em congressos os seguintes artigos:

1. **Gomes, R. C. & Thé, G. A. P.** (2015). “Estratégia de Navegação Tolerante a Falha de Motores em Quadricópteros com Controle PID”, Anais do *VI Encontro Anual de Tecnologia da Informação (VI EATI'2015)*, Frederico Westphalen-RS, páginas 116-123.
2. **Gomes, R. C. & Thé, G. A. P.** (2015). “Supervisionamento de Coordenadas Espaciais de um Quadricóptero Baseado em Redes de Petri Colorida”, Anais do *VI*

Encontro Anual de Tecnologia da Informação (VI EATI'2015), Frederico Westphalen-RS, páginas 124-131.

3. **Gomes, R. C. & Thé, G. A. P.** (2015). "PID-based fail-safe strategy against the break of opposite motors in quadcopters", apresentado *IEEE/ Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems (RED-UAS'2015)*, Cancun-México.

1.5 Resumo dos capítulos restantes

O restante deste documento está organizado segundo a lista de capítulos apresentada abaixo:

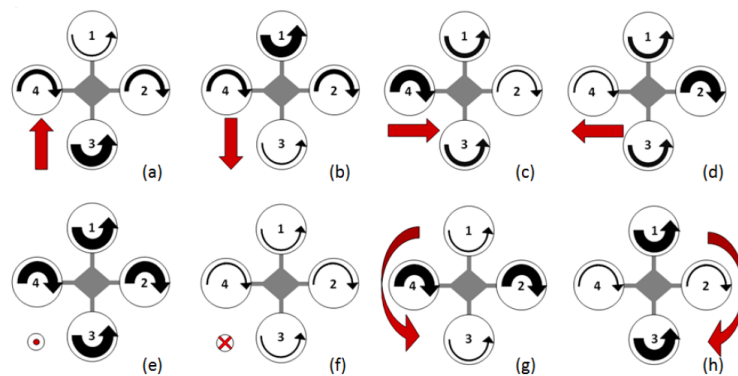
- **Capítulo 2** - Neste capítulo, descreve-se a modelagem dinâmica de um veículo aéreo não tripulado do tipo quadricóptero, englobando os referenciais de posição utilizados, bem como forças e torques que atuam na estrutura do quadricóptero quando este está em pleno voo.
- **Capítulo 3** - Abordaremos o tipo de controlador empregado nesta pesquisa, bem como os problemas enfrentados quando esses são postos diante de condições de falhas, especificamente, de dois motores opostos. Finalmente, iremos propor uma técnica de *fail-safe* capaz de pousar automaticamente um quadricóptero real após a identificação da falha.
- **Capítulo 4** - Aqui serão apresentados e discutidos os resultados referentes às simulações realizadas e experimentos utilizando um quadricóptero real em ambiente *indoor* e *outdoor*, com intuito de provar a eficiência da técnica de falha segura proposta nesta pesquisa. Posteriormente, discussões serão realizadas a partir das observações dos resultados.

2 MODELAGEM DINÂMICA QUADRIRROTOR

2.1 Dinâmica do sistema

Como já dito, em geral, os quadricópteros apresentam uma estrutura cruzada com quatro motores posicionados em cada extremidade, os quais são responsáveis pela sustentação e movimentação do equipamento abordado. Desta forma, obrigatoriamente, deverá ocorrer uma diferença de rotação entre as quatro hélices presentes para que a estabilidade relativa seja alcançada e a translação obtida. Na Figura 3, observa-se os movimentos que um quadricóptero do tipo '+' pode executar somente acelerando ou desacelerando a rotação de seus rotores.

Figura 3 – Movimentos realizados por um quadricóptero.



Fonte: Extraído de Sá (2012)

Considerando que as Figuras 3(a)-(b) retratam os movimentos para a frente e para trás, respectivamente, nota-se que a translação nos sentidos indicados pela seta vermelha, depende puramente da diferença de rotação do rotor 1 e 3, e da existência de mesma velocidade nos motores 2 e 4. Da mesma forma ocorre para o movimento lateral (vide Figura 3(c)-(d)), situação em que os rotores 1 e 3 são mantidos com valores de rotação semelhantes e variam-se apenas as velocidades dos rotores 2 e 4. Isto posto, fica claro que a translação em quadricópteros do tipo '+', resulta sempre de um desequilíbrio entre motores opostos.

Um quadricóptero também pode rotacionar em torno do seu próprio eixo vertical, como na Figura 3(g)-(h). Para tanto, deve-se desacelerar o par de rotores que giram contrários à rotação que se deseja obter, já que tais veículos dispõem de dois pares de hélices girando em sentidos opostos. E, finalmente, para os movimentos de decolagem e aterrissagem, mostrados na Figura 3(e)-(f), acelera-se todos os rotores de forma igual para a decolagem e desaceleram-se os 4 rotores em caso de pouso. Para um melhor entendimento do que foi exposto, apresenta-se na Tabela 1 o devido acionamento dos rotores para os

Direção	Motor 1	Motor 2	Motor 3	Motor 4
Frontal(vide Figura 3(a))	-	=	+	=
Direita(vide Figura 3(c))	=	-	=	+
Rotação anti-horária(vide Figura 3(h))	+	-	+	-

Fonte: O autor

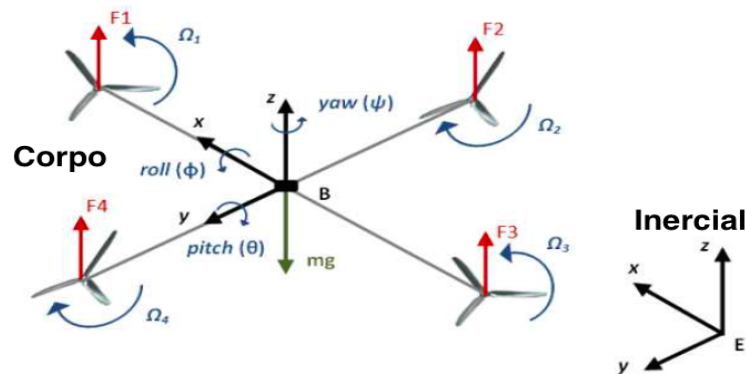
Tabela 1 – Diferencial de rotação aplicado aos rotores para obtenção dos movimentos desejados

movimentos frontais, laterais à direita e de rotação à esquerda ao redor do eixo vertical.

2.2 Sistema de coordenadas

Para apresentarmos as equações dinâmicas que regem os movimentos dos quadricópteros, inicialmente devemos adotar dois sistemas de coordenadas distintos, um fixado na terra, denominado Inercial e, outro, na estrutura do quadricóptero que se deseja modelar, intitulado Corpo (vide Figura 4). Desta forma, de acordo Domingues (2009), o comportamento dinâmico do quadricóptero poderá ser descrito relativamente ao sistema fixo na terra, ou sistema inercial.

Figura 4 – Sistemas coordenadas empregados.



Fonte: Extraído de (SÁ, 2012)

Para a transformação entre os sistemas de coordenadas citados, utilizaremos os ângulos de Euler, os quais segundo Pio (1966), são capazes de especificar a orientação de um corpo girante em um espaço tridimensional em relação ao sistema inercial, fazendo uso de apenas três ângulos independentes. Tais ângulos são representados nesta dissertação por: 1) $roll(\phi)$ representa um movimento de rotação ao redor do eixo x; 2) $pitch(\theta)$ rotação ao redor do eixo y; 3) e $yaw(\psi)$ rotação ao redor do eixo z (vide Figura 4). Note, também, que na figura anterior os rotores 1 e 3 localizam-se no eixo x, enquanto que o restante dos motores estão no eixo y. Nesta perspectiva, três matrizes são geradas(2.1; 2.2; 2.3), as quais retratam rotações do sistema corpo no quadricóptero ao redor de cada um dos eixos

do sistema inercial.

$$\mathbf{R}(\phi, \mathbf{x}) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \text{sen}(\phi) \\ 0 & -\text{sen}(\phi) & \cos(\phi) \end{pmatrix} \quad (2.1)$$

$$\mathbf{R}(\theta, \mathbf{y}) = \begin{pmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\text{sen}(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen}(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{pmatrix} \quad (2.2)$$

$$\mathbf{R}(\psi, \mathbf{z}) = \begin{pmatrix} \cos(\psi) & \text{sen}(\psi) & 0 \\ -\text{sen}(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.3)$$

A partir do produto das três matrizes acima, obtém-se a matriz 2.4, a qual representa a orientação do sistema corpo no quadricóptero com respeito ao sistema inercial, representados na Figura 4 pela letra 'B' e 'E', respectivamente.

$$\mathbf{R} = \begin{pmatrix} \cos(\theta)\cos(\psi) & \cos(\theta)\text{sen}(\psi) & -\text{sen}(\theta) \\ \text{sen}(\phi)\text{sen}(\theta)\cos(\psi) - \cos(\phi)\cos(\psi) & \text{sen}(\psi)\text{sen}(\theta)\text{sen}(\phi) + \cos(\psi)\cos(\phi) & \text{sen}(\phi)\cos(\theta) \\ \cos(\phi)\text{sen}(\theta)\cos(\psi) + \text{sen}(\phi)\text{sen}(\psi) & \cos(\phi)\text{sen}(\theta)\text{sen}(\psi) - \text{sen}(\phi)\cos(\psi) & \cos(\phi)\cos(\theta) \end{pmatrix} \quad (2.4)$$

2.3 Equacionamento dinâmico

Agora com objetivo de modelar a dinâmica de um quadricóptero referente a rotação e à translação da sua estrutura, aplicaremos um conjunto de equações diferenciais que revelarão a atitude, altitude e posicionamento horizontal de um quadricóptero. Para tanto, adotaremos o quadricóptero como um corpo rígido simétrico com toda a massa concentrada em seu centro de massa e tendo toda e qualquer força e/ou momento de força aplicada sobre este ponto. Tal procedimento em conformidade aos usados por: Jiřinec (2011), Efraim (2011), Choi e Ahn (2015) e Ji *et al.* (2015).

2.3.1 Aceleração linear

Da física clássica, o movimento de translação de um corpo rígido pode ser analisado utilizando as leis de Newton; desta maneira empregaremos a segunda lei de Newton, dada por:

$$\sum F = m\dot{V}, \quad (2.5)$$

em que F é a resultante das forças externas, m é a massa do quadricóptero e V é o vetor velocidade, composto pelas velocidades \dot{x} , \dot{y} e \dot{z} medidas no sistema inercial.

Considerando que as únicas forças atuantes na estrutura do quadricóptero sejam aquelas devidas ao empuxo total gerado pelos motores, representado por T e a força peso, temos

$$\mathbf{R}^{-1} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ T \end{pmatrix}_B - m \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{pmatrix}_E = m \begin{pmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{pmatrix}_E \quad (2.6)$$

onde, g representa a aceleração da gravidade e T é dado pela equação 2.7, desconsiderando a dinâmica dos motores.

$$T = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2), \quad (2.7)$$

Já na equação (2.7), b representa o coeficiente de empuxo e $\Omega_{1\dots 4}$ é a velocidade angular do i -ésimo rotor. Repare que a partir de (2.6), nota-se que os efeitos das componentes T e g nos eixos x e y são desprezados e que T sofre uma mudança de referencial do sistema corpo para o inercial com o uso da matriz 2.4 inversa. Isto posto, reorganizando a equação, obtemos as acelerações do quadricóptero nos três eixos do sistema inercial.

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= (\sin(\psi)\sin(\phi) + \cos(\psi)\sin(\theta)\cos(\phi))\left(\frac{T}{m}\right), \\ \ddot{y} &= ((-\cos(\psi)\sin(\phi) + \sin(\psi)\sin(\theta)\cos(\phi))\left(\frac{T}{m}\right), \\ \ddot{z} &= -g + (\cos(\theta)\cos(\phi))\left(\frac{T}{m}\right), \end{aligned} \quad (2.8)$$

2.3.2 Aceleração angular

Sabendo que o momento externo resultante dado por $\sum \tau$, agindo sobre o quadricóptero, é igual à variação no tempo da quantidade de movimento angular (dL) do sistema, temos

$$\sum \tau = \frac{dL}{dt} \quad (2.9)$$

Expandindo a equação (2.9), resulta-se:

$$\sum \tau = \frac{d}{dt}[I\omega]_B + \omega \times [I\omega]_B \quad (2.10)$$

onde, \times é o operador produto vetorial, I representa o tensor de inércia e ω o vetor velocidade angular no referencial corpo, composto por p , q e r que descrevem as velocidades nos eixos x , y e z , respectivamente. Admitindo o quadricóptero simétrico, com massa e

inércia constantes, o tensor de inércia transforma-se em uma matriz principal (vide 2.18). Desta maneira obtemos

$$\begin{aligned}\tau_x &= \dot{p}I_{xx} + qr(I_{zz} - I_{yy}), \\ \tau_y &= \dot{q}I_{yy} + pr(I_{xx} - I_{zz}), \\ \tau_z &= \dot{r}I_{zz} + pq(I_{yy} - I_{xx}).\end{aligned}\tag{2.11}$$

Devido à simetria previamente assumida, $I_{xx} \approx I_{yy}$ e, assim, as equações em 2.11 podem ser simplificadas:

$$\begin{aligned}\tau_x &= \dot{p}I_{xx} + qr(I_{zz} - I_{yy}), \\ \tau_y &= \dot{q}I_{yy} + pr(I_{xx} - I_{zz}), \\ \tau_z &= \dot{r}I_{zz}\end{aligned}\tag{2.12}$$

Desta forma, desconsiderando a inércia das hélices e o momento aerodinâmico, o torque resultante será dado por

$$\begin{aligned}\tau_x &= lb(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2), \\ \tau_y &= lb(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2), \\ \tau_z &= d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2).\end{aligned}\tag{2.13}$$

onde l é a distância dos motores ao centro de gravidade e d é o fator de arrasto dos rotores. Por conseguinte, podemos substituir a equação (2.12) em (2.13) e, reorganizando, temos as acelerações angulares do quadricóptero nos três eixos do sistema corpo:

$$\begin{aligned}\dot{p} &= \frac{lb}{I_{xx}}(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) - qr \frac{I_{zz} - I_{yy}}{I_{xx}}, \\ \dot{q} &= \frac{lb}{I_{yy}}(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2) - pr \frac{I_{xx} - I_{zz}}{I_{yy}}, \\ \dot{r} &= \frac{d}{I_{zz}}(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2).\end{aligned}\tag{2.14}$$

Agora, para encontrarmos as velocidades angulares do quadricóptero em relação ao sistema inercial, também utilizaremos os ângulos de Euler. Para isso, aplica-se a seguinte transformação:

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \mathbf{D} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix},\tag{2.15}$$

onde $(\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi})$ e $(p \ q \ r)$ são as velocidades angulares no sistema inercial e no sistema corpo, respectivamente. E, por último, a matriz \mathbf{D} assume a forma apresentada em 2.16.

$$\mathbf{D} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & \text{sen}(\theta) \\ 0 & \text{cos}(\phi) & \text{sen}(\phi)\text{cos}(\theta) \\ 0 & -\text{sen}(\phi) & \text{cos}(\phi)\text{cos}(\theta) \end{pmatrix} \quad (2.16)$$

2.3.3 Inércia rotacional

De acordo com Walker *et al.* (2009), a inércia rotacional é uma grandeza que revela como a massa de um corpo e a sua distribuição estão em relação ao eixo de rotação. Da mesma forma como a massa de um corpo indica uma medida da dificuldade em fazê-lo transladar, a inércia rotacional indica a dificuldade em fazer um corpo rotacionar em torno de um dado eixo.

