



**DESAIN DAN IMPLEMENTASI  
*CONTROLLER PROPORTIONAL INTEGRAL DERIVATIVE (PID)*  
UNTUK *HOVER* PADA *QUADCOPTER***

**SKRIPSI**

Oleh

**Wahyu Ardy Kurniawan**

**151910101077**

**PROGRAM STUDI STRATA 1 TEKNIK MESIN  
FAKULTAS TEKNIK  
UNIVERSITAS JEMBER  
2019**



**DESAIN DAN IMPLEMENTASI  
*CONTROLLER PROPORTIONAL INTEGRAL DERIVATIVE (PID)*  
UNTUK HOVER PADA QUADCOPTER**

**SKRIPSI**

Diajukan guna melengkapi tugas akhir dan memenuhi salah satu syarat untuk menyelesaikan Program Studi Teknik Mesin (S1) dan mencapai gelar Sarjana Teknik

**Oleh**

**Wahyu Ardy Kurniawan**

**151910101077**

**PROGRAM STUDI STRATA 1 TEKNIK MESIN  
FAKULTAS TEKNIK  
UNIVERSITAS JEMBER  
2019**

## PERSEMBAHAN

Skripsi ini tulis guna menyelesaikan di Teknik Mesin dan persembahkan untuk:

1. Ayahanda tercinta (Poniman) dan Ibuda (Riyami) yang selalu bersabar dalam mendidik, menyangiku dari bayi hingga sekarang.
2. Adik saya tercinta Beti, Bima dan Roni.
3. Seluruh keluarga besar yang mendukung selama pendidikan saya dari awal sampai selesai.
4. Seluruh dosen yang selalu bersabar dalam membimbing saya selama kuliah di Teknik Mesin.
5. Rekan-rekan Teknik Mesin yang banyak membantu dalam perkuliahan di Teknik Mesin.
6. Rekan-rekan kontrakan yang menemani susah senangnya dalam kehidupan sehari-hari selama kurun waktu 3 tahun.
7. Teman-teman di Fakultas Teknik.
8. Teman-teman KKN di Desa Karangharjo.
9. Kakak tingkat ataupun adik tingkat di Teknik Mesin.
10. Teman-teman pengurus inti Swayanaka 2018-2019.
11. Teman seperjuangan Gerry, Bobig, Bobi, Ivan, Gotte.
12. Teman-teman bidang desain.
13. Teman-teman Swayanaka Regional Jember.
14. Ustadz Abdus Syakur dan Ustadz Ibrahim, terimakasih atas kesabaran dan dalam membimbing dan mengajarkan Agama.
15. Teman-teman belajar ilmu Agama pesona Al-qur'an
16. Teman-temanku di manapun kalian berada.

**MOTTO**

“Bersemangatlah dalam hal yang bermanfaat bagimu.

Minta tolonglah pada Allah dan Janglah kamu malas!

Apabila kamu tertimpa sesuatu, janganlah kamu mengatakan: “seandainya ku berbuat demikian, tentu tidak akan begini atau begitu”, tetapi katakanlah:

“Qoddarullahu wa maa sya’a fa’ala”.

**[HR. MUSLIM]**

Katakanlah: “Hai hamba-hambaKu yang beriman. Bertakwalah kepada Tuhanmu”. Orang-orang yang berbuat baik di dunia ini memperoleh kebaikan. Dan bumi Allah itu adalah luas. Sesungguhnya hanya orang-orang yang bersabarlah yang dicukupkan pahala mereka tanpa batas.

**[Qs. Az-Zumar ayat 10]**

“Jadilah seperti apa yang Allah Inginkan. Niscaya Dia akan mewujudkan untukmu sesuatu yang melebihi apa yang kau inginkan”

**[Ammar TV]**

“Sebaik-baiknya manusia adalah yang paling bermanfaat bagi manusia”

**[HR.Ahmad]**

**PERNYATAAN**

Saya yang bertanda dibawah ini:

Nama : Wahyu Ardy Kurniawan

NIM : 151910101077

menyatakan bahwa skripsi yang berjudul “Desain dan Implementasi *Controller Proportional Integral Derivative* (PID) untuk *Hover* Pada *Quadcopter*” adalah murni karya sendiri, yang belum pernah dibahas dalam skripsi orang lain, atau institusi universitas lain, dan demi Allah skripsi ini saya tulis dengan tangan saya sendiri dan bukan hasil dari jiplakan dari karya siapapun dan adapun sumber-sumber rujukan semua insyaallah ditulis di dalam daftar pustaka.

Demikian skripsi yang saya buat di atas surat pernyataan ini, saya bersedia menerima sanksi apabila di kemudian hari ada pelanggaran yang bertentangan dengan surat pernyataan yang saya buat.

Jember, 5 November 2019

Yang Menyatakan

Wahyu Ardy Kurniawan  
NIM 151910101077

**SKRIPSI**

**DESAIN DAN IMPLEMENTASI  
*CONTROLLER PROPOTIONAL INTEGRAL DERIVATIVE (PID)*  
UNTUK *HOVER* PADA *QUADCOPTER***

Oleh

Wahyu Ardy Kurniawan

NIM 151910101077

Pembimbing:

Dosen Pembimbing Utama : Mahros Darsin, S.T.,M.Sc.,Ph.D

Dosen Pembimbing Anggota : Dr. Gaguk Jatisukamto, S.T., M.T.

**PENGESAHAN**

Skripsi yang berjudul “Desain dan Implementasi *Controller Propotional Integral Derivative* (PID) untuk *Hover* pada *Quadcopter*” karya Wahyu Ardy Kurniawan telah diuji dan di sahkan pada:

Hari, Tanggal : Selasa, 5 November 2019

Tempat : Ruang Ujian II, Lantai III Dekanat, Fakultas Teknik

Pembimbing,

Pembimbing I

Pembimbing II

Ir. Mahros Darsin, S.T., M.Sc., Ph.D  
NIP. 197003221995011001

Dr. Ir.Gaguk Jatisukamto, S.T., M.T.  
NIP. 196902091998021001

Penguji,

Penguji I

Penguji II

Ir. Rika Dwi Hidayatul Q, S.T., M.T.  
NRP. 760014642

Ir. Hary Sutjahjono, S.T, M.T.  
NIP. 196812051997021002

Mengesahkan  
Dekan,

Dr. Ir. Entin Hidayah, M. U. M.  
NIP. 196612151995032001

## RINGKASAN

### **Desain dan Implementasi *Controller Proportional Integral Derivative (PID)* untuk *Hover* pada *Quadcopter***

Wahyu Ardy Kurniawan, 151910101077; 50 halaman; Jurusan Teknik Mesin  
Fakultas Teknik Universitas Jember.

*Quadcopter* adalah robot terbang yang dapat bergerak dengan menggunakan empat buah propeller dimana setiap propeller dihubungkan pada sebuah motor. *Quadcopter* memiliki permasalahan yang terletak pada kalibrasi bobot dan ukuran dimensinya. Kalibrasi dapat dilakukan dengan mengatur nilai *Propotional Derivative Integral (PID)* pada sistem kontrolnya.

Metode yang digunakan pada penelitian ini adalah simulasi menggunakan *simulink* pada *software* MATLAB. Peneliti mencari nilai optimum dari setiap dimensi *quadcopter* berdasarkan variasi dimensi 300 mm, 350 mm, 400 mm. Masukan sudut ( $15^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ) dan ketinggian (3 meter, 4 meter, 5 meter) akan memberikan hasil berupa grafik kolerasi terhadap waktu.

Hasil penelitian untuk Sudut *pitch* ( $\phi$ ) ( $15^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ) memberikan nilai optimum pada saat sudut  $45^\circ$ , dengan nilai  $K_p = 330$ ,  $K_i = 0$ ,  $K_d = 60$  menghasilkan respon dengan *settling time* ( $T_s$ ) = 1,54 detik dan *steady state* (SS) = 2,6 detik dengan panjang lengan *quadcopter* 400 mm. Untuk variasi sudut *roll* ( $15^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ) memberikan nilai optimum pada sudut  $30^\circ$ , dengan nilai  $K_p = 245$ ,  $K_i = 0$ ,  $K_d = 47$  menghasilkan respon dengan *settling time* ( $T_s$ ) = 1,57 detik dan *steady state* (SS) = 2,65 detik dengan panjang lengan 300 mm. Untuk variasi sudut *yaw* ( $15^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ) memberikan nilai optimum pada sudut  $30^\circ$ , dengan nilai  $K_p = 75$ ,  $K_i = 0$ ,  $K_d = 55$  menghasilkan respon dengan *settling time* ( $T_s$ ) = 1,6 detik dan *steady state* (SS) = 2,72 detik dengan panjang lengan 300 mm. Respon ketinggian memberikan nilai optimum ketika nilai  $K_p = 155$ ,  $K_i = 45$ ,  $K_d = 10$  menghasilkan respon *settling time* ( $T_s$ ) = 1,78 detik pada ketinggian 5 meter dan *overshoot* sebesar 0,83 % panjang lengan *quadcopter* 300 mm.