Como o quadrrrotor pode rotacionar ao redor de três eixos arbitrários seguindo o sistema de referência empregado, utilizaremos o conceito de tensor de inércia, o qual segundo Craig (2005) permite caracterizar a distribuição de massa de um corpo rígido mais precisamente. Desta maneira, o tensor de inércia relativo ao sistema de referência corpo é expresso na forma matricial como uma matriz 3 x 3:

$$\mathbf{I}_B = \begin{pmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{pmatrix}. \quad (2.17)$$

Devido a estrutura simétrica empregada no quadrrrotor, poderemos simplificar o tensor de inércia (2.17) (AMIR; ABBASS, 2008). Logo, a matriz (2.17) tornar-se-á uma matriz principal, tendo apenas os seus elementos da diagonal principal não-nulos, ou seja,

$$\mathbf{I} = \begin{pmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{pmatrix} \quad (2.18)$$

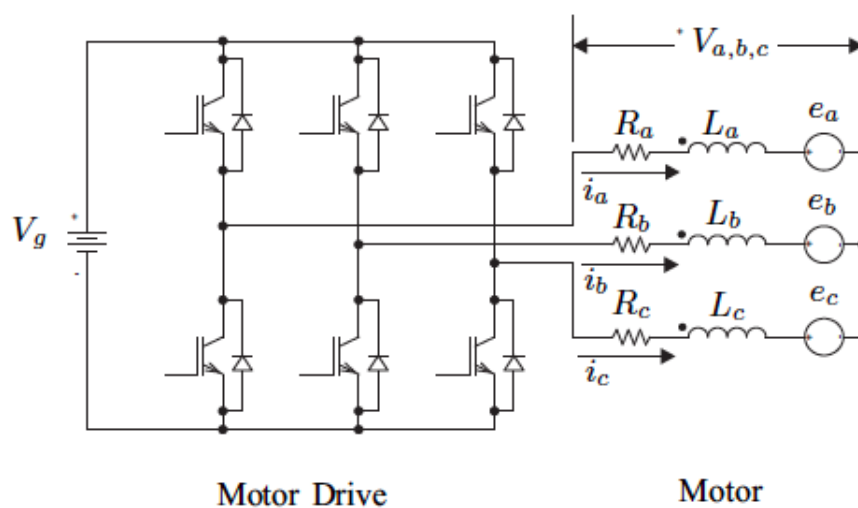
Os valores relativos I_{xx} , I_{yy} e I_{zz} utilizados nas simulações deste trabalho foram calculados em conformidade aos métodos usados por Costa (2008), originando a seguinte matriz:

$$\mathbf{I} = \begin{pmatrix} 0.0432 & 0 & 0 \\ 0 & 0.0432 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0864 \end{pmatrix} [kg.m^2]. \quad (2.19)$$

2.3.4 Modelos de motores elétricos

Os motores de corrente contínua(CC) sem escovas são motores magnéticos síncronos que transformam energia elétrica em mecânica e que, por não possuírem escovas são mais duráveis e menos ruidosos. Estes são constituídos por três estatores, enrolamentos e um conjunto de pólos de ímãs emparelhados que estão localizados no rotor do motor. De acordo com Ogasawara e Akagi (1991), os motores sem escova são usados devido a sua alta eficiência e a boa controlabilidade, mas diferentemente dos motores CC com escova, necessitam de *drives*, comumente, conhecido por ESCs (*Electronic Speed Controllers*) para regular a comutação da corrente contínua para os enrolamentos do estator do motor. Para um melhor entendimento, é exposta na Figura 5 o circuito elétrico equivalente de um motor/*drive* sem escova CC.

Figura 5 – Circuito equivalente de um motor/*drive* sem escova CC.



Fonte: Extraído de (SANCA *et al.*, 2008)

A equação de movimento que descreve um motor(CC) é bem conhecida, sendo exposta na equação 2.20, a qual segue conforme aos trabalhos (JIRINEC, 2011), (SANCA *et al.*, 2008)

$$\begin{aligned} L \frac{di}{dt} &= u_v - R_b i - K_e \omega_m, \\ J_r \dot{\omega}_m &= K_{im} i - d_m \omega_m - f(\omega_m) \end{aligned} \quad (2.20)$$

Onde:

- L - indutância da bobina do motor
- i - corrente no motor

- u_v - voltagem no motor
- R_b - resistência da bobina e fiação
- K_e - constante de força eletromotriz de retorno
- ω_m - velocidade angular do motor
- d_m - constante de amortecimento
- J_r - momento de inércia do rotor
- K_{im} - constante de torque
- $f(\omega_m)$ - arrasto não-linear em função do torque para as hélices utilizadas

O modelo mostrado na Eq.(2.20) em conjunto com as equações dinâmicas do quadrrrotor, provocarão um atraso na resposta dinâmica do sistema com um todo, posto que o quadricóptero faz somente o uso das quatro hélices giratórias para a sua estabilização e movimento. Mas, como nesta dissertação optou-se por considerar os motores acoplados na estrutura do quadrrrotor como ideais, tal efeito de retardamento não é computado no simulador implementado.

3 CONTROLADOR PID

3.1 Introdução

Nesta seção trataremos do tipo de controlador empregado nesta pesquisa, bem como os problemas enfrentados quando esses são postos diante da condição de falha de motores opostos. Pretende-se, dessa forma, mostrar ao leitor quais as dificuldades de manter um quadricóptero voando neste cenário e o que deve ser feito uma vez que o equipamento assumiu esta condição.

3.2 Controlador PID

A estratégia de controle escolhida neste trabalho foi o PID (Proporcional-Integrativo-Derivativo) SISO (*Single-input single-output*), pois é provavelmente a mais utilizada nos robôs industriais de todo o mundo. E não seria diferente para quadricópteros, dentre os diversos algoritmos de controle empregados em quadricópteros comerciais de uso doméstico *open source*, o controlador PID é utilizado pela quase totalidade. Um exemplo disso, é o ardupilot, o qual segundo ARDUPILOT (2015) é uma *suite* voltada para veículos não-tripulados que possui um conjunto de códigos com mais de 100.000 mil linhas *open source* mantida por uma comunidade de hobbystas e engenheiros com o único intuito de compartilhar os conhecimentos em veículos teleoperados. E até na área acadêmica, o controlador PID vem sendo aplicado como estratégia de controle nos mais diversos trabalhos científicos envolvendo VANT's. Para ressaltarmos o uso deste, expomos abaixo, resumos de diferentes pesquisas que utilizaram o controlador PID e que, também, serviram de base para esta dissertação:

- Kodgirwar *et al.* (2014): Apresenta a simulação de um sistema de controle voltado para quadricópteros do tipo PID, utilizando um filtro complementar para filtrar possíveis ruídos provenientes dos sensores de aceleração e ângulo embarcados na estrutura do veículo em questão. Para tanto, emprega o *chip* MPU6050 como unidade de medidas inerciais, também, conhecida como IMU (*Inertial Measurement Unit*). Ao final, obteve uma resposta de controle capaz de realizar a estabilização do equipamento por parte do controlador PID implementado.
- Romero *et al.* (2014): Desenvolve controladores PID capazes de regular os quatro movimentos básicos de um quadricóptero, são eles: os ângulos de *roll*, *pitch* e *yaw*, e a altitude. Nesta perspectiva, a estabilização do quadricóptero é realizada a partir da simplificação do modelo matemático que revela a dinâmica de estabilização do veículo tratado, permitindo assim, a implementação de controladores em um sistema

SISO. Contudo, os controladores PID foram bem sucedidos na tarefa complexa de estabilização do quadricóptero, embora uma intensa influência de distúrbios externos tenha afetado o comportamento do sistema de controle desenvolvido.

- Salih *et al.* (2010): Elabora um modelo de um quadricóptero, o qual faz uso de um controlador do tipo PID com a missão de controlar o posicionamento horizontal, a atitude e altitude do veículo. Devido à dinâmica, altamente acoplada apresentada pelos quadricópteros, o modelo que representa o comportamento deste, foi simplificado. Desta forma, o sistema resultante e o modelo matemático referentes ao controle foram implementados no *software Simulink*, o qual proporcionou o estudo e a simulação do sistema abordado de forma fácil e inteligível. Logo, obteve-se um modelo no Simulink que pode ser usado por outros pesquisadores no entendimento e desenvolvimento de quadricópteros.
- Bouabdallah *et al.* (2004): Este trabalho apresenta um comparativo entre o PID assumindo a simplificação da dinâmica e o LQR baseado no modelo completo, na missão de controlar um quadricóptero em relação ao seu posicionamento e estabilização. Ao final, os resultados obtidos utilizando o PID foram bons levando em conta perturbações de pequena amplitude, já o LQR apresentou resultados medianos, fruto de imperfeições no modelo utilizado no trabalho.
- González-Vázquez e Moreno-Valenzuela (2010): Desenvolveu um controlador não-linear baseado no clássico esquema de controle PID. Tendo empregado o modelo de um quadricóptero mais minucioso existente na literatura, fez-se uso de controladores PI (*proportional-Integrative*) para posicionamento horizontal do equipamento e um PID para altitude e atitude. Portanto, a partir do critério de Lyapunov, provou-se que o sistema era estável, logo o sistema de controle utilizado obteve êxito no controle de um quadricóptero.
- Argentim *et al.* (2013): Este artigo teve como objetivo, o de apresentar uma comparação entre diferentes controladores com a missão de regular a dinâmica de um quadricóptero. Os controladores usados na pesquisa foram: PID com ganhos sintonizados pela técnica ITAE (*Integral Time-Weighted Absolute Error*), um controlador LQR clássico e por último um PID sintonizado por um *loop* LQR. Assim, após desenvolvimento da pesquisa, constatou-se que o LQR clássico apresentava um pequeno erro de regime permanente, mas havia um grande atraso no período de transição entre a posição atual e a desejada. Já o PID com ITAE apresentou uma resposta rápida, mas pecou no quesito robustez à ruídos e finalmente, o PID com LQR revelou uma performance inferior aos demais estudados
- Duc *et al.* (2015): Apresenta a elaboração de um sistema de controle voltado para estabilização e altitude de quadricópteros. Para isso, utilizou-se uma dinâmica sim-

plificada de um quadricóptero, possibilitando assim, o uso de PIDs do tipo SISO com uma única malha de controle para cada movimento que se desejava controlar. Ao final, o controlador nas simulações realizadas apresentou uma boa capacidade adaptativa e robustez.

Comprovada a ampla gama de pesquisas envolvendo o PID, faz-se necessário conhecê-lo com mais detalhes. Assim, o PID é um controlador proporcional que reúne os benefícios dos controladores PI e PD. Deste modo, há uma ação integrativa que é responsável pelo erro nulo do sistema em regime permanente, enquanto que a derivativa torna a resposta do sistema mais rápida, graças ao efeito antecipatório produzido por esta. Em geral, o PID é descrito pela equação (3.1), a qual foi empregada nesta dissertação com a adição de um filtro passa baixa na parte derivativa para reduzir a amplificação de possíveis ruídos. Portanto, esta foi utilizada com intuito de determinar as quatro variáveis de controle expostas pelas equações (2.7) e (2.13), numa metodologia similar à utilizada nos trabalhos expostos anteriormente.

$$u_i = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (3.1)$$

Onde $e(t)$ representa a diferença entre o desejado e o medido e K_p , K_i e K_d constituem o conjunto ganho proporcional, integrativo e derivativo, respectivamente, de ação constante. E, finalmente, u_i simbolizando o i -ésimo valor recebido pelas variáveis de controle citadas. Neste sentido:

$$\begin{aligned} U_1 = T &= b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2), \\ U_2 = \tau_x &= lb(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2), \\ U_3 = \tau_y &= lb(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2), \\ U_4 = \tau_z &= d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2). \end{aligned} \quad (3.2)$$

Isto posto, U_1 , U_2 , U_3 e U_4 serão os valores retornados pela malha de controle que deverão ser assumidos pelo quadricóptero para o controle da atitude, altitude e translação do veículo abordado nesta pesquisa. Logo, esses serão transformados, posteriormente, em velocidades de rotação para serem enviados aos atuadores presentes na estrutura do quadricóptero. De acordo com Al-Omari (2013), reorganizando a equação (3.2) pode-se encontrar a velocidade de rotação (Ω_i) que cada rotor deverá ter, a partir do que foi definido, inicialmente, na malha de controle, obtendo :

$$\Omega_1^2 = \frac{U_1}{4b} - \frac{U_3}{2bl} - \frac{U_4}{4d} \quad (3.3)$$

$$\Omega_2^2 = \frac{U_1}{4b} - \frac{U_2}{2bl} + \frac{U_4}{4d} \quad (3.4)$$

$$\Omega_3^2 = \frac{U_1}{4b} + \frac{U_3}{2bl} - \frac{U_4}{4d} \quad (3.5)$$

$$\Omega_4^2 = \frac{U_1}{4b} + \frac{U_2}{2bl} + \frac{U_4}{4d} \quad (3.6)$$

Infelizmente, as equações que regem o movimento de um quadricóptero são altamente acopladas, sendo impossível aplicarmos o PID do tipo SISO, pois haveriam várias entradas e uma única saída. Mas, se nós supormos que o quadricóptero estará estável em condições normais de operação, poderemos assumir que os ângulos de $roll(\phi)$ e $pitch(\theta)$ serão, aproximadamente, zero, e $yaw(\psi) = 0$. Desta forma, aplica-se série de Taylor de primeira ordem as equações (2.8) e (2.14), que podem ser reescritas como:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \theta \frac{1}{m} U_1, \\ \ddot{y} &= -\phi \frac{1}{m} U_1, \\ \ddot{z} &= -g + \frac{1}{m} U_1 \end{aligned} \quad (3.7)$$

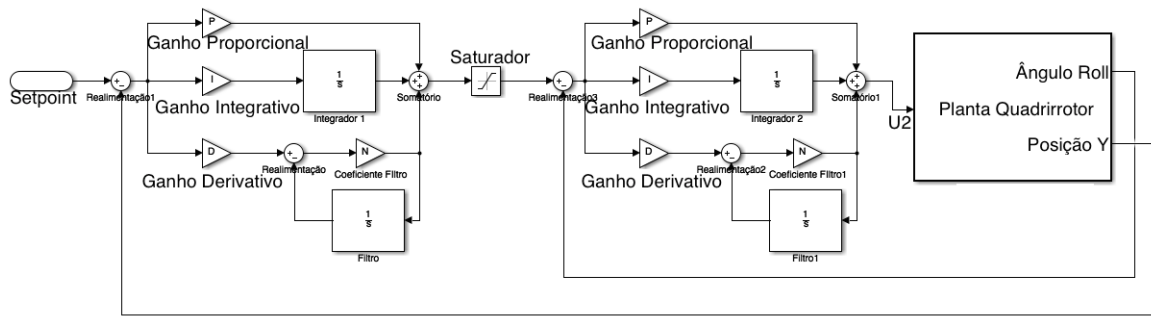
$$\begin{aligned} \dot{p} &= \ddot{\phi} = \frac{U_2}{I_x}, \\ \dot{q} &= \ddot{\theta} = \frac{U_3}{I_y}, \\ \dot{r} &= \ddot{\psi} = \frac{U_4}{I_z} \end{aligned} \quad (3.8)$$

Com o método empregado anteriormente, podemos tratar cada movimento do veículo como um sistema independente de uma entrada e somente uma saída, e que juntos possibilitam o controle do quadricóptero de forma integral. Esta abordagem, além de ser utilizada em diversos trabalhos científicos, tais como Salih *et al.* (2010), Bolandi *et al.* (2013) e Szafranski e Czyba (2011), também é muito usada em robôs industriais, principalmente, para manipuladores com muitas engrenagens e reduções nas transmissões (CRAIG, 2005).

Graças a presença de quatro rotores distribuídos horizontalmente, (vide Figura 1) o quadricóptero necessitará de um desnível entre os motores opostos para que haja translações no eixos x e y. Tal afirmação, pode ser, facilmente, visualizada na equação (3.7), onde \ddot{x} e \ddot{y} necessitam que os ângulos θ e ϕ sejam, obrigatoriamente, diferentes de zero para que ocorra uma aceleração linear nos eixos indicados. Diante do que foi exposto, na estratégia de controle relacionada aos movimentos translacionais horizontais, faz-se

necessário um PID SISO em cascata, já que a aceleração linear do veículo será proporcional ao ângulo formado entre os dois sistemas de referências definidos neste trabalho. Para ilustrar, na Figura 6 é exibida a malha de controle responsável pelo posicionamento do quadricóptero no eixo y.

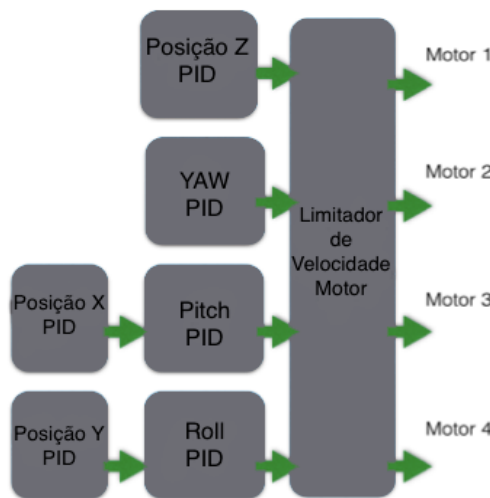
Figura 6 – Loop de controle referente ao posicionamento horizontal do quadricóptero no eixo y.



Fonte: O autor

Note que na Figura 6 existem dois loops de controle, um mais externo, responsável pela posição, e outro mais interno, encarregado do controle de θ , o qual possui um saturador em sua entrada de referência para impedir o *flip* do equipamento, caso um grande erro de posição seja gerado. Ressalta-se que o loop interno responsável pelo ângulo é executado a uma frequência maior do que o loop externo, já que a atitude tem prioridade sobre o posicionamento do quadricóptero. Portanto, a partir das equações 3.7 e 2.14, um quadricóptero apresentará 6 malhas de controle, ou seja, 6 PIDs atuantes, 4 dos quais organizados em cascata como mostrado na Figura 7.

Figura 7 – Representação em blocos dos controladores PIDs empregados.



Fonte: O autor

3.2.1 Falha de motores

Mas em caso de falha de dois motores opostos o que acontecerá com o quadricóptero? Quando a falha citada ocorre, o primeiro efeito a surgir é o de rotação ao redor do eixo z , devido ao desaparecimento do torque contrário ao dos rotores em funcionamento. Isto posto, a suposição feita anteriormente em relação ao $yaw(\psi) = 0$ não poderá ser aplicada, conseqüentemente, dever-se-á empregar controladores mais robustos, como por exemplo o controlador multivariável LQR (Regulador Linear Quadrático) durante o período de falha, a exemplo de Mueller e D'Andrea (2014). Mas o que vem sendo deixado de lado por diversos trabalhos acadêmicos é o que acontece com o PID SISO no cenário estudado se ele fosse utilizado? Qual o porquê de não utilizá-lo? Há algo que possamos fazer usando tal técnica para que o quadricóptero mantenha-se voando ou que impeça que o equipamento atinja o solo com velocidade alta, causando menores danos a esse?

Para tentar responder a todas essas perguntas, primeiro devemos olhar para as novas variáveis de controle do sistema tratado em condições de falha e como essas irão refletir nas equações dinâmicas que regem o comportamento do quadricóptero. Logo, admitindo que Ω_2 e $\Omega_4 = 0$, obtém-se:

$$\begin{aligned} U_1 &= b(\Omega_1^2 + \Omega_3^2), \\ U_2 &= 0, \\ U_3 &= lb(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2), \\ U_4 &= d(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \end{aligned} \tag{3.9}$$

A partir de (3.9), fica claro que o quadricóptero produzirá o mesmo empuxo antes da falha dos motores, apenas se os rotores em funcionamento gerarem, cada um, um empuxo igual a metade do peso total do quadricóptero. Caso isso não ocorra, o quadricóptero irá perder altitude e, conseqüentemente, levará à queda do veículo. Também, notamos o desaparecimento do torque ao redor do eixo x , dado por U_2 . E a resultante dos torques ao redor do eixo z sempre será negativa, já que somente há torques para um sentido, gerando uma rotação de velocidade constante ao redor deste eixo. Esses efeitos são também percebidos nos trabalhos de Mueller e D'Andrea (2014) e Lanzon *et al.* (2014), os quais serão tratados adiante. Desta forma, reorganizando a equação (3.9), e usando os mesmos métodos empregados na subseção anterior, encontramos a velocidade com que cada motor deverá rotacionar.

$$\Omega_1^2 = \frac{U_1}{2b} - \frac{U_3}{2bl} \tag{3.10}$$

$$\Omega_3^2 = \frac{U_1}{2b} + \frac{U_3}{2bl} \tag{3.11}$$

O termo U_4 é retirado da expressão acima por ser incontrolável (vide Apêndice A), uma vez que o valor de U_4 será uma consequência do quão rápido o conjunto hélice e motor girarão. Em razão disso, a estrutura do quadricóptero em falha rotacionará com uma velocidade constante quando esse estiver estabilizado. Portanto, as únicas variáveis usadas para calcular a velocidade dos motores serão o empuxo vertical e o torque ao redor do eixo y do sistema referencial fixo no veículo aéreo. Mas, como o quadricóptero irá estabilizar o eixo y , já que não há motores para realizar a compensação de forças e assim manter o ângulo θ , aproximadamente, zero? Lembre-se do comportamento dinâmico do quadricóptero quando a falha de dois motores opostos acontece, segundo o qual o veículo apresenta uma rotação ao redor do eixo z ; tal comportamento possibilitará a movimentação de 360 graus dos motores resultantes, viabilizando assim o equilíbrio do equipamento nos eixos x e y .

Portanto, tendo em mente que mesmo em uma condição de falha desejamos que o quadricóptero mantenha-se estabilizado, pode-se impor uma restrição e assumir que ângulos de $roll(\phi)$ e $pitch(\theta)$ sejam aproximadamente zero. Nesse caso, chega-se a

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= (\sin(\psi)\phi + \cos(\psi)\theta)\left(\frac{\Omega_1^2 + \Omega_3^2}{m}\right), \\ \ddot{y} &= ((-\cos(\psi)\phi + \sin(\psi)\theta)\left(\frac{\Omega_1^2 + \Omega_3^2}{m}\right), \\ \ddot{z} &= -g + \left(\frac{\Omega_1^2 + \Omega_3^2}{m}\right).\end{aligned}\tag{3.12}$$

Nas equações em (3.12), as translações horizontais não podem mais ser tratadas como um sistema independente, assim ocorrendo um acoplamento entre as variáveis graças à rotação do *quadricóptero* ao redor de z e, conseqüentemente, ψ diferente de zero. Entretanto, o que mais chama a atenção é que a altitude ainda se comporta como um sistema independente, apesar da perda dos motores, não importando a translação em x ou y e assumida pelo equipamento em questão.

Em vista disso, podemos responder os questionamentos feitos inicialmente, pois, como exposto, podemos utilizar sim a estratégia de controle PID SISO com o quadricóptero em condição de falha nos seus dois motores opostos. Infelizmente, as translações horizontais (no plano xy) tornam-se incontroláveis, fato que desmotiva o uso da malha de controle em cascata aqui empregada; entretanto, a altitude permanece sendo um sistema independente e controlável, tendo $roll(\phi)$ e $pitch(\theta)$ em torno de zero.

3.2.2 Estratégia de fail-safe proposta

O tratamento da perda de motores em quadricópteros, apesar de ser um assunto novo, já conta com diversos trabalhos científicos. Um exemplo desses é a pesquisa de Mueller e D'Andrea (2014), o qual implementa dois tipos de controladores, um deste

é utilizado com o quadricóptero em condições normais de operação e o outro, chamado controlador crítico, ativado após a detecção da falha. Desta maneira o trabalho citado propõe o uso de um controlador crítico LQR ativado após a falha total de um, dois e três motores, possibilitando assim a estabilização e o posicionamento do quadricóptero. Outros expressivos trabalhos, como: (LANZON *et al.*, 2014),(LIPPIELLO *et al.*, 2014b) e (LU; KAMPEN, 2015), também, implementam um controlador crítico específico para atuar na condição de falha de motores, utilizando diferentes estratégias de controle tais como: controle ótimo H_∞ , *backstepping* e controle robusto, respectivamente.

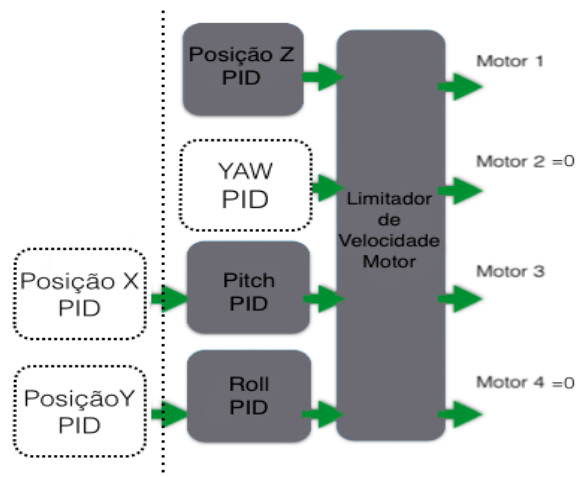
Nesta perspectiva, propõe-se aqui uma técnica de *fail-safe*, a qual visa o pouso automático de um quadricóptero na condição de falha aqui relatada, impedindo o *flip* do equipamento e a redução da divagação horizontal deste. Tal proposta possui caráter inovador, pois apesar de existirem outros trabalhos, como os citados anteriormente, o apresentado aqui possui uma maior simplicidade na implementação. Já que faz uso do controlador PID SISO tanto para condições normais de voo, quanto para circunstâncias de falha em dois motores opostos. Assim, tal técnica pode ser embarcada em plataformas comerciais com mínimo de re-trabalho, visto que o controlador PID é utilizado pela maioria dos quadricópteros comerciais. Ressalta-se que a detecção da falha está fora do escopo deste trabalho.

A técnica proposta, essencialmente, consiste em ignorar o erro de posição nos eixos x e y do quadricóptero em razão de que as equações que regem as acelerações lineares nos eixos x e y pós-falha, tornam-se acopladas (vide Eq.(3.12), impossibilitando o uso da técnica de controle aqui empregada. Além disso, desconsidera-se a posição angular ao redor do eixo z do quadricóptero, uma vez que esta é incontornável com a falha abordada. Conseqüentemente, é realizada uma poda nas malhas de controle referentes a posição x e y , e sobre o ângulo(ψ) expostas na Figura 7. Portanto, na condição de falha o quadricóptero apresentará somente 3 malhas de controle e nenhuma delas em cascata, como mostra a Figura 8.

Com intuito de reduzir a divagação horizontal do equipamento em falha citado e o *flip* por parte deste, mantém-se as entradas de referência dos *loops* de controle de *roll*(ϕ) e *pitch*(θ) (vide Figura 9) iguais a zero e, finalmente, realiza-se o pouso do veículo.

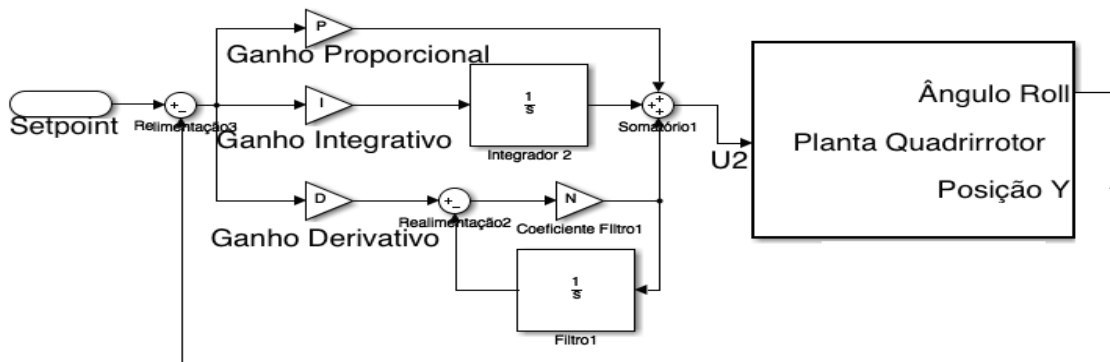
Contudo, inevitavelmente haverá flutuações nos ângulos de ϕ e θ no período de falha, assim provocando a divagação do quadricóptero no plano xy . Como isto é indesejável e deve ser atenuado, optou-se pela realização do pouso automático do equipamento em um menor tempo possível. Para tanto, utilizou-se uma trajetória de descida exponencial(vide Figura 10), já que, o pouso seria realizado de forma rápida, mas com uma velocidade final de descida em torno de zero. Diferentemente de uma trajetória linear, a qual apresentaria uma velocidade de descida constante, desde o momento da falha até o pouso. Do ponto de vista da realização desta estratégia em *firmware*, para uma descida exponencial o *setpoint*

Figura 8 – Nova organização dos PIDs pós-falha.



Fonte: O autor

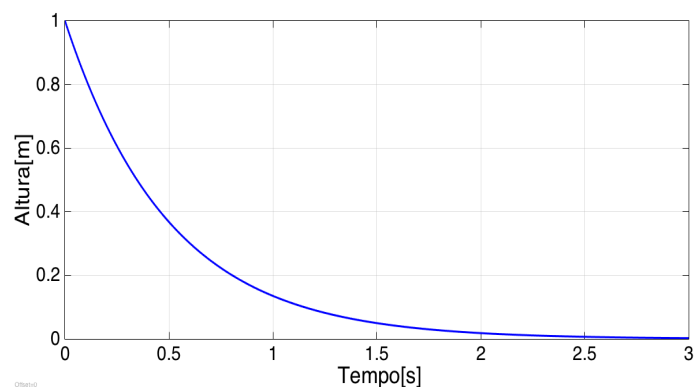
Figura 9 – Controlador crítico aplicado pós-falha.



Fonte: O autor

da malha de controle referente a altitude deve ser alterado dinamicamente, tendo como entrada uma função do tipo e^{-at} , onde e representa a constante de Euler, t o tempo em segundos e a constante de decaimento.

Figura 10 – Exponencial decrescente.



Fonte: O autor

Diferentemente de uma descida linear, a exponencial, exposta na Figura 10, possui diferentes perfis de descida ao longo do tempo, os quais podem ser modificados de acordo com o valor da constante de decaimento escolhida previamente, logo dependendo do valor desta constante, a velocidade de descida de um quadrirrotor pode ser incrementada inicialmente e reduzida quando este está próximo do solo. Note que tal dinâmica não seria possível utilizando uma descida linear, pois um quadricóptero durante a sua aterrissagem apresentaria uma velocidade vertical constante durante todo o procedimento de pouso. Diante das conclusões expostas, iniciou-se os testes utilizando quadrirrotores simulados e reais, os quais serão abordados no próximo capítulo.