**SUMMARY**

***Design and Implementation Of Integral Derivative (PID) Proportional Controller for Hover in Quadcopter***

*Wahyu Ardy Kurniawan, 151910101077; 50 pages; Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, University of Jember.*

*Quadcopter is a flying robot that can move using four propellers where each propeller is connected to a motor. Quadcopter has a problem that lies in the calibration of the weight and size dimensions. Calibration can be done by adjusting the value of Proportional Derivative Integral (PID) in the control system.*

*The method used in this study is a simulation using simulink on MATLAB software. Researchers searched for the optimum value of each quadcopter dimension based on variations in the dimensions of 300 mm, 350 mm, 400 mm. Input angles ( $15^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ) and altitude (3 meters, 4 meters, 5 meters) will give the results in the form of a graph of correlation with time.*

*The results of the study for the pitch ( $\phi$ ) ( $15^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ) provide the optimum value at an angle of  $45^\circ$ , with a value of  $K_p = 330$ ,  $K_i = 0$ ,  $K_d = 60$  resulting in a response with a settling time ( $T_s$ ) = 1.54 seconds and steady state (SS) = 2.6 seconds with a quadcopter arm length of 400 mm. For variations in roll angles ( $15^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ) give an optimum value at an angle of  $30^\circ$ , with a value of  $K_p = 245$ ,  $K_i = 0$ ,  $K_d = 47$  produces a response with settling time ( $T_s$ ) = 1.57 seconds and steady state (SS) = 2.65 seconds with an arm length of 300 mm. For variations in the yaw angle ( $15^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ) gives the optimum value at an angle of  $30^\circ$ , with values  $K_p = 75$ ,  $K_i = 0$ ,  $K_d = 55$  produces a response with settling time ( $T_s$ ) = 1.6 seconds and steady state (SS) = 2.72 seconds with an arm length of 300 mm. The height response gives the optimum value when  $K_p = 155$ ,  $K_i = 45$ ,  $K_d = 10$  results in settling time ( $T_s$ ) = 1.78 seconds response at 5 meters height and overshoot of 0.83% of the length of the 300 mm quadcopter arm.*

## PRAKATA

Alhamdulillah segala puji bagi Allah Subhanahu wata'ala atas Rahmat dan karuniaNya sehingga penulis dapat menyelesaikan skripsi yang berjudul “Desain dan Implementasi *Controller Proportional Integral Derivative* (PID) Untuk *Hover* pada *Quadcopter*”. Skripsi ini disusun untuk memenuhi salah satu syarat menyelesaikan pendidikan strata satu (S-1) pada Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember.

Penyusunan skripsi ini tidak lepas dari bantuan berbagai pihak. Oleh karena itu, penulis menyampaikan terima kasih kepada:

1. Ayah, Ibu yang membiayai sekolah dan selalu mendoakan dan memberikan semangat dari saya kecil sampai sekarang.
2. Dr Entin Hidayah M, UM., selaku Dekan Fakultas Teknik Universitas Jember;
3. Hari Arbiantara, S.T, M.T., selaku Ketua Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember dan Dosen Pembimbing Akademik;
4. Hary Sutjahjono, S.T, M.T., selaku Ketua Program Studi S1 Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember;
5. Dr. Gaguk Jatisukamto, S.T., M.T. dan Bapak Mahros Darsin, S.T., M.Sc., Ph.D selaku Dosen Pembimbing;
6. Teman-teman kontrakan PB.Sudirman;
7. Teman-teman teknik M17;
8. Teman-teman seperjuangan dimanapun berada;
9. Keluarga besar Swayanaka Jember;
10. Teman-teman aeromodelling;
11. Dan semua pihak yang telah membantu, semoga Allah membalas dengan kebaikan.

Jember, 5 November 2019

Penulis

DAFTAR ISI

COVER .....	i
PERSEMBAHAN.....	ii
MOTTO .....	iii
PERNYATAAN.....	iv
PENGESAHAN.....	vi
RINGKASAN .....	vii
SUMMARY.....	viii
PRAKATA.....	ix
DAFTAR ISI.....	x
DAFTAR GAMBAR.....	xii
DAFTAR TABEL .....	xiv
DAFTAR <i>SYMBOL</i> .....	xv
<b>BAB 1. PENDAHULUAN .....</b>	<b>1</b>
1.1 Latar Belakang .....	1
1.2 Rumusan Masalah.....	3
1.3 Tujuan Penelitian .....	3
1.4 Manfaat Peneletian.....	3
1.5 Batasan Masalah.....	3
<b>BAB 2. TINJAUAN PUSTAKA.....</b>	<b>4</b>
2.1 Pengertian <i>Quadcopter</i> .....	4
2.2 Sistem Kontrol PID .....	10
2.3 Pemodelan Sistem <i>Quadcopter</i> .....	12
2.2.1. Kinematika <i>Quadcopter</i> .....	12
2.2.2. Dinamika <i>Quadcopter</i> .....	14
<b>BAB 3. METODOLOGI PENELITIAN.....</b>	<b>20</b>
3.1 Metodologi Penelitian.....	20
3.2 Alat dan Bahan .....	20
3.3 Variabel Penelitian .....	20
3.4 Prosedur Penelitian .....	21
3.5 Diagram Alur Penelitian.....	26

<b>BAB 4. HASIL DAN PEMBAHASAN</b> .....	<b>27</b>
<b>4.1. Perhitungan Momen Inersia pada Quadcopter</b> .....	<b>27</b>
Perhitungan Momen Inersia pada <i>quadcopter</i> sebagai berikut:.....	28
<b>4.2. Simulasi pada MATLAB</b> .....	<b>29</b>
<b>4.3. Hasil Simulasi pada MATLAB</b> .....	<b>35</b>
4.3.1. Perancangan <i>simulink</i> pada <i>quadcopter</i> .....	35
4.3.2. Hasil Simulasi gerak <i>Pitch, Roll, Yaw</i> , dan <i>Hover</i> pada <i>Quadcopter</i>	36
<b>4.4 Analisis Mekanika pada Quadcopter</b> .....	<b>48</b>
<b>BAB 5. PENUTUP</b> .....	<b>49</b>
<b>5.1. Kesimpulan</b> .....	<b>49</b>
<b>5.2. Saran</b> .....	<b>50</b>
<b>DAFTAR PUSTAKA</b> .....	<b>51</b>
<b>LAMPIRAN</b> .....	<b>52</b>

**DAFTAR GAMBAR**

Gambar 2.1 Perputaran baling-baling pada *quadcopter* .....4

Gambar 2.2 Pergerakan *quadcopter* berdasarkan kecepatan motor..... 5

Gambar 2.3 Frame *quadcopter* .....6

Gambar 2.4 *NTM 100Kv Motor* .....7

Gambar 2.5 *9x4.7 Carbon Fiber Props* .....7

Gambar 2.6 *Afro ESC 20A* .....8

Gambar 2.7 Baterai *turnigy 2200mAh 20C LiPo*..... 9

Gambar 2.8 Receiver *FrSky X8R* .....9

Gambar 2.9 *Flight Control SP Racing F3*.....10

Gambar 2.10 Pengaruh Amplitudo sudut dan ketinggian terhadap waktu .....11

Gambar 2.11 Gerakan linier *Quadcopter*.....13

Gambar 3.1 Panjang lengan pada *quadcopter* .....21

Gambar 3.2 Icon *MATLAB* pada *dekstop* .....22

Gambar 3.3 *Windows m-file* .....22

Gambar 3.4 Input parameter .....22

Gambar 3.5 Tampilan *m-file* pada *MATLAB* .....23

Gambar 3.6 Icon *MATLAB* pada *dekstop laptop* .....23

Gambar 3.7 lambang *start* pada *MATLAB* .....23

Gambar 3.8 *Windows simulink MATLAB* .....24

Gambar 3.9 *Library Browser* untuk merangkai persamaan pada *MATLAB* .....24

Gambar 3.10 Tampilan sub-menu *simulink* pada *MATLAB* .....24

Gambar 3.12 Diagram alir penelitian.....26

Gambar 4.1 Disain *quadcopter* .....27

Gambar 4.2 *Quadcopter* tampak dari samping kanan.....30

Gambar 4.3 Gerak *pitch* pada *quadcopter* dengan masukan sudut  $15^\circ$  ke arah depan ..... 30

Gambar 4.4 Rangkaian *simulink* gerak *pitch* pada *quadcopter* .....31

Gambar 4.5 *Quadcopter* tampak dari belakang .....31

Gambar 4.6 Gerak *roll* dengan masukan sudut  $15^\circ$  ke samping kanan.....32

Gambar 4.7 Rangkaian *simulink* gerak *roll* pada *quadcopter*.....32

Gambar 4.8 *Quadcopter* tampak dari atas .....33

Gambar 4.9 Gerak <i>yaw</i> dengan sudut masukan $15^\circ$ memutar ke kanan .....	33
Gambar 4.10 Rangkaian <i>simulink</i> gerak <i>yaw</i> pada <i>quadcopter</i> .....	34
Gambar 4.11 <i>Quadcopter</i> tampak dari belakang pada <i>on ground</i> .....	34
Gambar 4.12 Gerak <i>hover</i> dengan ketinggian 5 meter .....	35
Gambar 4.13 Dinamika <i>quadcopter</i> .....	35
Gambar 4.14 Grafik gerak <i>pitch</i> dengan lengan 300 mm .....	36
Gambar 4.15 Respon gerak <i>roll</i> dengan lengan 300 mm .....	37
Gambar 4.16 Respon gerak <i>yaw</i> dengan lengan 300 mm .....	38
Gambar 4.17 Respon gerak <i>hover</i> dengan lengan 300 mm .....	39
Gambar 4.18 Gerak <i>pitch</i> dengan panjang lengan 350 mm .....	40
Gambar 4.19 Respon gerak <i>roll</i> dengan panjang lengan 350 mm .....	41
Gambar 4.20 Respon gerak <i>yaw</i> dengan panjang lengan 350 mm .....	42
Gambar 4.21 Respon gerak <i>hover</i> dengan panjang lengan 350 mm .....	43
Gambar 4.22 Respon gerak <i>pitch</i> dengan panjang lengan 400 mm .....	44
Gambar 4.23 Respon gerak <i>roll</i> dengan panjang lengan 400 mm .....	45
Gambar 4.24 Respon gerak <i>yaw</i> dengan panjang lengan 400 mm .....	46
Gambar 4.25 Respon gerak <i>hover</i> dengan panjang lengan 400 mm .....	47
Gambar 4.26 Analisa kinematika pada <i>quadcopter</i> .....	48