4 SIMULAÇÕES E RESULTADOS

4.1 Introdução

Neste capítulo, trataremos das simulações e experimentos realizados utilizando um quadricóptero real, bem como os resultados obtidos a partir desses. Esses foram realizados com o intuito de expor a dinâmica de um quadricóptero com a falha de dois motores opostos e comprovar a atenuação dos efeitos desta diante da técnica de *fail-safe* aqui desenvolvida.

4.2 Simulações

Com objetivo de simular o comportamento dinâmico de um veículo aéreo do tipo quadricóptero em condições de falha total de dois motores opostos, utilizou-se um *software* de modelagem matemática de alto nível para implementar toda a formulação apresentada no Capítulo 2. Para isto, desconsiderou-se as forças aerodinâmicas bem como a dinâmica de funcionamento dos motores *brushless*, uma vez que o propósito era o de obter um simulador que apresentasse uma dinâmica de voo aproximada. Desta maneira, gerou-se simulações referente a um quadricóptero com os seguintes parâmetros:

Parâmetros quadricóptero	
Massa	1,406 <i>kg</i>
Dimensões	0,60x0,60 <i>m</i>
I_{xx}	0,0432 <i>Kg.m²</i>
I_{yy}	0,0432 <i>Kg.m²</i>
I_{zz}	0,0864 <i>Kg.m²</i>

Fonte: O autor

Tabela 2 – Parâmetros quadricóptero.

Após a implementação e início dos ensaios, o primeiro desafio encontrado foi o de sintonizar os ganhos dos 6 controladores PIDs usados nas translações e na atitude do quadricóptero. Como método de sintonia, inicialmente, utilizou-se um algoritmo de sintonia automática disponibilizado pelo *software* de modelagem adotado, tal sintonia se dava com a linearização da planta do sistema em malha aberta e a busca de uma margem de fase por parte deste igual a 60 graus. Após esta primeira etapa, os ganhos obtidos passavam por um ajuste fino, para tanto empregou-se as informações da Tabela 3 que relacionam a mudança de comportamento do sistema que se deseja controlar ao se alterar os valores de ganhos dos controladores. Um exemplo disso é o incremento do ganho proporcional que ocasiona a diminuição do tempo que o sistema levaria para chegar ao valor de referência, inicialmente estipulado, mas não influenciando no tempo de estabilização do sistema. Estas informações

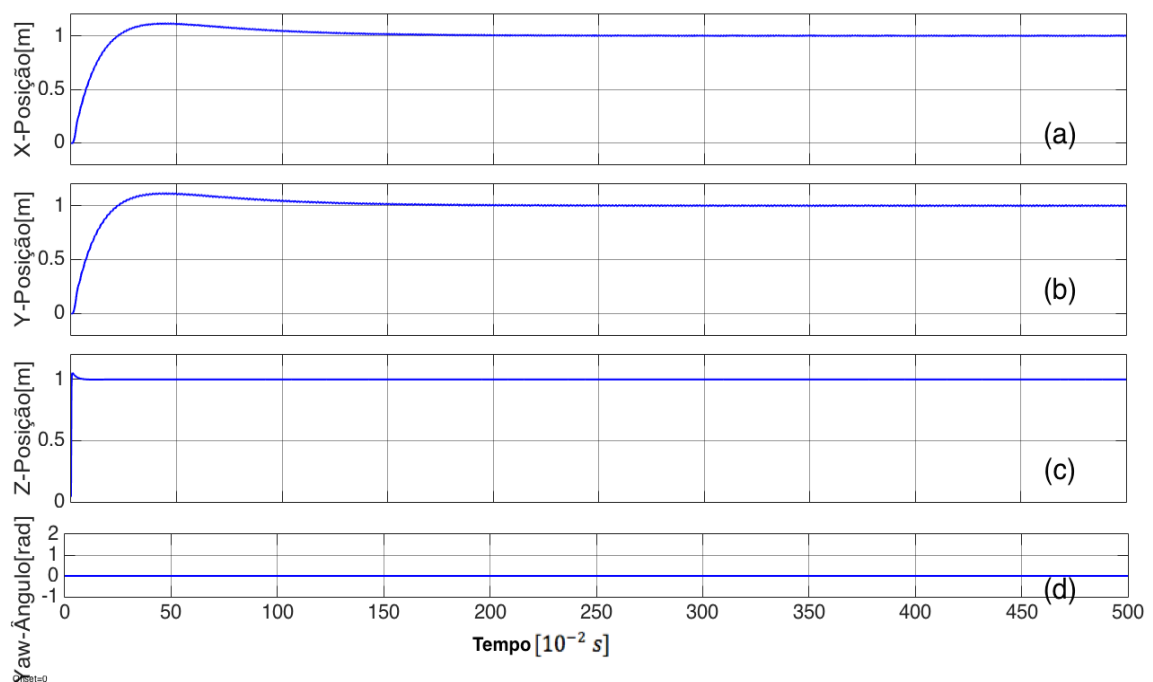
guiaram o projetista através dos vários experimentos realizados até encontrar valores ideais de ganhos dos controladores que atendessem aos quesitos de um voo estável, dentre estes podemos citar: um erro de regime permanente menor que 2%, sobressinal máximo de 12% e um tempo de acomodação de 0.4 segundos em relação aos ângulos de atitude na simulação. Assim, os parâmetros dos controladores foram definidos e o quadricóptero apresentou a dinâmica de voo observada na Figura 11.

Ganho	T. Subida	Sobreelevação	T. Estabilização	Erro Estacionário
↑ Proporcional	Diminui	Aumenta	Não altera	Diminui
↑ Integrativo	Diminui	Aumenta	Aumenta	Elimina
↑ Derivativo	Não altera	Diminui	Diminui	Não altera

Fonte: O autor

Tabela 3 – Correlação existente entre os ganhos de um controlador PID e seus respectivos efeitos na resposta do sistema.

Figura 11 – Resposta dinâmica em condições normal de voo de um quadricóptero.

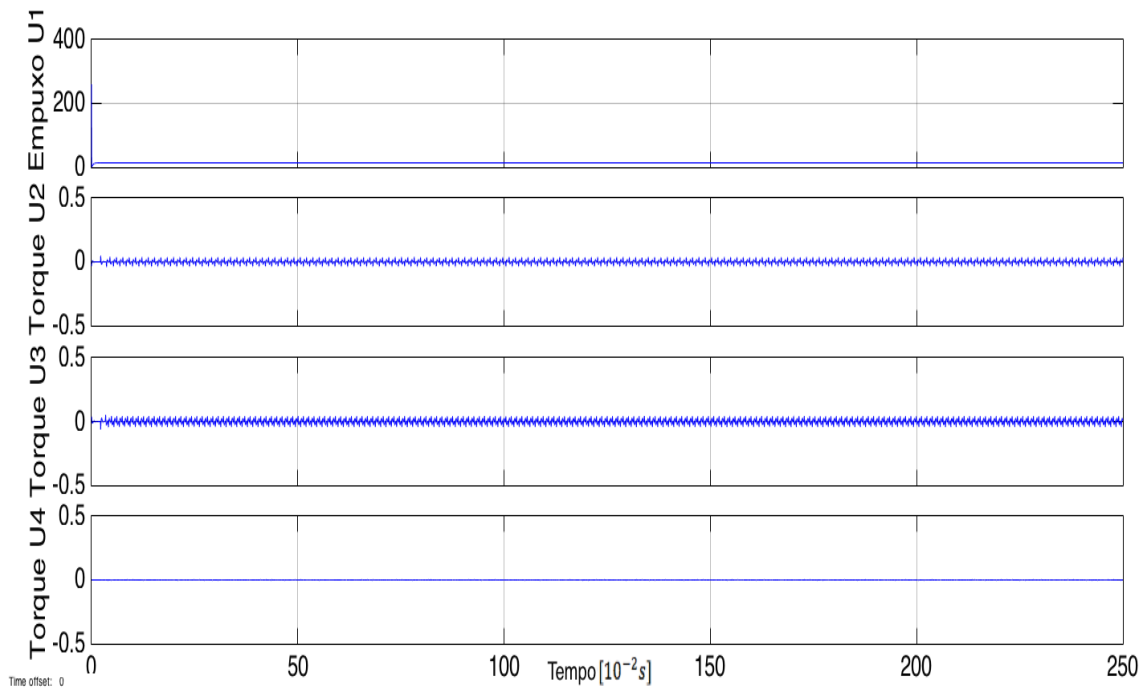


Fonte: O autor

Na Figura 11 constata-se o bom desempenho dos controladores no deslocamento vertical e horizontal unitário do equipamento simulado, do mesmo modo que o ângulo ψ é mantido em zero. Para se ter uma maior visão do sistema simulado, apresenta-se na Figura 12 o comportamento das variáveis de controle durante a primeira metade do ensaio realizado anteriormente.

Assim, na Figura 12 observa-se que o empuxo torna-se uma constante após o equipamento simulado chegar a altura desejada e os torques envolvidos variam minimamente para manter o quadricóptero simulado na posição estipulada. Mas, como objetivo deste trabalho é o tratamento da perda de dois motores opostos, iniciou-se a etapa de testes

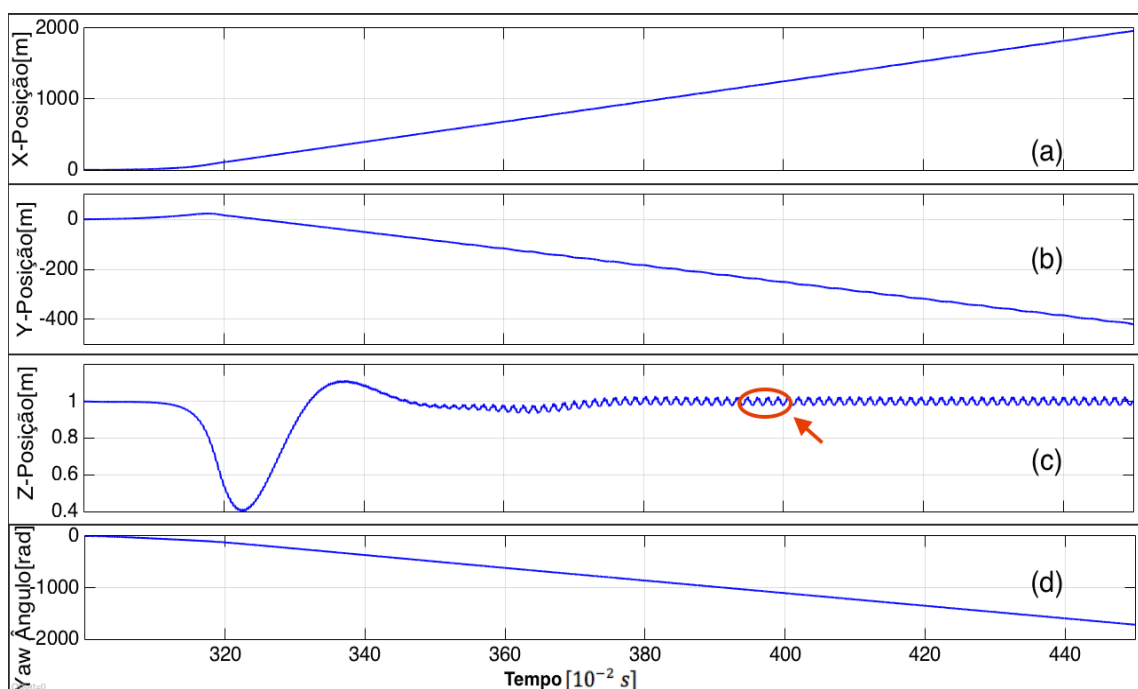
Figura 12 – Comportamento das variáveis de controle de um quadricóptero em condições normais.



Fonte: O autor

forçando o desligamento dos motores 2 e 4. Para tanto, as coordenadas x e y não são controladas, por conseguinte concentra-se somente no controle dos ângulos θ e ϕ . Finalmente, o PID responsável pelo ψ é sacrificado; tais condições influenciam diretamente a dinâmica do quadricóptero, apresentando um novo comportamento, o qual é exposto na Figura 13.

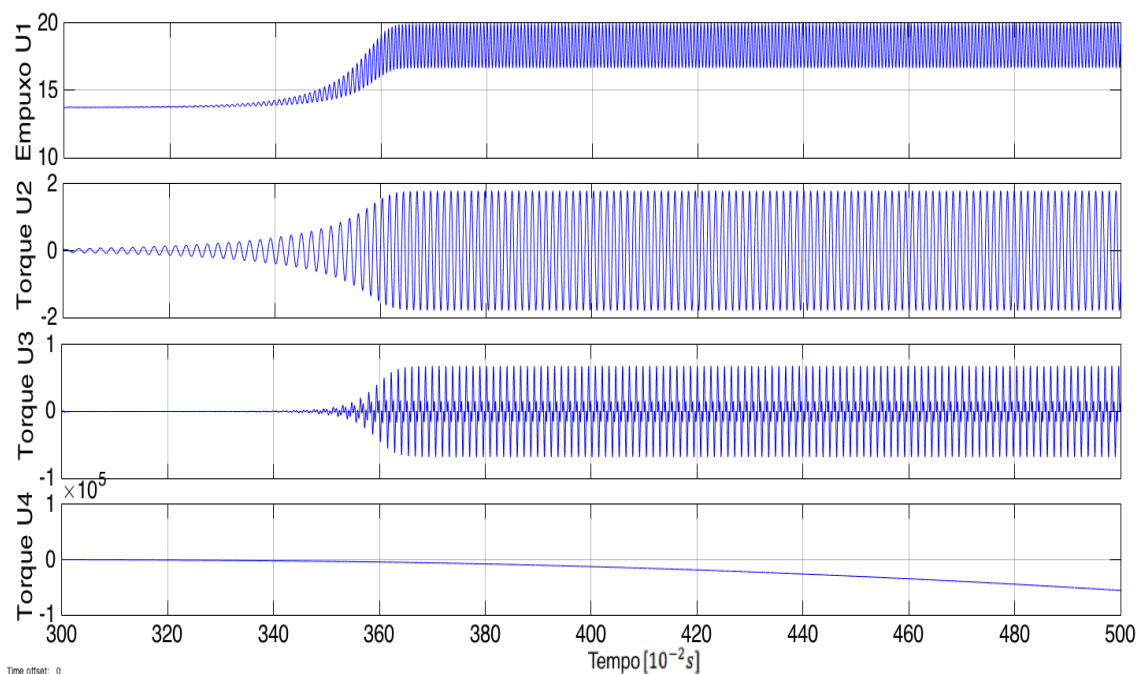
Figura 13 – Resposta dinâmica de voo após a falha de dois motores opostos.



Fonte: O autor

Como já havia sido previsto, na Figura 13 a altitude continua sendo controlável, mas mesmo com o esforço dos controladores de θ e ϕ em mantê-los iguais a zero, há a divagação no posicionamento horizontal do veículo em teste (vide Figura 13(a) e (b)) e ainda existe a perda de controle sobre o ângulo ψ , o qual tende ao infinito de maneira linear, condição essa exposta na Figura 13(d). A inexistência dos dois motores opostos, também, ocasiona o aparecimento de oscilações no regime permanente referente à altitude do equipamento, as quais podem ser de maior ou menor amplitude dependendo do quanto θ e ϕ variem, visto que na equação 2.8 a aceleração vertical será influenciada pelo $\cos(\theta)$ e $\cos(\phi)$. Os efeitos destas são visualizadas na Figura 13(c) indicadas por uma seta e na Figura 14 exposta a seguir.