**DAFTAR TABEL**

Tabel 2.1 Respon PID terhadap perubahan parameter.....	11
Tabel 4.1 Parameter quadcopter.....	27
Tabel 4.2 Momen inersia pada <i>quadcopter</i> .....	29
Tabel 4.3 Hasil analisa grafik <i>pitch</i> dengan panjang lengan 30 cm.....	36
Tabel 4.4 Hasil analisa grafik <i>roll</i> dengan panjang lengan 30 cm.....	37
Tabel 4.5 Hasil analisa grafik <i>yaw</i> dengan panjang lengan 30 cm.....	38
Tabel 4.6 Hasil analisa grafik <i>hover</i> dengan panjang lengan 30 cm.....	39
Tabel 4.7 Hasil analisa grafik <i>pitch</i> dengan panjang lengan 35 cm.....	40
Tabel 4.8 Hasil analisa grafik <i>roll</i> dengan panjang lengan 35 cm.....	41
Tabel 4.9 Hasil analisa grafik <i>yaw</i> dengan panjang lengan 35 cm.....	42
Tabel 4.10 Hasil analisa grafik <i>hover</i> dengan panjang lengan 35 cm.....	43
Tabel 4.11 Hasil analisa grafik <i>pitch</i> dengan panjang lengan 40 cm.....	44
Tabel 4.12 Hasil analisa grafik <i>roll</i> dengan panjang lengan 40 cm.....	45
Tabel 4.13 Hasil analisa grafik <i>yaw</i> dengan panjang lengan 40 cm.....	46
Tabel 4.14 Hasil analisa grafik <i>hover</i> dengan panjang lengan 40 cm.....	47

**DAFTAR SYMBOL**

Nama	Simbol	Satuan
Cos	C	( <sup>o</sup> )
Gravitasi	g	m/s <sup>2</sup>
Jari-jari	R	M
Kecepatan motor	$\Omega_r$	rad/s
Kecepatan sudut	$\dot{\omega}$	rad/s
Kecepatan sudut <i>pitch</i>	$\dot{\phi}$	rad/s
Kecepatan sudut <i>roll</i>	$\dot{\theta}$	rad/s
Kecepatan sudut <i>yaw</i>	$\dot{\psi}$	rad/s
Koefesien <i>drag</i>	D	
Koefesien <i>thrust</i>	B	
Konstanta aerodinamis <i>drag</i>	C <sub>D</sub>	
Konstanta aerodinamis <i>thrust</i>	C <sub>T</sub>	
Konstanta gaya aerodinamis	K <sub>f</sub>	
Konstanta momen aerodinamis	K <sub>m</sub>	
Massa motor	m	kg
Massa total	M	kg
Matriks Rotasi	R <sub>r</sub>	kg.m <sup>2</sup>
Momen <i>Body</i>	M <sub>B</sub>	kg.m <sup>2</sup>
Momen Gravitasi	M <sub>G</sub>	kg.m <sup>2</sup>
Momen Inersia motor	<b>J<math>\dot{\omega}</math></b>	kg.m <sup>2</sup>
Momen inersia sumbu X	I <sub>X</sub>	kg.m <sup>2</sup>
Momen inersia sumbu Y	I <sub>Y</sub>	kg.m <sup>2</sup>
Momen inersia sumbu Z	I <sub>Z</sub>	kg.m <sup>2</sup>
Panjang lengan	L	m
Persamaan <i>Euler</i>	$\dot{\eta}$	
Radius <i>Blade</i>	R <sub>b</sub>	m
Sin	S	( <sup>o</sup> )
sudut <i>pitch</i>	$\Phi$	( <sup>o</sup> )
sudut <i>roll</i>	$\Theta$	( <sup>o</sup> )
sudut <i>yaw</i>	$\Psi$	( <sup>o</sup> )



## BAB 1. PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

*Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) adalah kendaraan tanpa awak yang mempunyai kemampuan beroperasi tanpa dikendalikan oleh pilot. Aplikasi UAV dapat diimplementasikan untuk kebutuhan survey, patroli, deteksi tambang mineral, riset dan fotografi. Oleh karena itu, UAV dapat digunakan pada misi tertentu tanpa membahayakan pilot atau manusia. UAV diklasifikasikan menjadi dua yaitu *fixed wing* dan *rotary wing*. *Rotary wing* adalah helikopter, tricopter, quadcopter, dan multirotor merupakan contoh dari aplikasi *rotary wing* (Valavanis dan Vachtsevanos, 2015).

*Quadcopter* adalah robot terbang yang dapat bergerak dengan menggunakan empat buah propeller dimana setiap propeller dihubungkan pada sebuah motor. Propeller yang berputar dapat menyebabkan osilasi di udara sehingga *quadcopter* dapat melakukan *take off* dan *landing* secara vertikal atau yang disebut *Vertical Take-off and landing* (VTOL). *Quadcopter* dapat melakukan *take-off* pada tempat sempit dibandingkan dengan pesawat *fixed wing*, sehingga diperlukan kestabilan yang baik dan gerakan yang lincah. Sistem kendali *quadcopter* digerakkan dengan *flight control* dan *remote control* (Andria dkk, 2014).

*Quadcopter* memiliki permasalahan yang terletak pada kalibrasi bobot dan ukuran dimensinya. Kalibrasi dapat dilakukan dengan mengatur nilai *Proportional Derivative Integral* (PID) pada sistem kontrolnya. Analisis dan simulasi yang presisi menggunakan software MATLAB akan memberikan kinerja yang baik pada kendali *quadcopter* (Subrata dkk, 2017)

Kestabilan *quadcopter* merupakan karakteristik yang harus dipenuhi sebagai UAV. Osilasi ketika bergerak di udara menyebabkan gangguan pada kondisi *take-off* dan *landing*. Dimensi dari *quadcopter* mempengaruhi kestabilan, maka perlu dilakukan upaya untuk menyesuaikan program terhadap dimensi *quadcopter*. Pemodelan dan simulasi terus diteliti dan dikembangkan untuk memperoleh spesifikasi *quadcopter* yang sempurna (Priambodo, 2014).

Subrata (2017) meneliti gerakan *pitch* dan *roll* pada *quadcopter* menggunakan PID. Metode yang digunakan merancang gerakan tersebut dan memodelkan persamaan matematikanya kemudian di-input menggunakan *software* MATLAB. Tujuan penelitian tersebut untuk mengembalikan gerak sudut *pitch* dan *roll* yang diperoleh akibat dorongan *quadcopter* saat bergerak. Koefisien pengendali PID yang dirancang tanpa filter mampu mengembalikan kondisi sudut *pitch* dan *roll* ketika diberi gangguan dari luar pada detik ke-3,5 hingga 4,5.

Latif dan Budiarto (2014) meneliti sistem *autonomous quadcopter*. Metode yang digunakan untuk pengujian sensor *accelerometer* dan sensor *gyroscope*. Sensor *accelerometer* digunakan untuk mengetahui bagaimana respon *quadcopter* terhadap kemiringan yang diberikan. Pengujian menggunakan sensor *gyroscope* untuk mengetahui respon dari sensor dengan mengubah ke posisi berbagai arah. Kesimpulan yang diperoleh dari pengujian rentang nilai sensor *gyroscope* dengan kemiringan sudut 0 hingga 180 adalah 67 sampai 101 dan hasil dari pengujian pada kecepatan, keempat motor memiliki selisih maksimal 2.

Andria, dkk., (2014) mendisain *Linear Quadratic Tracking* (LQC) untuk pendaratan vertikal pada *quadcopter*. Metode yang digunakan adalah menyelaraskan persamaan LQC dengan kontrol PID sesuai dengan masukan jalur baik saat terbang tinggi maupun rotasi. *Quadcopter* tidak dapat merespon dan lepas landas sebelum diberikan kontroler, tetapi setelah diberi masukan LQT dan PID saat terbang dengan ketinggian  $Z$  dan sudut *pitch*, *yaw*, dan *roll* respon *quadcopter* menjadi lebih baik dan dapat melakukan landas vertikal dengan baik.

Berdasarkan penelitian yang pernah dilakukan sebelumnya, maka diperoleh beberapa data dan referensi pendukung untuk merancang sebuah sistem kontrol *quadcopter* dengan menggunakan *software* MATLAB. Peneliti ingin membantu menghemat biaya dan waktu pada saat melakukan kalibrasi *quadcopter* yang akan diterbangkan.

## 1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang di atas diperoleh rumusan masalah sebagai berikut:

- a. Bagaimana cara memperoleh nilai optimum pada sistem kontrol *quadcopter*?
- b. Bagaimana cara memperoleh nilai optimum pada respon ketinggian *quadcopter*?

## 1.3 Tujuan Penelitian

Tujuan dari penelitian ini sebagai berikut:

- a. Untuk memperoleh nilai optimum pada sistem kontrol *quadcopter*?
- b. Untuk memperoleh nilai optimum pada respon ketinggian *quadcopter*?

## 1.4 Manfaat Penelitian

Manfaat dari penelitian ini sebagai berikut:

- a. Memberikan pengetahuan tentang simulasi *quadcopter* menggunakan PID.
- b. Mengembangkan UAV sebagai alat bantu bidang militer, penginderaan jauh, pertanian, pemasaran, medis, dan industri.

## 1.5 Batasan Masalah

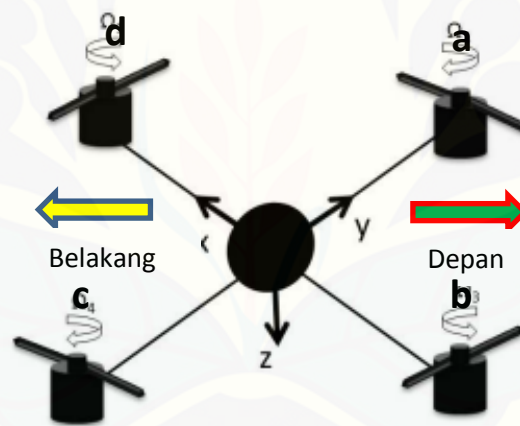
Batasan masalah penelitian ini sebagai berikut:

- a. Waktu operasi terbang *quadcopter* tidak lebih dari 10 menit;
- b. Tidak membahas efisiensi *quadcopter*;
- c. Sensor pada *quadcopter* belum diaktifkan;
- d. Analisa kestabilan *quadcopter* menggunakan sistem kontrol *Proportional Integral Derivative*;
- e. Pada saat simulasi dianggap tanpa adanya gangguan dari internal (*software*) dan eksternal atau kondisi sekitar.

## BAB 2. TINJAUAN PUSTAKA

### 2.1 Pengertian *Quadcopter*

*Quadcopter* juga disebut *quadrotor* adalah helikopter yang digerakkan dengan empat motor dan setiap motor dipasang satu baling-baling. *Quadcopter* disebut juga *rotor craft* yaitu robot terbang yang tidak memakai sayap (Kardono dkk, 2012). *Quadcopter* digerakkan dengan empat motor, dua motor di depan dan dua motor di belakang. Perputaran motor berbeda ada yang searah jarum jam dan berlawanan arah jarum jam. Motor (a) dan (c) berputar searah jarum jam, sedangkan motor (b) dan motor (d) berputar berlawanan arah jarum jam seperti dijelaskan pada Gambar 2.1.

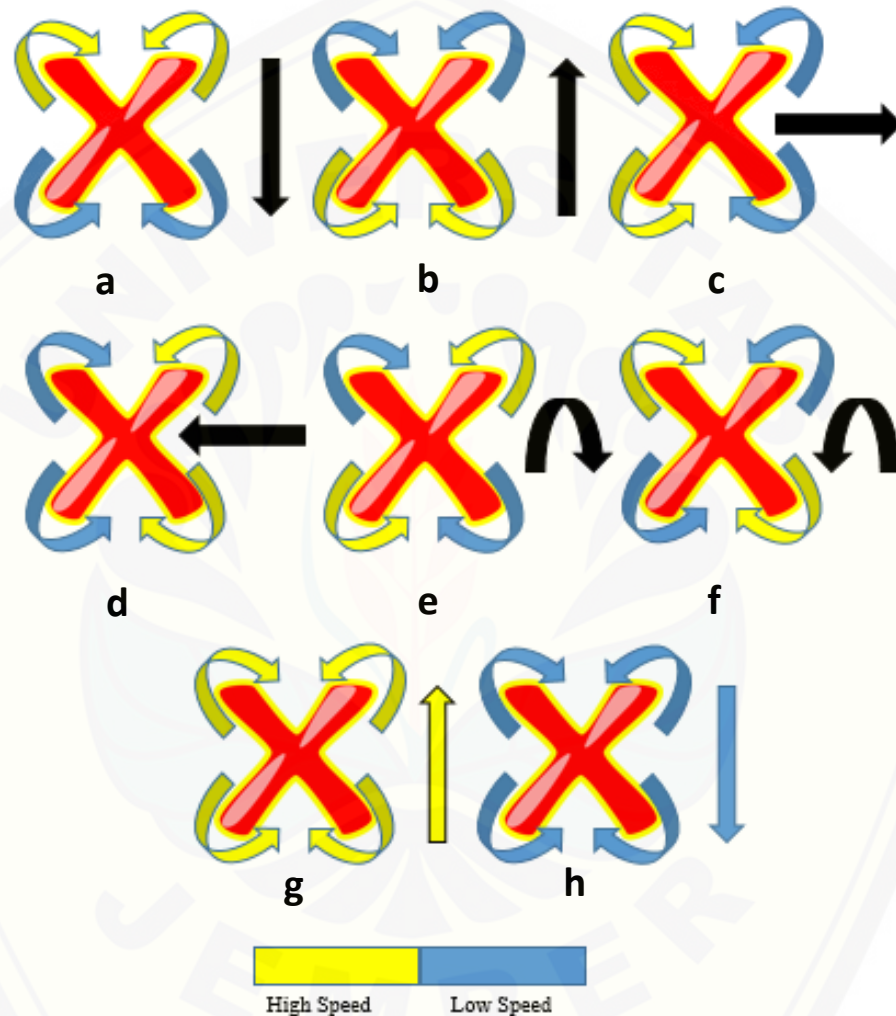


a) Berputar searah jarum jam; b) Berputar berlawanan arah jarum jam; c) Berputar searah jarum jam; d) Berputar berlawanan arah jarum jam; x, y, z) momen inersia pada *quadcopter*

Gambar 2.1 Perputaran baling-baling pada *quadcopter* (Elkholy, 2014)

Pada *quadcopter*, konfigurasi yang sering digunakan adalah *frame body* tipe X. Gerak dasar penerbangan di udara *quadcopter* adalah *hovering*. Gerak *hover* ketika kecepatan keempat motor sama besar besarnya. *Quadcopter* bergerak maju, maka perputaran dua motor belakang lebih besar dari pada motor depan. Pada saat *quadcopter* bergerak ke belakang, maka putaran motor depan lebih

besar daripada motor belakang. Gaya dorong yang dihasilkan ke empat motor dan propeller dapat menggerakkan *quadcopter* maju, mundur, ke samping, memutar, dan ke bawah. Gambar 2.2 adalah ilustrasi pergerakan dari ke empat motor dan propeller.



- a) Gerak ke belakang; b) gerak ke depan; c) gerak ke samping kanan; d) gerak ke samping kiri; e) gerak yaw ke kanan; f) gerak yaw ke kiri; g) gerak ke atas; h) gerak ke bawah

Gambar 2.2 Pergerakan *quadcopter* berdasarkan kecepatan motor (Lema, 2016)

Gerakan yang kedua adalah gerakan *roll* yang berubah sudut pada sumbu X. Gerakan yang ketiga adalah gerakan *pitch* yaitu gerakan yang berubah sudut

pada sumbu Y. Gerakan keempat yaitu gerakan *yaw* gerakan yang dihasilkan oleh dua motor yang berputar lebih cepat, misal untuk gerak *yaw* ke kanan maka motor 2 dan 4 dan ketika bergerak ke kiri maka motor 1 dan 3 berputar lebih cepat (Priambodo *et al.* 2017). Skema gerakan dijelaskan pada Gambar 2.2.

Dalam perancangan *quadcopter* menggunakan komponen yang mendukung, ada beberapa komponen penyusun yaitu *frame*, *brushless* motor, propeller, baterai, *electric speed controler* (ESC), baterai, radio *receiver*, dan *flight control*.

a. Kerangka (*Frame*)

*Frame* salah satu komponen penting pada *quadcopter* berfungsi sebagai tempat meletakkan komponen yang lain. *Frame* memuat komponen seperti: baterai, *electric speed control* (ESC), *motor brushless*, *flight control*, *propeller*, dll. *Frame quadcopter* memiliki standar dimensi, yaitu ( $250 \text{ mm} < D < 500 \text{ mm}$ ). *Frame* yang baik mampu mengurangi getaran yang berasal dari motor. Bahan yang sering digunakan untuk pembuatan *frame* yaitu: aluminium, carbon fiber, PCB *double layer*, dan kayu. Struktur yang dibutuhkan untuk *frame* adalah bersifat kuat dan ringan, bingkai harus agak lebar agar dapat dimuat sebagai peletakan komponen elektronik kurang lebih bentuknya seperti Gambar 2.3.



Gambar 2.3 *Frame quadcopter* (Dryden dan Barbaccia, 2014)

b. *Brushless* Motor

Motor Brushless sama seperti motor DC normal yang berputar digerakkan kumparan dan magnet. Kecepatan motor atau rating tergantung pada besar KV-nya. Besarnya KV tergantung dari *rotation per minutes* (RPM) x nilai besarnya Volt (Dryden dan Barbaccia, 2014). Putaran motor menggerakkan baling-baling sehingga timbul *thrust* yang mampu membuat *quadcopter* terbang. Pada penelitian ini, motor yang digunakan seperti Gambar 2.4.



Gambar 2.4 *NTM 100Kv Motor* (Dryden dan Barbaccia, 2014)

c. Propeller

Propeller adalah komponen yang dapat membuat *quadcopter* terbang karena gaya yang dihasilkan dari putaran motor. Bentuk propeller seperti pada Gambar 2.5. Propeller banyak dibuat dari plastik dan *carbon fiber*. Ukuran propeller diukur dengan diameter dikali *pitch*. *Pitch* propeller diukur pada saat berapa perpindahan yang dihasilkan pada saat propeller berputar satu revolusi. Pemilihan propeller yang tepat penting untuk menghasilkan daya dorong dan tidak menyebabkan motor *overheating* (Dryden dan Barbaccia, 2014).