Figura 14 – Comportamento das variáveis de controle de um quadricóptero pós-falha.

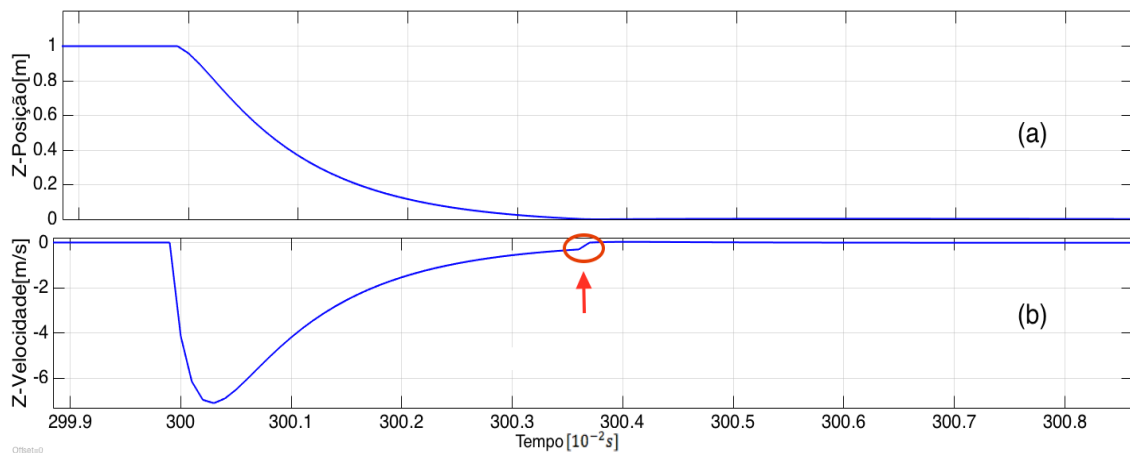


Fonte: O autor

Note que na Figura 14 há um grande esforço por parte dos controladores para manter os ângulos ϕ e θ iguais a zero. Tal informação pode ser extraída a partir do comportamento das variáveis responsáveis pelo empuxo vertical, U1, e os torques, U2 e U3. Finalmente, como não há controle sobre ângulo de ψ a variável U4 tende ao infinito, uma vez que esta torna-se incontrolável. Contudo, a altitude ainda representa um sistema independente e controlável, fato esse que estimulou a proposição da técnica de *fail-safe* aqui referida, a qual realiza o pouso automático usando uma função exponencial como trajetória de descida. Assim, aplicando esta técnica ao quadricóptero no regime de falha abordado, obtém-se a Figura 15.

A partir da Figura 15 nota-se a ação da técnica de falha segura proposta em um quadricóptero simulado, logo após a falha ocorrida no tempo aproximado de 3 segundos. O

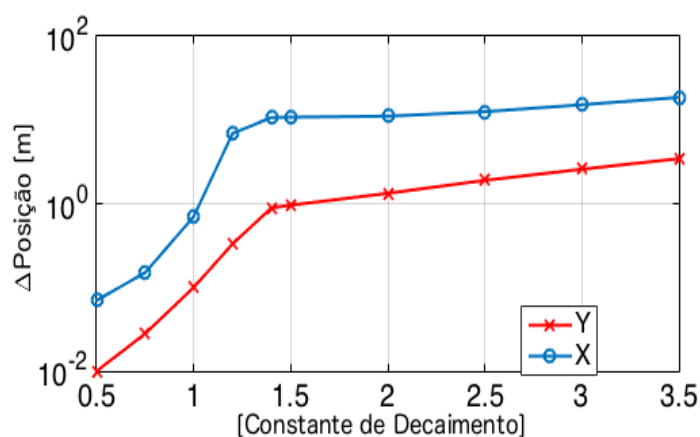
Figura 15 – Resposta dinâmica de voo apresentada ao aplicarmos a técnica de *fail-safe* ao veículo em falha.



Fonte: O autor

perfil de trajetória exposta na Figura 15(a) foi encontrada a partir de diversos testes, já que constatou-se que alterando o valor da constante de decaimento da função exponencial, a divagação horizontal apresentada pelo veículo em teste poderia ser maior ou menor (vide Figura 16). Contudo, o quadricóptero sempre chegará ao chão com uma velocidade aproximada de zero e nunca totalmente nula, pois deve haver translação vertical até o equipamento tocar o chão. Comportamento esse que pode ser observado na Figura 15(b) indicado pela seta e que será, também, percebido em ensaios posteriores utilizando um quadricóptero real.

Figura 16 – Influência da constante de decaimento na divagação horizontal.



Fonte: O autor

Infelizmente, mesmo com um perfil de descida rápido por parte do quadricóptero, a divagação no plano xy ainda persiste. Entretanto, fica claro a partir da Figura 16 que, quanto mais tempo o VANT citado em falha estiver em voo, maior será a divagação do equipamento e, conseqüentemente, maior a probabilidade de colisão do equipamento com algo ao seu entorno. Portanto, conclui-se que o pouso deve ser realizado o mais rápido

possível após identificada a presença da falha.

4.3 Experimento físico

Após os ensaios descritos, iniciou-se os primeiros estudos de como reproduzir o cenário apresentado nas simulações em um quadricóptero real. Logo, notou-se a necessidade de uma estrutura de proteção que permitisse testes de falha de motores *indoor* em quadricópteros. Assim, levantamentos foram realizados dentro da bibliografia usada nesta dissertação, com o intuito de construir uma espécie de gaiola que protegesse tanto o equipamento em teste quanto os observadores. O produto disto foi uma gaiola composta por redes de proteção de *nylon* no seu entorno e placas de E.V.A de 30 mm no piso, com dimensões de 2,5x2,5x2,5 m, a qual é exposta na Figura 17.

Figura 17 – Estrutura de teste construída no laboratório de robótica do Centauro(NUTECH).



Fonte: O autor

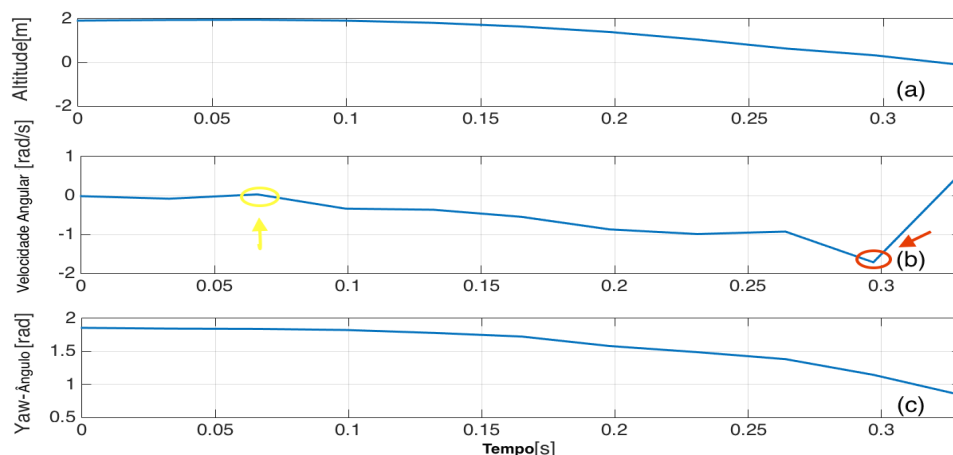
Com a estrutura de proteção concluída, o próximo passo foi a escolha da armação do quadricóptero e a sua respectiva placa de controle a serem usadas nos experimentos. Para a estrutura do quadricóptero, optou-se por um *frame* de fibra de carbono com alumínio por sua durabilidade(vide Figura 1), tendo como parâmetros os valores dados pela Tabela 2.

Em relação a controladora, a Pixhawk foi adotada por possuir dois processadores de 32 *bits*, sendo um destes específico para tratamentos de falhas durante o voo, além de contar com a presença de diversos acessórios, dentre os quais podemos citar: módulo receptor de GPS(*Global Position System*) externo, chave de segurança contra acionamentos acidentais do equipamento e módulos de rádio frequência de 915 MHz, responsáveis pela

viabilização da coleta de dados do quadricóptero em voo para um computador em solo. Além disso, a grande quantidade de fóruns de discussões sobre a Pixhawk, também, foi um dos fatores decisivos, já que esses possibilitariam o desenvolvimento rápido da técnica proposta aqui em conjunto com o código de estabilização de voo pré-existente na controladora definida. (vide Figura 1).

Isto posto, com o propósito de visualizar a dinâmica apresentada pelo quadricóptero real na condição de falha de dois motores opostos, foi feito o seguinte experimento: 1) retirou-se os dois motores opostos do *frame* do quadricóptero; 2) logo após, posicionou-se o quadricóptero sem *fail-safe* a uma altura de aproximadamente 2 m dentro da gaiola construída, através de uma linha de nylon conectada ao centro de massa do veículo; 3) ativou-se os motores para que a compensação da força peso fosse feita; 4) em seguida, a linha de nylon foi cortada; 5) finalmente, todos os dados do quadricóptero em relação ao que ocorreu posteriormente foram armazenados, os quais são mostrados pela Figura 18. O vídeo deste experimento está disponível em www.youtube.com/watch?v=-PQWNaIkig.

Figura 18 – Dinâmica de voo de um quadricóptero físico ao perder dois motores

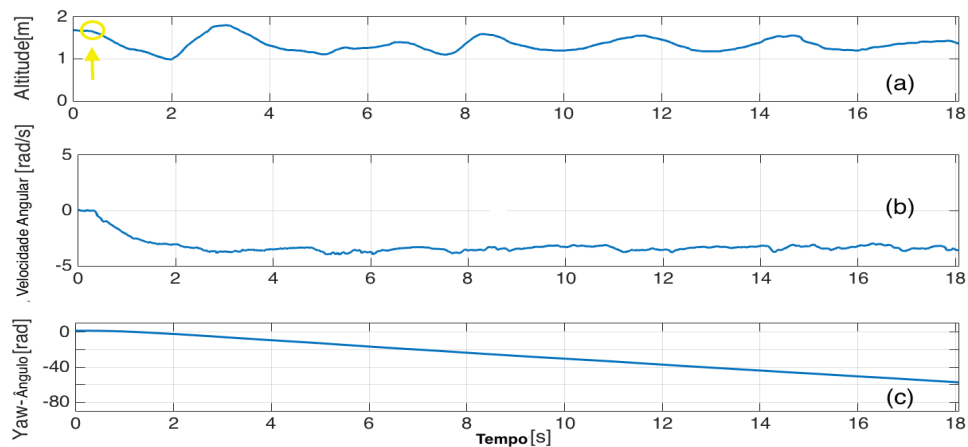


Fonte: O autor

Percebe-se na Figura 18(a) que os motores do quadricóptero não puderam gerar empuxo suficiente para manter o equipamento na altitude inicial, ocorrendo a queda deste, tendo a linha de suporte cortada no tempo de 0.07 segundos mostrada pela seta amarela na Figura 18(b). Apesar da rápida descida, podemos notar que houve uma pequena rotação entorno de z, fato esse que já havia sido previsto com a análise das equações dinâmicas e através dos gráficos gerados pelo simulador implementado.

Não satisfeitos com os resultados obtidos com o ensaio executado, repetiu-se todos os procedimentos do primeiro teste em um segundo, exceto não cortando a linha de suporte, já que se pretendia visualizar o comportamento do quadricóptero caso este conseguisse gerar empuxo suficiente para sua sustentação. Os efeitos observados na dinâmica do veículo em teste são dados pela Figura 19. O vídeo deste experimento está disponível em <https://www.youtube.com/watch?v=-61Cv68dcFM>.

Figura 19 – Dinâmica de voo de um quadricóptero físico ao perder dois motores utilizando o suporte de sustentação.



Fonte: O autor

A partir da Figura 19, verifica-se que a falha ocorre no tempo de 0.5 segundos indicado pela seta na Figura 19(a)), também, nota-se uma oscilação periódica na altitude do quadricóptero (vide Figura 19(a)) entre os tempos de 10 a 18 segundos, comportamento esse que associamos qualitativamente àquele destacado na Figura 13(c). Já na Figura 19(b)e(c) nota-se uma rotação ao redor do eixo z constante e conseqüentemente, ψ tendendo ao infinito, comportamento também previsto nas simulações anteriores. Estes resultados, portanto, corroboram com aqueles obtidos a partir do simulador apresentado. Lamentavelmente, as informações referentes à divagação horizontal do quadricóptero não puderam ser aferidas devido à limitação dos sensores embarcados na plataforma de teste, posto que estes possuem níveis de imprecisão de até 5 metros.

Após a confirmação da dinâmica prevista, iniciou-se os primeiros levantamentos de como embarcar a técnica de *fail-safe* no quadricóptero adquirido. Assim, deparamos-nos com alguns problemas intrínsecos de um equipamento real que serão discutidos a seguir:

- Apesar da plataforma de teste possuir diversos sensores para a estimativa da altitude, esses apresentavam imprecisões em suas estimativas, fato que foi contornado utilizando a velocidade instantânea de descida do quadricóptero para estimar a altitude atual e na verificação do pouso do equipamento.
- Os motores presentes na plataforma física não supriam a quantidade de empuxo necessária para que o quadricóptero se mantivesse voando pós-falha, impossibilitando o teste da técnica de *fail-safe* aqui idealizada. Como solução, pensou-se em uma nova dinâmica que o quadricóptero real poderia assumir que fosse similar ao que ocorre quando este perde seus dois motores opostos. Portanto, ao invés de zerar a rotação dos rotores 2 e 4 na condição de anomalia do sistema, tentou-se reduzir a potência desses em 15 por cento, assim o quadricóptero em voo, manteria-se na

altitude inicial e o comportamento característico da falha de dois motores opostos seria visualizado. Mas, tal tática falhou, pois apesar de ter mantido a altura inicial, o movimento de rotação ao entorno de z por parte do veículo em teste não surgiu. Entretanto, aumentou-se para 20 por cento a redução de potência dos motores 2 e 4, logo o quadricóptero não gerou o empuxo suficiente para permanecer voando. Esse problema enfrentado revela a necessidade de uma mudança de paradigma ao projetar um quadricóptero. Uma vez que tais veículos, atualmente, são desenhados para trabalhar somente com 4 motores. Contudo, o cenário de falha pôde ser replicado ao ser forçada uma rotação constante no eixo z e posteriormente, impondo um pouso com uma trajetória de descida exponencial.

- Outro problema verificado foi em relação à velocidade de descida, pois essa não poderia decrescer exponencialmente sem limite algum, já que o quadricóptero assumiria uma velocidade vertical muito elevada e os motores não conseguiriam gerar empuxo suficiente para impedir o contato abrupto do veículo com o solo. Assim, um limite de velocidade vertical máxima deveria ser ajustado durante o pouso.
- Devido ao limite de velocidade vertical durante o pouso outro problema ocorreu. A constante de decaimento escolhida referente a exponencial, deveria produzir um perfil de descida que se encaixasse, perfeitamente, com a altura atual da plataforma em teste, após a detecção da falha. Dado que, a altura atual do quadricóptero era calculada a partir da velocidade instantânea, se a exponencial de referência perdesse energia, rapidamente, o veículo em teste assumiria um perfil de descida linear em pleno voo. Mas, caso a função exponencial de descida levasse muito tempo para perder sua energia, ocorreria a probabilidade do quadricóptero chegar ao solo com uma velocidade vertical elevada.

Esses problemas e as questões decorrentes puderam ser tratadas com uma etapa intermediária de experimentação, mediante o auxílio de uma ferramenta de emulação apresentada no tópico 4.3.1 a seguir.

4.3.1 *SITL-Software in the loop*

No intuito de comparar os resultados obtidos a partir das simulações feitas, e solucionar os problemas encontrados nos testes iniciais usando um quadricóptero real, utilizou-se um simulador provido pela suite Ardupilot, chamado SITL (*Software In The Loop*). Tal simulador, permitiu emular no sistema operacional *Linux* a controladora de voo Pixhawk, placa de controle *open-sorce* de uso comercial, embarcada em um quadricóptero com as seguintes especificações :

Essencialmente, utilizou-se as instruções encontradas em ARDUPILOT (2015) e alterou-se o algoritmo padrão de simulação do SITL de modo que as condições de falha,

Parâmetros quadrrrotor	
Massa	1 kg
Dimensões	0,28x0,28 m
I_{xx}	0,036 Kg.m ²
I_{yy}	0,036 Kg.m ²
I_{zz}	0,036 Kg.m ²

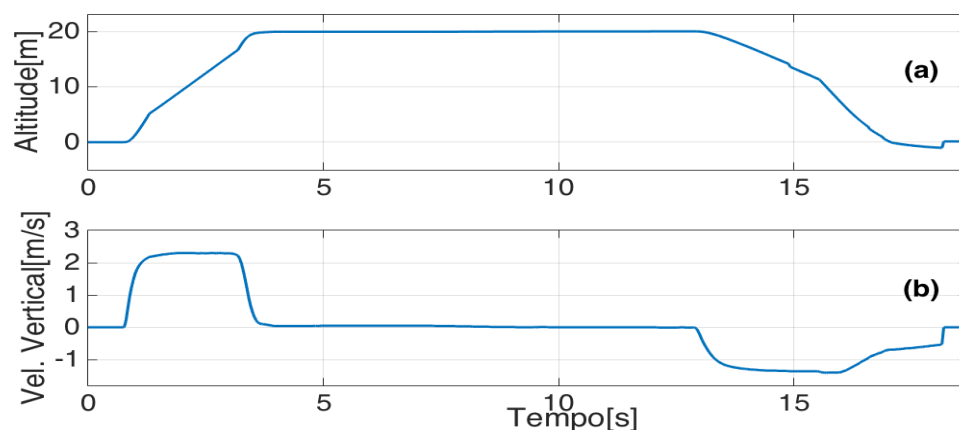
Fonte: O autor

Tabela 4 – Parâmetros quadrrrotor.

bem como a técnica de *fail-safe* apresentadas ocorressem. Para tanto, usou-se a linguagem de programação C++, a qual segundo ARDUPILOT (2015), é a linguagem predominante na suite Ardupilot. Diferentemente, do simulador apresentado, o SITL considera a dinâmica dos motores *brushless*, aumentando o nível de similaridade da simulação com a realidade.

Nesta perspectiva, realizou-se diversos ensaios, os quais eram constituídos pelas subsequentes etapas: 1) quadrrrotor era colocado a uma altitude de 20 metros; 2) após sua estabilização, forçava-se a condição de falha; 3) o pouso era realizado; 4) e ao final todos os dados referentes a dinâmica do quadrrrotor nas etapas anteriores eram gravados em um banco de dados. Estas informações foram essenciais, pois nos ajudaram no dimensionamento da constante de decaimento da exponencial de referência, bem como na velocidade máxima de descida assumida pelo quadricóptero físico. Para um melhor entendimento, por meio dos resultados obtidos utilizando o SITL, mostraremos o efeito do aumento ou redução da constante de decaimento exponencial e como essa influencia na dinâmica do quadrrrotor. Logo nas Figuras 20 e 21 são expostas as dinâmicas do quadricóptero referentes ao uso da técnica de *fail-safe* com uma constante exponencial maior e menor, respectivamente.

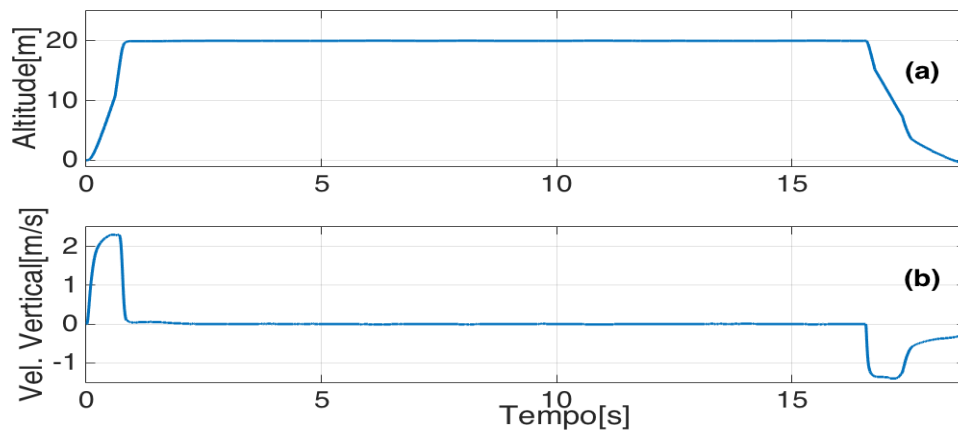
Figura 20 – Dinâmica de voo de um quadrrrotor real utilizando *fail-safe* com trajetória exponencial lenta de descida.



Fonte: O autor

A partir das figuras acima, nota-se que quanto maior a constante exponencial mais tempos o quadrrrotor demorará para tocar o solo(vide Figura 20), conseqüentemente,

Figura 21 – Dinâmica de voo de um quadricóptero simulado utilizando *fail-safe* com trajetória exponencial rápida de descida.



Fonte: O autor

ocorrendo uma maior divagação no posicionamento x e y do equipamento. Diferentemente, de um decaimento mais rápido que implicará em um pouso veloz (vide Figura 21). Perceba, também, que nas velocidades verticais visualizadas na Figura 20(b), entre os tempos de 13 a 16 segundos e na Figura 21(b) entorno dos 17 segundos de simulação, tornam-se constantes, uma vez que a velocidade máxima vertical foi atingida, sendo esta igual a 2m/s. Tal limite é estabelecido para que o quadricóptero não adquira velocidades elevadas verticalmente, impossibilitando assim, um contato suave do equipamento com o solo ao final do pouso.

Lamentavelmente, o limitador da velocidade vertical, influenciará no tipo de trajetória apresentada durante a descida, bem como a altitude apresentada pelo quadricóptero, no momento em que o *fail-safe* é ativado. Visto que, a trajetória de descida exponencial de referência deverá estar bem dimensionada para que o quadricóptero não atinja uma velocidade vertical constante por muito tempo como visto na Figura 20(b), a qual provocaria uma descida linear ao invés de exponencial.

4.3.2 Embarque do algoritmo

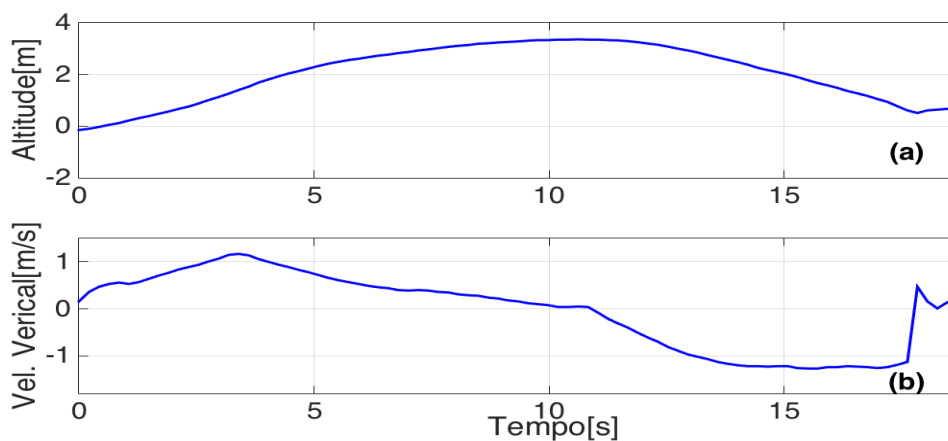
Após a exposição dos problemas e dos métodos de como solucioná-los, e com base nas informações presentes em ARDUPILOT (2015), os testes *outdoor* iniciaram. Para tanto, 1) o quadricóptero com a técnica de *fail-safe* embarcada era posicionado, remotamente, por meio de um controle de rádio frequência de 2.4 Ghz (vide Figura 22) a uma determinada altura; 2) aguardava-se a sua estabilização; 3) através do acionamento de uma chave presente no controle usado, o cenário da falha apresentado nesta pesquisa era replicado no quadricóptero em pleno voo; 4) conseqüentemente, a técnica de falha segura proposta era ativada; 4) Assim, os dados relativos a altitude e a velocidade vertical do equipamento eram monitorados e armazenados.

Figura 22 – Controle utilizado nos experimentos com a plataforma física de teste.



Fonte: O autor

Para comprovarmos a eficiência da descida exponencial na técnica de *fail-safe* diante a falha de dois motores opostos em um quadricóptero real, realizou-se, primeiramente, testes utilizando uma trajetória linear de pouso. Com a intenção de observarmos os efeitos que esta causaria no equipamento, principalmente, quando o quadricóptero toca o solo. Os resultados da técnica de *fail-safe* com trajetória de descida linear são dadas pela Figuras 23 e 24. Os *links* dos vídeos destes experimentos são disponibilizados na legenda das figuras.

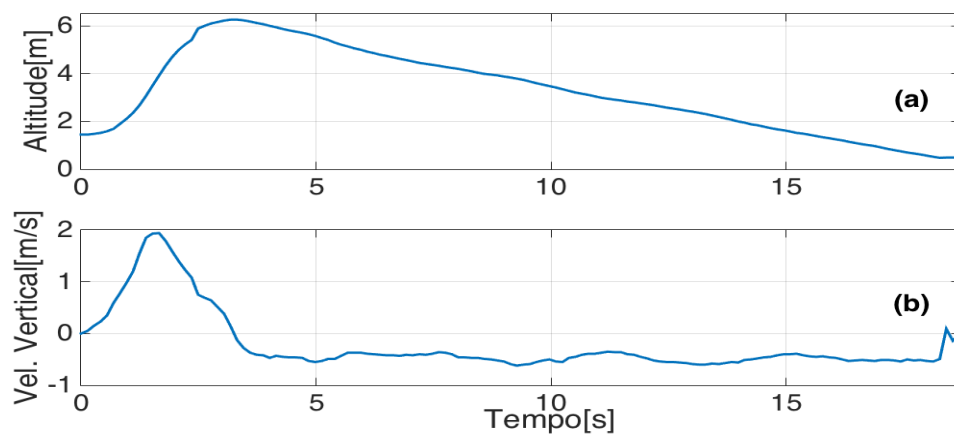
Figura 23 – Dinâmica de voo de um quadricóptero real, utilizando *fail-safe* com trajetória linear de descida (vide <www.youtube.com/watch?v=hDMloNwIzb4>).

Fonte: O autor

Analisando, inicialmente a Figura 23, observa-se que o quadricóptero foi posicionado, remotamente, a uma altitude de 3 m (vide Figura 23(a)), após atingir essa posição, a chave referente a ativação do cenário da falha de dois motores opostos e do *fail-safe* foi acionada no tempo aproximado de 11 segundos do experimento. Logo, o quadricóptero começa o procedimento de descida, mas veja que a velocidade vertical do equipamento permanece limitada a 2 m/s até atingir o solo 7 segundos após sofrer a falha. Note que na Figura 23(a), mesmo após o quadricóptero ter tocado o chão a altitude não torna-se zero

absoluta, visto que os sensores embarcados no quadricóptero não possuem elevados graus de precisão. Contudo se analisarmos a velocidade que o quadricóptero estava ao tocar o solo, constatamos que o mesmo apresenta uma elevada velocidade, fato esse que pode ocasionar avarias na estrutura. Assim, realizou-se um novo experimento, agora diminuindo o limite de velocidade vertical, para compararmos os efeitos que essa mudança poderia causar na dinâmica do quadricóptero com a falha segura ativada. Desta maneira, obtendo-se a Figura 24.

Figura 24 – Dinâmica de voo de um quadricóptero real, utilizando *fail-safe* com trajetória linear de descida(vide <www.youtube.com/watch?v=qsxsNqdbDms>).

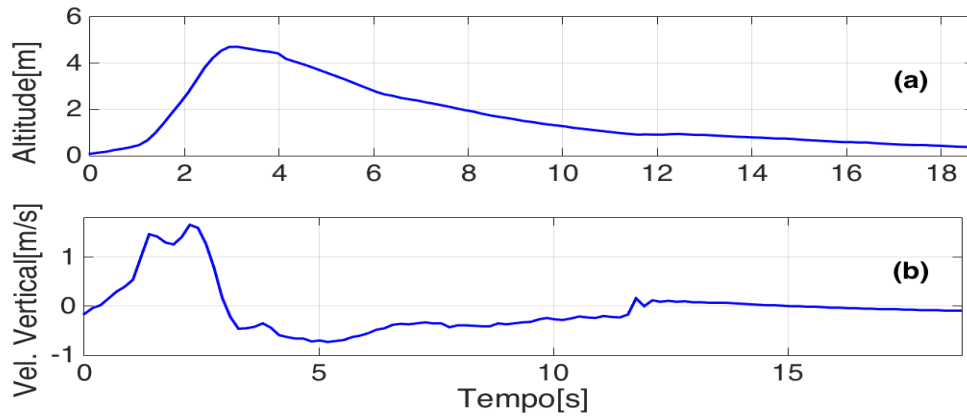


Tendo todos os procedimentos do segundo teste idênticos ao primeiro, o quadricóptero foi colocado a uma altitude agora de 6 metros Figura 24(a), em 4 segundos de experimento o cenário de falha é forçado, veja que a velocidade vertical é limitada a 0.5m/s, ocasionando em um pouso mais lento com maior divagação por parte do quadricóptero. No entanto, este possui uma velocidade menor ao tocar o solo.

A partir das figuras acima, observa-se que a estratégia linear apresenta uma velocidade de descida constante. Contudo, dependendo de como essa está definida o quadricóptero pode colidir abruptamente com o solo em caso de uma velocidade de descida elevada e uma menor divagação horizontal (vide Figura 23), ou com uma velocidade menor, ocasionando em um pouso suave, mas com uma grande divagação por parte do veículo, já que a plataforma de teste demoraria mais para pousar(vide Figura 24)

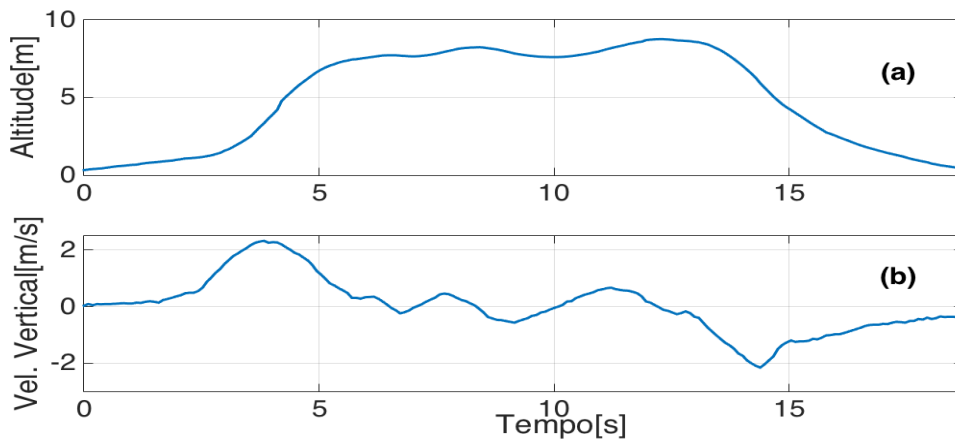
Posteriormente, os ensaios visando o comportamento de um quadricóptero real, pós falha com *fail-safe* de trajetória exponencial de pouso, foram realizados. Assim, seguindo a mesma metodologia dos teste anteriores, obteve-se as Figuras 25, 26, 27 e 28. Os *links* dos vídeos correspondentes as execuções destes experimentos, estão disponíveis na legenda de cada figura apresentada abaixo.