Gambar 2.5 *9x4.7 Carbon Fiber Props* (Dryden dan Barbaccia, 2014)

d. *Electric Speed Control (ESC)*

*Quadcopter* digerakkan empat motor, setiap motor dibutuhkan pengontrol kecepatan agar tidak *overheating* saat dioperasikan. Pengendali kecepatan elektronik ini atau *electric speed control (ESC)* menerima sinyal dalam bentuk *pulse width modulation (PWM)* dan menghasilkan kecepatan motor yang sesuai. Parameter yang dipilih untuk merancang *quadcopter* adalah ESC yang mampu mengantarkan arus yang dibutuhkan motor. Bentuk ESC yang digunakan seperti Gambar 2.6 .



Gambar 2.6 Afro ESC 20A (Dryden dan Barbaccia, 2014)

e. Baterai

Baterai sebagai penyedia daya untuk semua komponen elektronik dan motor pada *quadcopter*. Baterai Lithium Polymer (LiPo) hampir digunakan di dunia aeromodelling secara keseluruhan, karena mereka memiliki energi spesifik yang tinggi. Baterai LiPo memiliki kapasitas *miliampere per hours (mAh)* yang menunjukkan berapa banyak arus baterai yang keluar dalam satu jam. Baterai juga memiliki konfigurasi sel, *discharge cell*, tegangan baterai. Baterai terdiri dari beberapa sel, setiap sel dirangkai seri satu sama yang lain masing-masing memiliki tegangan sebesar 3,7 volt. Baterai sel terdiri dari 1-7 sel dengan menghubungkan satu sama lain tegangan baterai menjadi meningkat. Bentuk baterai dapat dilihat pada Gambar 2.7.





Gambar 2.7 Baterai *turnigy 2200mAh 20C LiPo* (Dryden dan Barbaccia, 2014)

f. *Radio Receiver*

*Receiver* (Rx) ditunjukkan pada Gambar 2.8 berfungsi sebagai penerima sinyal dari radio dan *remote control* (RC) transmitter dan diubah menjadi sinyal kontrol untuk response *yaw, pitch, roll, throttle*. Rx yang sering digunakan berfrekuensi 72 MHz sementara RC menggunakan 2,4 GHz. Rx memiliki empat saluran tapi juga banyak yang menggunakan saluran tambahan (Dryden dan Barbaccia, 2014).



Gambar 2.8 Receiver FrSky X8R (Tokopedia, 2018)

g. *Flight Control* (FC)

*Flight Control* (FC) adalah otak dari quadcopter dan menjaga kestabilan dan keamanan. FC menerima pesan dari Rx dan menggabungkan dengan sensor ketinggian sehingga diketahui berapa putaran motor yang diperlukan. FC dipilih sebagai papan pengendali *quadcopter* dan menggabungkan perangkat lunak tambahan yang digunakan seperti sensor ataupun servo (Dryden dan Barbaccia, 2014). Bentuk FC yang kami gunakan seperti Gambar 2.9.



Gambar 2.9 *Flight Control* SP Racing F3 (Tokopedia, 2018)

## 2.2 Sistem Kontrol PID

Sistem Kontrol PID terdiri dari tiga buah pengaturan kontrol yaitu *proportional* (P), *integral* (I), dan *devirative* (D) dengan masing-masing memiliki kekurangan dan kelebihan. Dalam penerapannya sistem kontrol PID yang perlu diatur adalah nilai P, I, dan D agar *input* program dan *output* program sesuai. Untuk merancang sistem kontrol PID perlu dilakukan percobaan dan akan mengalami beberapa kegagalan (Hartanto dan Prasetyo, 2002).

*Quadcopter* menghasilkan getaran setiap perpindahannya, jika setelan PID sesuai dengan perpindahannya getaran tersebut dapat dikontrol. Gain *proportional* berpengaruh pada gerak awal *quadcopter* jika gain *proportional* terlalu besar akan terjadi kesalahan dan osilasi yang tinggi yang menyebabkan *quadcopter* tidak stabil. Jika gain *propotional* terlalu rendah maka gerak *quadcopter* menjadi lamban dan responnya lama. Koefisien gain *integral* berpengaruh pada perubahan sudut dan karenanya mengubah *steady state* dan koefisien ini berpengaruh terhadap angin yang tidak teratur. Koefisien gain *derivative* berguna untuk mencegah *overshoot* (Hartanto dan Prasetyo, 2002).

Nilai PID dipengaruhi panjang dan berat dari *quadcopter*, jika ukurannya berubah maka nilainya berubah. Perubahan nilai PID mempengaruhi respon dari *quadcopter*. PID mempunyai beberapa koefisien antara lain: koefisien *proposional* ( $K_p$ ), *integral* ( $K_i$ ), dan *derivative* ( $K_d$ ) dijelaskan seperti Tabel 2.1.

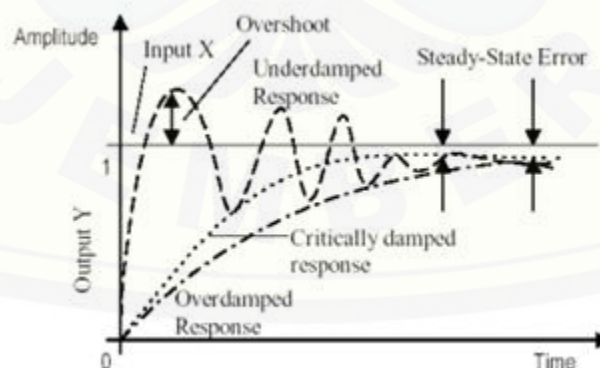
Tabel 2.1 Respon PID terhadap perubahan parameter

Tanggapan Loop Tertutup	<i>Rise Time</i>	<i>Overshoot</i>	Waktu Turun	<i>Steady state Error</i>
<b>Proposional (K<sub>P</sub>)</b>	Menurun	Meningkat	Perubahan Kecil	Menurun
<b>IntEgral (K<sub>I</sub>)</b>	Menurun	Meningkat	Meningkat	Hilang
<b>Derivative (K<sub>D</sub>)</b>	Perubahan Kecil	Menurun	Menurun	Perubahan Kecil

(Sumber: Hartanto dan Prasetyo, 2002)

Sistem kontrol PID digunakan untuk mengontrol gerakan *pitch*, *yaw* dan *roll* ketika *quadcopter* terbang di udara. Setiap ukuran dari *quadcopter* memiliki nilai PID yang berbeda disebabkan panjang arm menghasilkan torsi yang berbeda. Nilai PID juga tergantung pada koefisien drag, sudut, berat dan parameter lainnya (Luukkonen, 2011).

Simulasi ini bertujuan untuk mengetahui desain dan implementasi kontroler apakah mampu membuat keluaran gerak rotasi menuju keadaan *set point* atau disebut *steady state*. Parameter keberhasilan kontrol adalah ketika mencapai kondisi kestabilan tanpa gangguan kurang dari dua detik seperti pada Gambar 2.10.



Gambar 2.10 Pengaruh amplitudo sudut dan ketinggian terhadap waktu

Keluaran Gambar 2.10 kolerasi sudut dan ketinggian terhadap waktu sebagai berikut:

a. *Time Constan* ( $\tau$ )

*Time Constan* adalah waktu kongsant untuk tahapan awal menghitung respon PID ketika diberi sudut referensi. Perhitungan *time constan* dilakukan dengan mencari nilai 63,2% terhadap respon masukan sudut.

b. *Rise Time* ( $T_R$ )

*Rise time* adalah waktu naik ketika respon PID diberi sudut referensi. Waktu naik dihitung ketika nilai respon terhadap masukan sudut dari 5% - 95%.

c. *Settling Time* ( $T_S$ )

*Settling time* adalah waktu ketika respon PID diberi masukan sudut referensi sampai tidak menemukan nilai *error*.

d. *Steady state* (SS)

*Steady state* adalah respon PID ketika diberi masukan sudut referensi berada pada kondisi konstan

e. *Overshoot* (OS)

*Overshoot* adalah respon PID ketika diberi masukan nilainya melebihi batas *Steady state*.

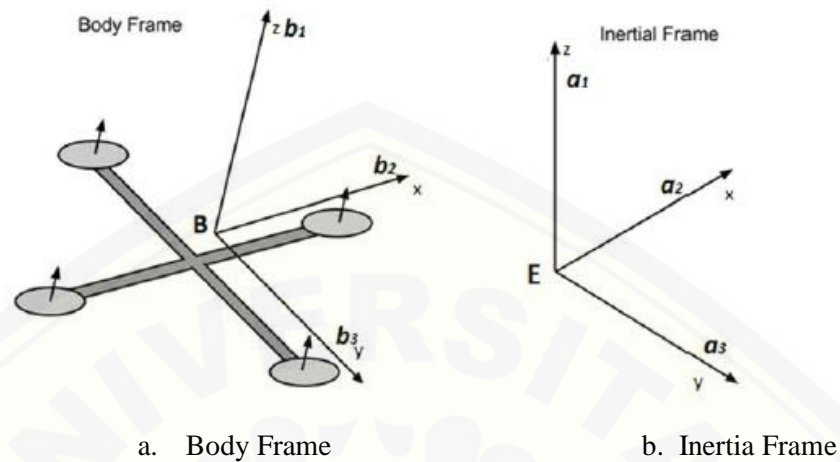
### 2.3 Pemodelan Sistem *Quadcopter*

*Quadcopter* jenis multirotor yang menggunakan 4 motor dan 4 baling-baling. Jarak anatara ke empat titik motor sama. Perputaran motor saling berlawanan arah: dua motor berputar searah jarum jam dan dua motor berputar berlawanan arah jarum jam. Tujuan arah putaran motor yang berbeda adalah menstabilkan torsi yang diinduksi oleh semua motor. Dua pasang baling-baling memiliki sudut blade yang berbeda sehingga mendorong ke arah yang sama (Thomas, 2010).