Figura 25 – Dinâmica de voo de um quadricóptero real, utilizando *fail-safe* com trajetória exponencial de descida(vide <www.youtube.com/watch?v=gteY6xTwBBk>).



Fonte: O autor

Figura 26 – Dinâmica de voo de um quadricóptero real, utilizando *fail-safe* com trajetória exponencial de descida(vide <www.youtube.com/watch?v=HVcU8KLoXxY>).

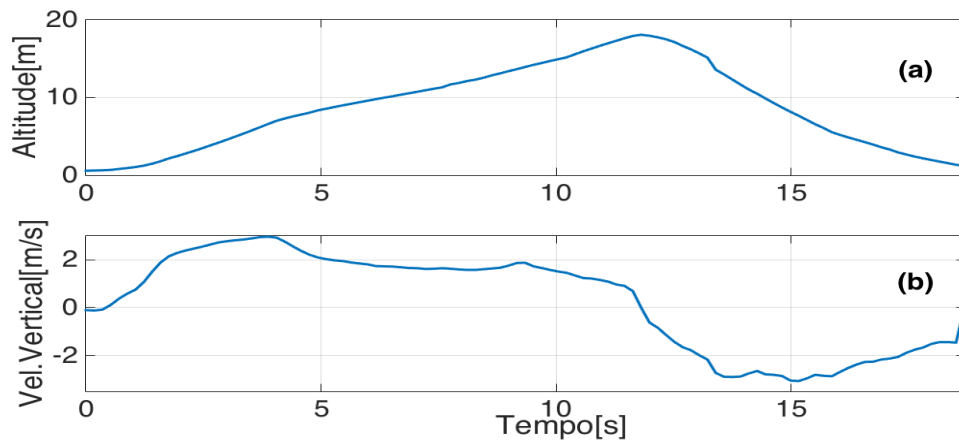


Fonte: O autor

Diferentemente, da estratégia linear anterior, em todos os 4 experimentos realizados, a velocidade de descida é alterada a medida que o equipamento chega mais perto do chão, garantindo, assim uma rápida descida inicial, mas com uma velocidade vertical reduzida ao tocar o solo. Apesar deste ótimo resultado, problemas surgiram ao se definir a exponencial de referência, pois notou-se que a altitude do quadricóptero, logo após a falha de motores, e o limite de velocidade vertical estabelecido previamente, influenciavam na dinâmica de pouso manifestada pelo equipamento.

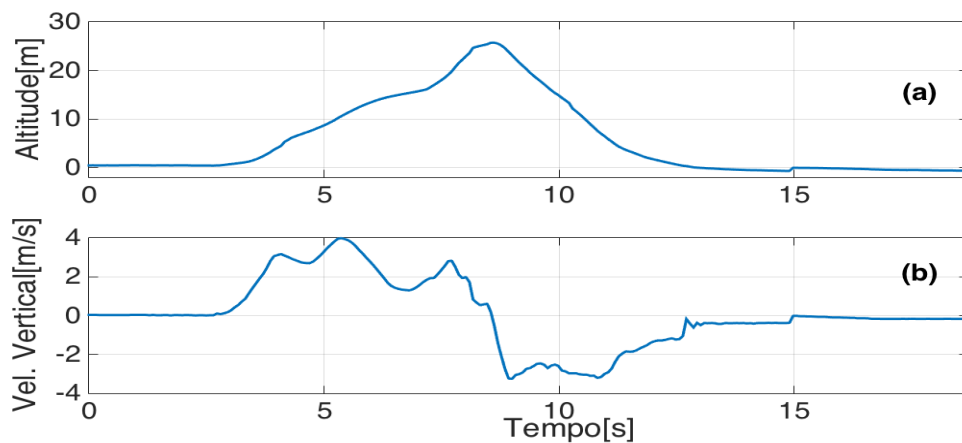
Veja na Figura 25, ainda que o quadricóptero apresente uma característica exponencial em sua descida, este pouso, lentamente, devido ao limite de velocidade máximo definido em 0.5 m/s. Isto é um problema, pois como foi visto, o quadricóptero divaga enquanto não chegar ao chão. Já na Figura 26, usando a mesma exponencial de referência de descida do experimento anterior, mas com um limite de velocidade vertical de 3 m/s. Visualiza-se

Figura 27 – Dinâmica de voo de um quadricóptero real, utilizando *fail-safe* com trajetória exponencial de descida(vide <www.youtube.com/watch?v=uV7a-ljKnnnc>).



Fonte: O autor

Figura 28 – Dinâmica de voo de um quadricóptero real, utilizando *fail-safe* com trajetória exponencial de descida(vide <www.youtube.com/watch?v=4u1OpBJDhhw>).



Fonte: O autor

uma dinâmica de descida bem mais rápida do que o apresentado pelo equipamento anteriormente(vide 25(b)). Apesar de que no segundo ensaio, o quadricóptero possuísse uma altitude de 9 m no momento da falha. Agora, nas Figuras 27 e 28, observa-se o efeito da altitude na técnica de *fail-safe* implementada. Note que quadricóptero chega ao solo com uma maior velocidade na Figura 27(b) do que na Figura 28(b), apesar de possuírem uma mesma constante de decaimento exponencial e velocidade vertical limitada em 3 m/s.

Os efeitos descritos anteriores estão relacionados com o modo que a exponencial de referência da altitude perde energia, pois para haver um pouso perfeito com uma velocidade de descida ideal e um tempo de pouso mínimo, a altitude e a velocidade atual do quadricóptero teriam que ser inclusas na forma de se calcular a constante de decaimento aplicada a exponencial de referência e ao limite de velocidade vertical do equipamento. Esta é uma proposta de trabalho futuro.

5 CONCLUSÕES

5.1 Introdução

Portanto, conclui-se que nesta pesquisa desenvolveu-se uma técnica de *fail-safe* eficiente e capaz de reduzir os efeitos da perda de dois motores opostos em um quadricóptero com a ativação de uma técnica de pouso automático que impede o *flip* do equipamento e a divagação do mesmo. Para o desenvolvimento desta técnica foi realizado um trabalho árduo e minucioso na investigação da condição de falha de dois motores opostos em quadricópteros, bem como no estudo de diversos trabalhos científicos com a mesma temática e na análise das equações dinâmicas que regem os movimentos de um quadricóptero.

Através dos diversos experimentos aqui descritos, mostrou-se, também, que a trajetória de pouso do tipo exponencial atenderia os quesitos necessários para aterrissar um quadricóptero com dois motores opostos em falha. Já que, este assumiria uma velocidade de descida inicial elevada, mas apresentando uma velocidade vertical reduzida quando o equipamento estivesse próximo ao solo. Compare a Figura 24(b) com a Figura 25(b), note que o comportamento da velocidade vertical do quadricóptero se mantém constante em 0.5 m/s na primeira, já na segunda é alterada a cada instante. Este efeito nos mostra, claramente, que a descida exponencial proporcionará um pouso mais rápido, mas com uma velocidade vertical final reduzida (vide Figura 26(b)). Diferentemente da descida linear (vide Figura 24(b)), a qual nos permitiria sim um pouso rápido, entretanto apresentaria uma alta velocidade quando o quadricóptero toca-se o solo.

A técnica de *fail-safe* aqui desenvolvida, também possui um viés comercial, já que esta pode ser implementada em um *hardware* específico no tratamento de falhas, o qual acoplado na maioria dos quadricópteros existentes no mercado, possibilitaria a redução dos efeitos nestes em caso de perda de motores opostos.

5.2 Resumo das contribuições da dissertação

De modo mais específico as principais contribuições desta dissertação foram as seguintes:

1. Oferecer uma ampla revisão bibliográfica sobre a expansão do uso de quadricópteros e as implicações legais que incidem neste à comunidade científica.
2. Expor o comportamento dinâmico característico de um quadricóptero após a falha de dois motores opostos.

3. A proposição de uma técnica de *fail-safe* voltada para quadricópteros com dois motores opostos em falha, impedindo a queda deste.
4. Averiguar e recomendar o melhor perfil de descida que um VANT, do tipo quadricóptero pode assumir ao perder a potência parcial ou total dos seus dois rotores contrários.

5.3 Trabalhos futuros

Um grande número de propostas de trabalhos na linha de pesquisa desenvolvida nesta dissertação pode ainda ser desenvolvida. Dentre os potenciais temas de pesquisa futura podem ser listadas as seguintes direções:

1. Realização de testes envolvendo diferentes atribuições ao valor da constante de decaimento exponencial dependendo da altura que ocorre a falha, bem como a escolha do limite de velocidade vertical ideal.
2. Testes em outros quadricópteros reais, com motores que produzam empuxo suficiente para manter a sustentação do equipamento após a falha, como em: Mueller e D'Andrea (2014).
3. Implementar controladores com múltiplas entradas e múltiplas saídas, com a finalidade de se obter o controle sobre as coordenadas x e y , apesar da rotação ao redor do eixo z semelhantes ao apresentado por Mueller e D'Andrea (2014) e Lippiello *et al.* (2014a).
4. Desenvolver um controlador MPC (*Model Predictive Control*) aplicado a quadricópteros. Estratégia essa baseada na otimização do sinal de controle através de uma função custo, sendo essa definida a partir da previsão da dinâmica do sistema. Tendo sido empregada em diversos trabalhos científicos como em Alexis *et al.* (2011), Abdolhosseini *et al.* (2013) e Mueller e D'Andrea (2013).

REFERÊNCIAS

- ABDOLHOSSEINI, M.; ZHANG, Y.; RABBATH, C. A. **An efficient model predictive control scheme for an unmanned quadrotor helicopter**. *Journal of intelligent & robotic systems*, Springer, v. 70, n. 1-4, p. 27–38, 2013.
- ADMINISTRATION, F. A. **Unmanned Aircraft Systems (UAS) Registration**. 2015. Disponível em: <<https://www.faa.gov/uas/registration/>>. Acesso em: 24 dez. 2015.
- AL-OMARI, M. A. R. **Integrated Simulation Platform for Indoor Quadrotor Applications**. In: IEEE. *Proceedings of the 9th International Symposium on Mechatronics and its Applications (ISMA13)*. [S.l.], 2013. p. 1–6.
- ALEXIS, K.; NIKOLAKOPOULOS, G.; TZES, A. **Model predictive control scheme for the autonomous flight of an unmanned quadrotor**. In: IEEE. *Industrial Electronics (ISIE), 2011 IEEE International Symposium on*. [S.l.], 2011. p. 2243–2248.
- AMIR, M. Y.; ABBASS, V. **Modeling of quadrotor helicopter dynamics**. In: IEEE. *Smart Manufacturing Application, 2008. ICSMA 2008. International Conference on*. [S.l.], 2008. p. 100–105.
- ANAC. **RPAS - SISTEMAS DE AERONAVES REMOTAMENTE PILOTADAS**. 2015. Disponível em: <<http://www2.anac.gov.br/rpas/>>. Acesso em: 17 dez. 2015.
- ARDUPILOT. **HOME**. 2015. Disponível em: <<http://ardupilot.com/>>. Acesso em: 17 dez. 2015.
- ARGENTIM, L. M.; REZENDE, W. C.; SANTOS, P. E.; AGUIAR, R. *et al.* **PID, LQR and LQR-PID on a quadcopter platform**. In: IEEE. *Informatics, Electronics & Vision (ICIEV), 2013 International Conference on*. [S.l.], 2013. p. 1–6.
- BOLANDI, H.; REZAEI, M.; MOHSENIPOUR, R.; NEMATI, H.; SMAILZADEH, S. M. **Attitude control of a quadrotor with optimized pid controller**. Scientific Research Publishing, 2013.
- BOUABDALLAH, S. **Design and control of quadrotors with application to autonomous flying**. Tese (Doutorado) — École Polytechnique federale de Lausanne, 2007.
- BOUABDALLAH, S.; NOTH, A.; SIEGWART, R. **PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor**. In: IEEE. *Intelligent Robots and Systems, 2004. (IROS 2004). Proceedings. 2004 IEEE/RSJ International Conference on*. [S.l.], 2004. v. 3, p. 2451–2456.
- CHOI, Y.-C.; AHN, H.-S. **Nonlinear control of quadrotor for point tracking: Actual implementation and experimental tests**. *Mechatronics, IEEE/ASME Transactions on*, IEEE, v. 20, n. 3, p. 1179–1192, 2015.
- COSTA, S. **Controlo e simulação de um quadrirotor convencional**. Tese (Doutorado) — MS thesis, Tech. Univ. of Lisbon. Lisbon, 2008.

- CRAIG, J. J. **Introduction to robotics: mechanics and control**. [S.l.]: Pearson Prentice Hall Upper Saddle River, 2005. v. 3.
- DOMINGUES, J. M. B. **Quadrotor prototype**. *Universidade Tecnica de Lisboa. Dissertacio*, 2009.
- DUC, M. N.; TRONG, T. N.; XUAN, Y. S. **The quadrotor MAV system using PID control**. In: IEEE. *Mechatronics and Automation (ICMA), 2015 IEEE International Conference on*. [S.l.], 2015. p. 506–510.
- EFRAIM, H. **Quadrotor Hovercraft Structure, State Estimation and Control**. Dissertação (Mestrado) — Thesis (Master of Science in Mechanical Engineering)—Faculty of Mechanical Engineering, Ben-Gurion University of the Negev, Be'er Sheva (IL), 2011.
- FOINA, A. G.; SENGUPTA, R.; LERCHI, P.; LIU, Z.; KRAINER, C. **Drones in Smart Cities: Overcoming Barriers through Air Traffic Control Research**. In: IEEE. *Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems*. [S.l.], 2015. p. 1–9.
- GONZÁLEZ-VÁZQUEZ, S.; MORENO-VALENZUELA, J. **A new nonlinear PI/PID controller for quadrotor posture regulation**. In: IEEE. *Electronics, Robotics and Automotive Mechanics Conference (CERMA), 2010*. [S.l.], 2010. p. 642–647.
- HAELE, T. **Drone Deliveries Of Blood Could Transform Healthcare In Africa**. 2016. Disponível em: <<http://www.forbes.com/sites/tarahaelle/2016/04/12/there-will-be-blood-drone-deliveries-in-africa-could-transform-healthcare/#7144305056cd>>. Acesso em: 24 dez. 2015.
- IEEE. **Dynamic analysis and PID control for a quadrotor**, author=Li, Jun and Li, Yuntang. In: *Mechatronics and Automation (ICMA), 2011 International Conference on*. [S.l.], 2011. p. 573–578.
- JI, Y.; YU, Y.; ZHANG, W.; SUN, C. **Attitude control of a quadrotor unmanned aerial vehicle based on linear extended state observer**. In: IEEE. *Control and Decision Conference (CCDC), 2015 27th Chinese*. [S.l.], 2015. p. 1350–1355.
- JIŘINEC, T. **Stabilization and control of unmanned quadcopter**. Tese (Doutorado) — Thesis (Master of Science in Space Engineering)—Faculty of Electrical Engineering, Czech Technical University, Prague (CZ), 2011.
- KANG, C. **F.A.A. Receives Proposals for Drone Rules**. 2015. Disponível em: <http://www.nytimes.com/2015/11/24/technology/proposed-regulations-for-drones-are-released.html?_r=0>. Acesso em: 24 dez. 2015.
- KODGIRWAR, V.; KUMAR, V.; SAWANT, S.; SHEGOKAR, M. **Design of Control System for Quadcopter using Complementary Filter and PID Controller**. In: ESRSA PUBLICATIONS. *International Journal of Engineering Research and Technology*. [S.l.], 2014. v. 3, n. 4 (April-2014).
- LANZON, A.; FREDDI, A.; LONGHI, S. **Flight control of a quadrotor vehicle subsequent to a rotor failure**. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 37, n. 2, p. 580–591, 2014.

- LEISHMAN, J. G. **A history of helicopter flight**. *The University of Maryland*, Available in: <http://terpconnect.umd.edu/~leishman/Aero/history.html>, v. 1, 2000.
- LIPPIELLO, V.; RUGGIERO, F.; SERRA, D. **Emergency landing for a quadrotor in case of a propeller failure: A backstepping approach**. In: IEEE. *Intelligent Robots and Systems (IROS 2014), 2014 IEEE/RSJ International Conference on*. [S.l.], 2014. p. 4782–4788.
- LIPPIELLO, V.; RUGGIERO, F.; SERRA, D. **Emergency landing for a quadrotor in case of a propeller failure: A PID based approach**. In: IEEE. *Safety, Security, and Rescue Robotics (SSRR), 2014 IEEE International Symposium on*. [S.l.], 2014. p. 1–7.
- LO, C. H.; SHIN, H.-S.; TSOURDOS, A.; KIM, S. **Modeling and simulation of fault tolerant strategies for a quad rotor UAV**. In: *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. American Institute of Aeronautics and Astronautics*. [S.l.: s.n.], 2013.
- LU, P.; KAMPEN, E.-J. van. **Active fault-tolerant control for quadrotors subjected to a complete rotor failure**. p. 4698–4703, 2015.
- MUELLER, M. W.; D'ANDREA, R. **Stability and control of a quadcopter despite the complete loss of one, two, or three propellers**. In: IEEE. *Robotics and Automation (ICRA), 2014 IEEE International Conference on*. [S.l.], 2014. p. 45–52.
- MUELLER, M. W.; D'ANDREA, R. **A model predictive controller for quadcopter state interception**. In: *European Control Conference*. [S.l.: s.n.], 2013. p. 1383–1389.
- NICOL, C.; MACNAB, C.; RAMIREZ-SERRANO, A. **Robust adaptive control of a quadrotor helicopter**. *Mechatronics*, Elsevier, v. 21, n. 6, p. 927–938, 2011.
- NISE, N. S.; SILVA, F. R. da. **Engenharia de sistemas de controle**. [S.l.]: LTC, 2002. v. 3.
- OGASAWARA, S.; AKAGI, H. **An approach to position sensorless drive for brushless DC motors**. *Industry Applications, IEEE Transactions on*, IEEE, v. 27, n. 5, p. 928–933, 1991.
- OMURLU, V. E.; SAGIRLI, A.; HASKOY, E. **Nonlinear state-space representations of a quadrotor through bond-graph technique**. In: IEEE. *Control and Decision Conference (CCDC), 2012 24th Chinese*. [S.l.], 2012. p. 620–627.
- PIO, R. L. **Euler angle transformations**. *Automatic Control, IEEE Transactions on*, IEEE, v. 11, n. 4, p. 707–715, 1966.
- POUNDS, P.; MAHONY, R.; CORKE, P. **Modelling and control of a quad-rotor robot**. In: AUSTRALIAN ROBOTICS AND AUTOMATION ASSOCIATION INC. *Proceedings Australasian Conference on Robotics and Automation 2006*. [S.l.], 2006.
- RANJBARAN, M.; KHORASANI, K. **Fault recovery of an under-actuated quadrotor aerial vehicle**. In: *Proceedings of the 49th IEEE Conference on Decision and Control*. [S.l.]: IEEE, 2010. p. 4385–4392.

ROMERO, L. E.; POZO, D. F.; ROSALES, J. A. *et al.* **Quadcopter stabilization by using PID controllers.** Universidad de Cuenca, 2014.

SÁ, R. C. **Construção, modelagem dinâmica e controle PID para estabilidade de um veículo aéreo não tripulado do tipo quadrirotor.** Dissertação (Mestrado) — (Master of Science in Teleinformatics Engineering)—Faculty of Teleinformatics Engineering, Universidade Federal do Ceará, Fortaleza (BR), 2012.

SAIED, M.; ALSHAMAA, D.; SHRAIM, H.; FRANCIS, C.; LUSSIER, B.; FANTONI, I. **Model Identification and Validation for translational movements of an Octorotor UAV.** p. 1–7, 2015.

SALIH, A. L.; MOGHAVVEMI, M.; MOHAMED, H. A.; GAEID, K. S. **Flight PID controller design for a UAV quadrotor.** In: . [S.l.]: Academic Journals, 2010. v. 5, n. 23, p. 3660–3667.

SANCA, A. S.; ALSINA, P. J.; CERQUEIRA, J. de J. F. **Dynamic modelling of a quadrotor aerial vehicle with nonlinear inputs.** In: IEEE. *Robotic Symposium, 2008. LARS'08. IEEE Latin American.* [S.l.], 2008. p. 143–148.

SANTOS, M.; LÓPEZ, V.; MORATA, F. **Intelligent fuzzy controller of a quadrotor.** In: IEEE. *Intelligent Systems and Knowledge Engineering (ISKE), 2010 International Conference on.* [S.l.], 2010. p. 141–146.

SZAFRANSKI, G.; CZYBA, R. **Different approaches of PID control UAV type quadrotor.** In: DELFT UNIVERSITY OF TECHNOLOGY AND THALES. *International Micro Air Vehicle conference and competitions 2011 (IMAV 2011), 't Harde, The Netherlands, September 12-15, 2011.* [S.l.], 2011.

WALKER, J.; HALLIDAY, D.; RESNICK, R. **Fundamentos de física: volume 1: mecânica.** [S.l.]: LTC, 2009.

Apêndices

$$\mathbf{B}_a = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1/m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1/Iz & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/Ix & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/Iy \end{pmatrix} \quad (\text{A.5})$$

$$\mathbf{C} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (\text{A.6})$$

De acordo (NISE; SILVA, 2002), a controlabilidade é a capacidade de levar um sistema de um estado inicial para um final em um tempo finito, a partir das variáveis de controle deste, as quais são representadas pela equação A.2. Portanto, para sermos capazes de determinar a controlabilidade do sistema aqui modelado, é necessário montarmos a matriz de controlabilidade dada por A.7. Desta maneira, caso esta matriz possua posto pleno, o sistema será completamente controlável.

$$\mathbf{M}_c = \left(B_a \quad AB_a \quad A^2B_a \quad \dots \quad A^{n-1}B_a \right) \quad (\text{A.7})$$

Contudo, montando a matriz de controlabilidade referente ao modelo linearizado do quadrirrotor, obtém-se ao final um posto igual a 12, provando que o sistema é completamente controlável, ou seja, todos os estados do sistema podem ser alcançados a partir de uma entrada u em um tempo finito. Mas, no caso de falha de dois motores opostos

o quadricóptero ainda é um sistema totalmente controlável? Para respondermos a esta pergunta, devemos gerar uma nova matriz de controlabilidade referente ao novo sistema pós falha. Para isso, devemos ter em mente que o ângulo ψ não poderá mais ser controlado, assim a matriz B_a do modelo será substituída por:

$$\mathbf{B}_f = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1/m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/I_x & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/I_y \end{pmatrix} \quad (\text{A.8})$$

Utilizando os mesmos métodos anteriores para avaliarmos a controlabilidade do novo sistema, verifica-se que o posto da nova matriz de controlabilidade é igual a 10. Assim, concluí-se que o sistema não é totalmente controlável, já que os estados referentes a velocidade angular ao redor do eixo z e, conseqüentemente, o ângulo ψ tornam-se incontroláveis. Já em relação a observabilidade do sistema, a qual pode ser avaliada montando a matriz de observabilidade dada por:

$$\mathbf{M}_o = \left(C \quad CA \quad CA^2 \quad \dots \quad CA^{n-1} \right)^T \quad (\text{A.9})$$

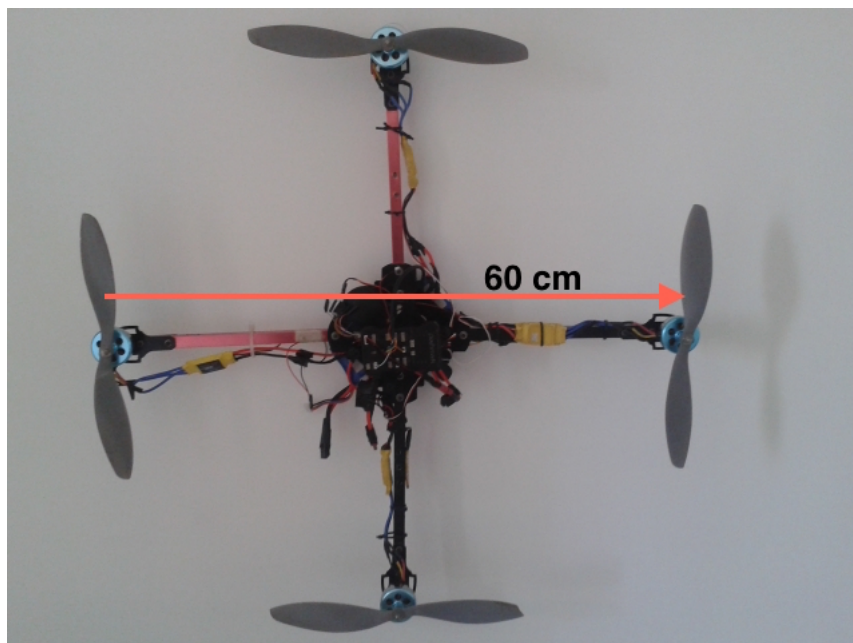
O sistema mostrou-se totalmente observável tanto antes, quanto após a falha de dois motores opostos. Uma vez que, a matriz de observabilidade apresentou um posto igual a 4 nos dois casos citados. Portanto, o estado inicial do sistema pode ser obtido com base nas entradas e saídas deste.

APÊNDICE B – ESTRUTURA

Este apêndice tem como objetivo o de descrever, detalhadamente, a construção da plataforma quadricóptera utilizada em todos os experimentos aqui descritos. Desta maneira, dando ao leitor informações específicas sobre a plataforma usada, a qual poderá ser replicada por qualquer um, se assim desejar.

Primeiramente, realizou-se a montagem do *frame* do equipamento abordado, na qual optou-se por uma estrutura de hastes retangulares cruzadas de alumínio, tendo cada haste 60 cm de comprimento e, 3 cm de largura e altura, sendo esta exposta na Figura 29.

Figura 29 – *Frame* usado na plataforma de teste montada.

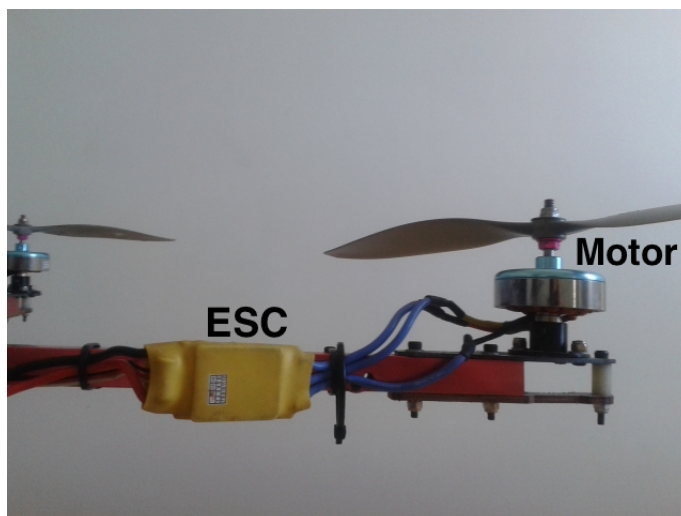


Fonte: O autor

Assim, após a montagem do *frame* do equipamento, realizou-se a fixação de 4 motores *brushless* com hélices de 4x11.7 (vide Tabela 5) nas extremidades de cada haste (vide Figura 30) que foram, devidamente, posicionados e aparafusados no *frame* do quadricóptero. Consecutivamente, instalou-se ESC's (vide Tabela 5), dispositivos usados para controlar a rotação dos motores sem escova, na lateral de cada haste, sendo estes fixados com abraçadeiras de nylon como observado na Figura 30.

Assumindo, o centro de massa no centro da estrutura montada, fixou-se a placa de controle Pixhawk, bem como uma bateria de íons de lítio (vide Tabela 5) na parte central superior e inferior do quadricóptero, respectivamente. Como já descritos, o primeiro destes será responsável pelo controle de atitude, altitude e posicionamento do quadricóptero e o segundo pelo fornecimento de energia. Já os periféricos presentes na Tabela 5 foram

Figura 30 – Localização dos ESC's na plataforma de teste montada.



Fonte: O autor

afixados próximos a placa de controle embarcada no quadricóptero. Dentre esses destaca-se um rádio transceptor operando em uma frequência de 915 MHz que teve como função o envio de dados referentes a altitude e atitude da plataforma de teste em pleno voo para um computador em terra, o qual fazia o armazenamento destas informações.

Já em relação ao controle utilizado para se controlar manualmente a plataforma montada, usou-se um controle de rádio frequência de 2.4 GHz de 6 canais da marca Fly Sky modo 2 de operação, com 590 gramas de peso (vide Figura 22). Sendo o alcance entre o receptor embarcado no quadricóptero e o controle em terra de 500 metros com uma visada direta. Portanto, ao final, obteve-se um quadricóptero com 1,4 kg e com um diâmetro de 60 cm exposto na Figura 29.

Especificações Pixhawk	
Microprocessadores	Cortex M4 32-bit STM32F427
	<i>Coprocessador failsafe 32 bit STM32F103</i>
Sensores	Giroscópio: ST Micro L3GD20 3-axis 16-bit
	Acelerômetro/magnetômetro: ST Micro LSM303D 3-eixos 14-bit
	Giroscópio/acelerômetro: MPU 6000 3-eixos
	Barômetro: MS5611
Motores, ESCs, Bateria e Hélices	
Motor	HexTronik DT750 Brushless Outrunner 750kv
Hélice	APC 11x4.7 Slow Flyer
Bateria	Turnigy 4000mAh 3S 40C Lipo Pack
ESC	ESC 30A Brushless Motor Speed Controller RCTimer
Periféricos	
GPS	Neo-M8N ublox GPS
Rádio Telemetria	915MHz 3DR Radio Wireless Telemetry System
Receptor	FlySky FS-T6 2.4ghz Digital Proportional 6 Channel

Fonte: O autor

Tabela 5 – Tabela de componentes presentes na plataforma de teste montada.