#### 2.2.1. Kinematika *Quadcopter*

Pergerakan kinematika *quadcopter* berdasarkan dua bingkai yaitu *body frame* (B-frame) dan *earth frame* (E-frame). B-frame adalah kerangka tetap dari *quadcopter* sedangkan E-frame merupakan sumbu dari *quadcopter* tersebut. Ini

adalah gerakan transisi dasar *quadcopter* berdasarkan sumbu  $(x, y, z)$  ke asal B-frame dan *inertial* frame seperti Gambar 2.11.



Gambar 2.11 Gerakan linier *Quadcopter* (Robin, 2017)

Jarak antara titik pusat dan motor menggambarkan pusat massa  $r = [x \ y \ z]^T$ . Rotasi  $R$  dari kerangka frame menggambarkan orientasi *quadcopter* itu. Orientasi *quadcopter* menggunakan sudut *roll*, *pitch*, *yaw* ( $\phi, \theta, \psi$ ) mewakili rotasi sumbu X, Y, dan Z. Dengan urutan rotasi *roll* ( $\phi$ ), *pitch* ( $\theta$ ), *yaw* ( $\psi$ ), matriks rotasi yang diturunkan berdasarkan urutan prinsip adalah.

$$R = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\Phi s\theta c\psi & c\Phi s\theta c\psi + s\theta s\psi \\ c\theta s\psi & s\Phi s\theta s\psi + c\theta c\psi & c\Phi s\theta s\psi - c\theta c\psi \\ -s\theta & s\Phi c\theta & c\Phi c\theta \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

dengan:

R = Matriks Rotasi

S = Sin

C = Cos

Matriks  $R$  dapat digunakan dalam Persamaan Dinamika dari *quadcopter*. Untuk memperoleh informasi tentang kecepatan sudut *quadcopter*. Selanjutnya untuk memperoleh kecepatan sudut Persamaan 2.1 disubstitusikan ke dalam ke dalam

Persamaan Euler  $\dot{\eta} = [\dot{\phi} \dot{\theta} \dot{\psi}]^T$  itu dapat diukur *frame* inersia dan sudut bodi  $\omega = [p \ q \ r]^T$ . Transformasi yang dibutuhkan sebagai berikut:

$$\dot{\omega} = R_r \dot{\eta} \quad (2.2)$$

Dengan:

$$R_r = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\Phi & s\Phi c\theta \\ 0 & s\Phi & c\Phi c\theta \end{bmatrix}$$

$\dot{\omega}$  = percepatan sudut (rad/s<sup>2</sup>)  
 $R_r$  = Matriks rotasi  
 $\dot{\eta}$  = Persamaan Euler

Diasumsikan pada saat hover  $\cos \theta = 1$ ,  $\cos \phi = 1$  dan  $\sin \phi = 0$ ,  $\sin \theta = 1$  sehingga dapat disederhanakan menjadi matriks di atas.

### 2.2.2. Dinamika *Quadcopter*

Gerak *quadcopter* dibagi menjadi dua bagian *roll* ( $\phi$ ), *pitch* ( $\theta$ ), *yaw* ( $\psi$ ) dan translasi ketinggian pada sumbu x dan y. Sistem rotasi selalu diaktifkan dan sistem ketinggian dinonaktifkan. Hover adalah gerak kestabilan pada saat awal diterbangkan.

#### a. Persamaan Rotasi Gerak

Persamaan gerak rotasi ini diperoleh dari hukum Newton Euler

$$J\dot{\omega} + \omega \times J\omega + M_G = M_B \quad (2.3)$$

dengan:

$J$  = Momen Inersia diagonal *quadcopter* (kg/m<sup>2</sup>)  
 $\omega$  = Kecepatan sudut (rad/s)  
 $M_G$  = Momen *Gyroscopic* karena inersia motor (N.m)  
 $M_B$  = Momen pada body *quadcopter* (N.m)

Persamaan 2.4 diperoleh dari turunan Persamaan 2.2 dan Persamaan 2.3. Persamaan 2.4 nilai momen yang menghasilkan percepatan angular sehingga Persamaan rotasi dari gerakan *quadcopter* dapat ditulis sebagai [2.4]. Momen *gyroscopic* dari rotor ada karena efek putaran rotor mencoba menyejajarkan sumbu rotor sepanjang sumbu Z inersia.

$$\mathbf{J}\dot{\omega} + \omega \times \mathbf{J}\omega + \omega \times \omega \times [\mathbf{0} \ 0 \ \mathbf{J}_r \Omega_r]^T = \mathbf{M}_B \quad (2.4)$$

dengan:

$$\begin{aligned} \mathbf{J}_r &= \text{Inersia motor} \\ \Omega_r &= \text{Kecepatan relatif motor (rad/s)} \end{aligned}$$

b. Matrix Inersia

Matrix inersia untuk *quadcopter* adalah matriks diagonal, elemen pusat diagonal yang merupakan hasil inersia adalah nol karena jarak simetri dari *quadcopter*.

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

Dimana  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$ , dan  $I_{zz}$  adalah momen-momen area dari sumbu *quadcopter*.

c. Pergerakan Momen di *Quadcopter*

Untuk Persamaan 2.4 untuk menghilangkan efek aerodinamis dan momen yang dihasilkan dari rotor. Sebagai efek dari rotasi ada gaya yang dihasilkan disebut gaya aerodinamis atau gaya angkat dan momen yang dihasilkan disebut momen aerodinamis. Persamaan 2.6 dan 2.7 menunjukkan gaya  $F_i$  dan momen  $M_i$  dihasilkan dari perputaran rotor.

$$F_i = \frac{1}{2} \rho A C_T r^2 \Omega_i^2 \quad (2.6)$$

$$M_i = \frac{1}{2} \rho A C_D r^2 \Omega_i^2 \quad (2.7)$$

dengan:

$$\begin{aligned} \rho &= \text{Density udara (kg/m}^3\text{)} \\ A &= \text{Luas blade (m}^2\text{)} \\ C_T, C_D &= \text{Koefesien aerodinamis} \\ Rb &= \text{Jari-jari blade (m)} \\ \Omega &= \text{Kecepatan sudut motor (rad/s)} \end{aligned}$$

Gaya dan momen aerodinamis bergantung pada geometri *blade* dan densitas udara. Karena untuk kasus quadrotors, ketinggian maksimum terbatas, sehingga densitas udara dianggap sama atau konstan. Persamaan 2.6 dan 2.7 dapat disederhanakan menjadi persamaan di bawah.

$$F_i = K_f \Omega_i^2 \quad (2.8)$$

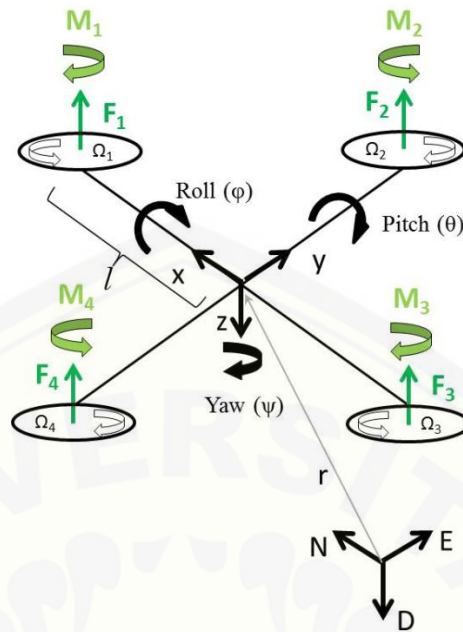
$$M_i = K_M \Omega_i^2 \quad (2.9)$$

$K_f$  dan  $K_M$  adalah konstanta gaya aerodinamis dan momen masing-masing dan  $i$  adalah kecepatan sudut rotor  $i$ . Gaya aerodinamis dan konstanta momen dapat ditentukan secara eksperimental untuk setiap jenis baling-baling.

Identifikasi kekuatan dan momen yang dihasilkan oleh baling-baling, *quadcopter* dapat dipelajari ketika pada momen  $M_B$  beraksi di quadrotor. Gambar 2.11 menunjukkan kekuatan dan momen bertindak di quadrotor. Setiap rotor menyebabkan gaya dorong ke atas dan menghasilkan  $F_i$  sesaat  $M_i$  dengan arah berlawanan dengan arah rotasi yang sesuai rotor  $i$ .

Momen-momen tentang sumbu  $x$  pada kerangka, dengan menganalisa gaya-gaya pada setiap motor tersebut,  $F_2$  dikalikan dengan lengan momen  $l$  menghasilkan momen negatif tentang sumbu  $y$ , sementara dengan cara yang sama,  $F_4$  menghasilkan persamaan matematika dan *free body diagram* seperti yang tertera pada Gambar 2.11.





Gambar 2.11 Pergerakan momen dan gaya *quadcopter* (Elkholy, 2014)

Momen positif adalah momen total tentang sumbu x dapat dinyatakan sebagai berikut:

$$\begin{aligned}
 M_x &= -F_2l + F_4l \\
 &= -(K_f\Omega_2^2)l + (K_f\Omega_4^2)l \\
 &= lK_f (\Omega_4^2 - \Omega_2^2)
 \end{aligned} \tag{2.10}$$

Untuk momen-momen tentang sumbu y rangka tubuh, juga menggunakan aturan tangan kanan, dorongan motor 1 menghasilkan momen positif, sementara dorongan motor 3 menghasilkan momen negative tentang sumbu y. Persamaan momen dapat ditulis sebagai berikut:

$$\begin{aligned}
 M_y &= -F_1l - F_3l \\
 &= -(K_f\Omega_1^2)l - (K_f\Omega_3^2)l \\
 &= lK_f (\Omega_1^2 - \Omega_3^2)
 \end{aligned} \tag{2.11}$$

Untuk momen pada sumbu z tidak menghasilkan gaya dan momen beberapa saat. Di sisi lain momen yang disebabkan oleh rotasi motor

ditulis dalam Persamaan 2.7. Dengan aturan tangan kanan, momen pada sumbu z dapat dituliskan dalam persamaan sebagai berikut.

$$\begin{aligned} M_z &= M_1 - M_2 + M_3 - M_4 \\ &= (K_M \Omega_1^2) - (K_M \Omega_2^2) + (K_M \Omega_3^2) - (K_M \Omega_4^2) \\ &= K_M (\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \end{aligned} \quad (2.12)$$

Dari kombinasi Persamaan (2.10), (2.11), dan (2.12) dalam bentuk matriks, kita dapatkan.

$$M_B = \begin{bmatrix} lKf (\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ lKf (\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ KM (\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

Dimana  $l$  panjang *arm*, yang merupakan jarak antara sumbu rotasi masing-masing rotor ke asal titik pusat *frame* terhadap pusat *quadcopter*.

d. Persamaan translasi terhadap gerak

Persamaan gerak translasi dari *quadcopter* menggunakan hukum gaya Newton 2 dan 3 terhadap titik pusat gravitasi.

$$m\ddot{r} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} + RF_B \quad (2.14)$$

dengan;

$R=[x,y,z]^T$ : Jarak *quadcopter* inersia dari pusat *frame* dan massa *quadcopter* (cm)

$m$  : massa (gram)

$g$  : percepatan gravitasi  $g = 9,81 \text{ m/s}^2$

$F_B$  : gaya nongravitasi pada *quadcopter* dalam kerangka (N)

e. Gaya non-gravitasi pada *quadcopter*

Ketika *quadcopter* dalam orientasi horizontal (tidak mengangkat dan tidak memutar). Gaya nongravitasi disebabkan yang dihasilkan putaran baling-baling sesuai Persamaan (2.8). Dengan demikian gaya nongravitasional bekerja pada *quadcopter*,  $F_B$ , dapat dituliskan sebagai berikut:

$$F_B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -K_f(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

Dua baris pertama dari vektor gaya Persamaan 2.15 adalah nol karena tidak ada gaya pada sumbu X dan Y. Baris terakhir hanyalah sebuah pertambahan gaya dorong yang dihasilkan oleh motor yang memiliki empat baling-baling. Tanda negatif adalah bukti bahwa dorong ke atas sementara sumbu Z positif dalam *frame* mengarah ke bawah.  $F_B$  dikalikan dengan matriks rotasi R untuk mengubah gaya dorong dan bingkai bodi *quadcopter* menjadi inersia, sehingga Persamaan 2.15 dapat diterapkan dalam pergerakan *quadcopter*.

### BAB 3. METODOLOGI PENELITIAN

#### 3.1 Metodologi Penelitian

Metode yang digunakan dalam penelitian ini adalah analisis komputasional, dimana secara garis besar terdiri dari dua tahapan yaitu:

- a. Pemodelan matematika
- b. Simulasi berbasis komputer menggunakan *simulink* MATLAB.

#### 3.2 Alat dan Bahan

Peralatan yang digunakan untuk menganalisis gerak terbang *quadcopter* dengan tipe-X terdiri dari:

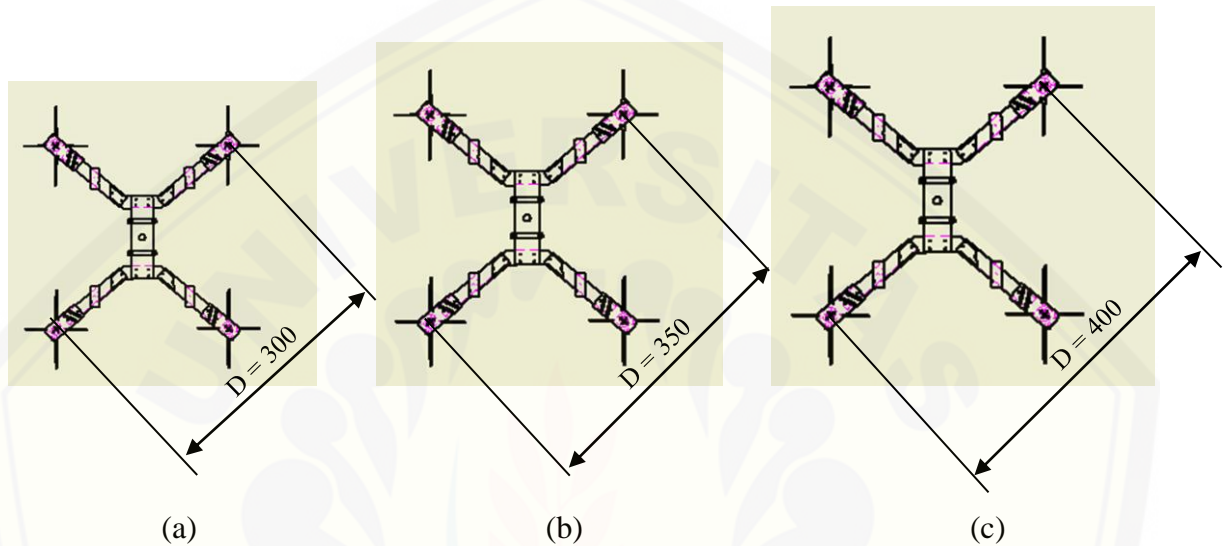
- a. Laptop dengan spesifikasi berikut:
  - 1) Prosesor: Intel(R) Coleron(R) CPU 1500M @ 1.90GHz
  - 2) RAM: 2GB (1,90 usable)
  - 3) Rating: 4,5 *Windows experience index*
  - 4) Tipe sistem: 64-bit *operating system*
  - 5) ODD: DVD Sup.MTI Ware nty
  - 6) HDD: 500 GBXT60
- b. *Software* simulasi menggunakan MATLAB 2009

#### 3.3 Variabel Penelitian

- a. Variabel Terikat  
Variabel terikat adalah *output* yang diperoleh dari pengaruh variabel bebas. Variabel terikat pada penelitian ini adalah gerak *pitch* (Sumbu X dan Sumbu Z) *roll* (Sumbu Y dan Sumbu Z), *yaw* (Sumbu X dan Sumbu Y), dan *hover* (sumbu z).
- b. Variabel Kontrol  
Variabel kontrol dalam penelitian ini adalah sudut *pitch*, *roll*, dan *yaw* masing-masing ( $15^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ) serta ketinggian (3 m, 4 m, 5 m) (Lukmana, 2011).

c. Variabel Bebas

Variabel bebas adalah variabel yang menjadi faktor utama atau berpengaruh pada penelitian. Variabel bebas pada penelitian ini adalah panjang lengan dengan rincian sebagai berikut.



(a)  $D = 300$  mm; (b)  $D = 350$  mm; (c)  $D = 400$  mm

Gambar 3.1 Panjang lengan pada *quadcopter*

### 3.4 Prosedur Penelitian

Prosedur penelitian yang dilakukan sebagai berikut:

a. Studi Literatur

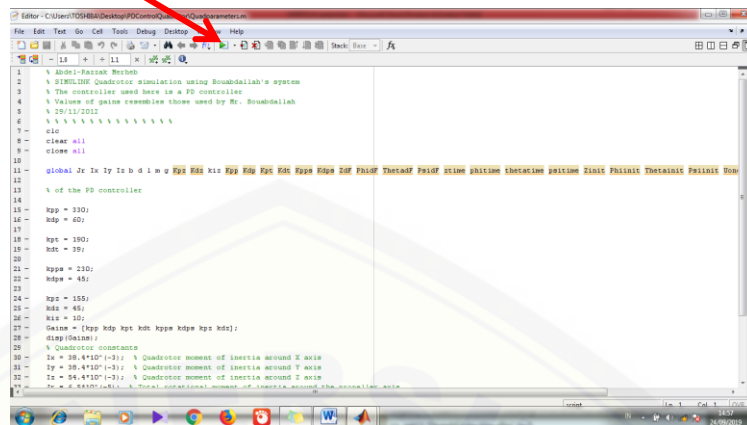
Studi Literatur yang yang dijadikan pedoman diambil dari berbagai artikel ilmiah, buku, dan penelitian sebelumnya yang berkaitan dengan sistem kontrol pada *quadcopter*.

b. Simulasi dengan *software* MATLAB

1) Berikut langkah-langkah menggunakan *m-file*:



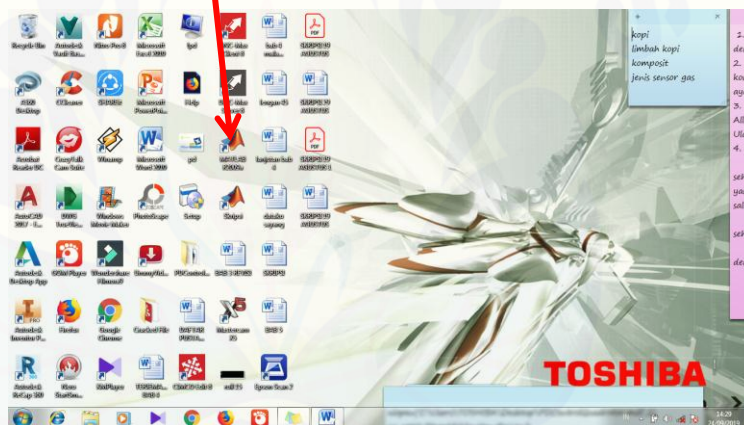
d) Save dan run



Gambar 3.5 Tampilan *m-file* pada MATLAB

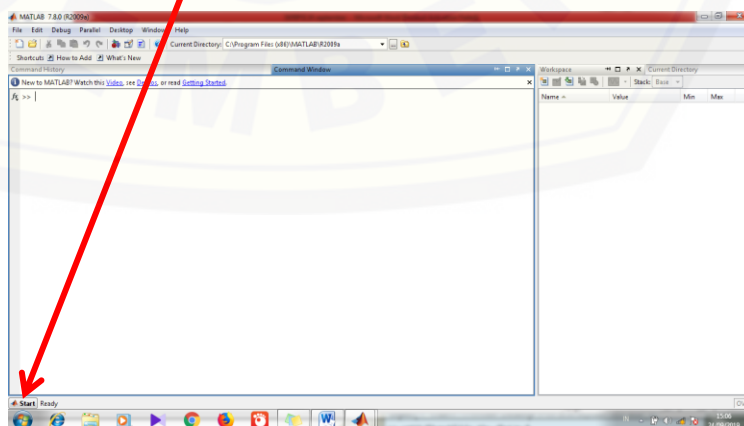
2) Berikut langkah-langkah menggunakan *simulink*:

a) Klik Icon MATLAB



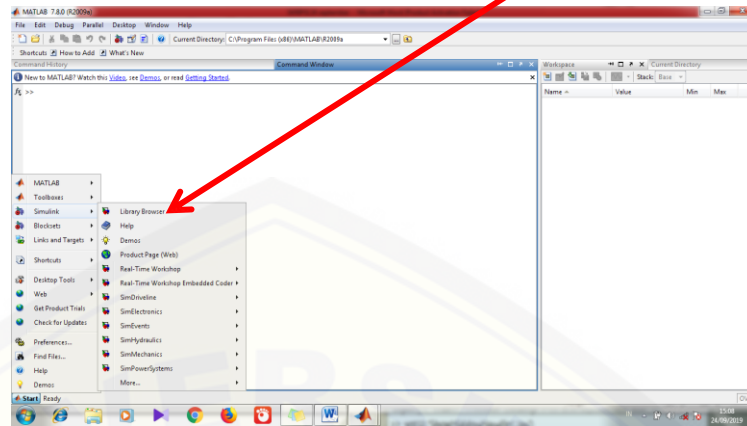
Gambar 3.6 Icon MATLAB pada *dektop* laptop

b) Klik *windows start*



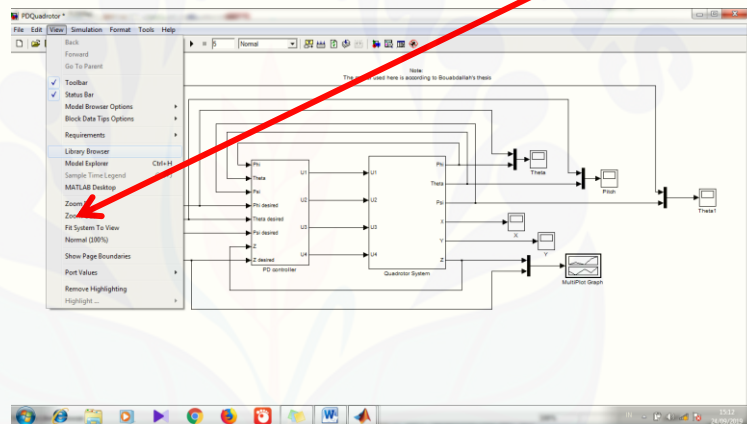
Gambar 3.7 lambang *start* pada MATLAB

c) Pilih simulink kemudian klik *Library Browser*



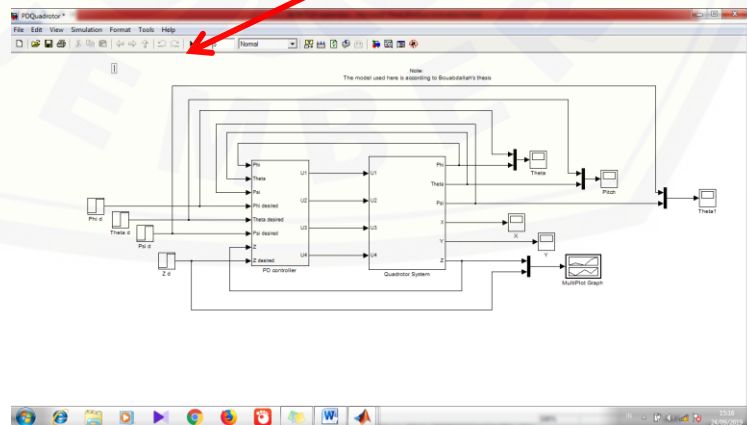
Gambar 3.8 Windows simulink MATLAB

d) Setelah masuk windows klik *Library Browser*,



Gambar 3.9 Library Browser untuk merangkai persamaan pada MATLAB

e) Klik *Save (Ctrl + S)* dan *run*



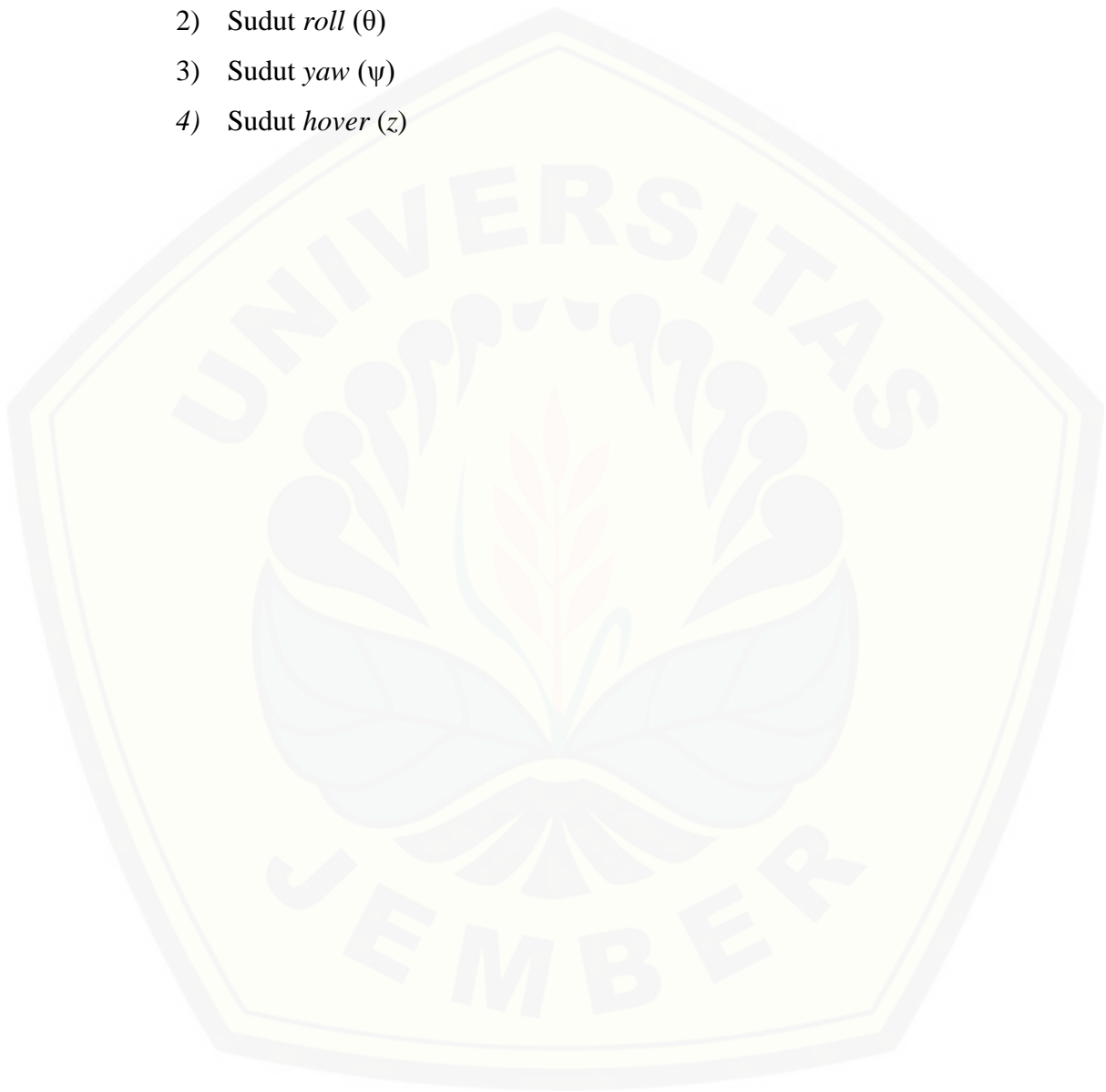
Gambar 3.10 Tampilan sub-menu simulink pada MATLAB



c. Analisis hasil penelitian

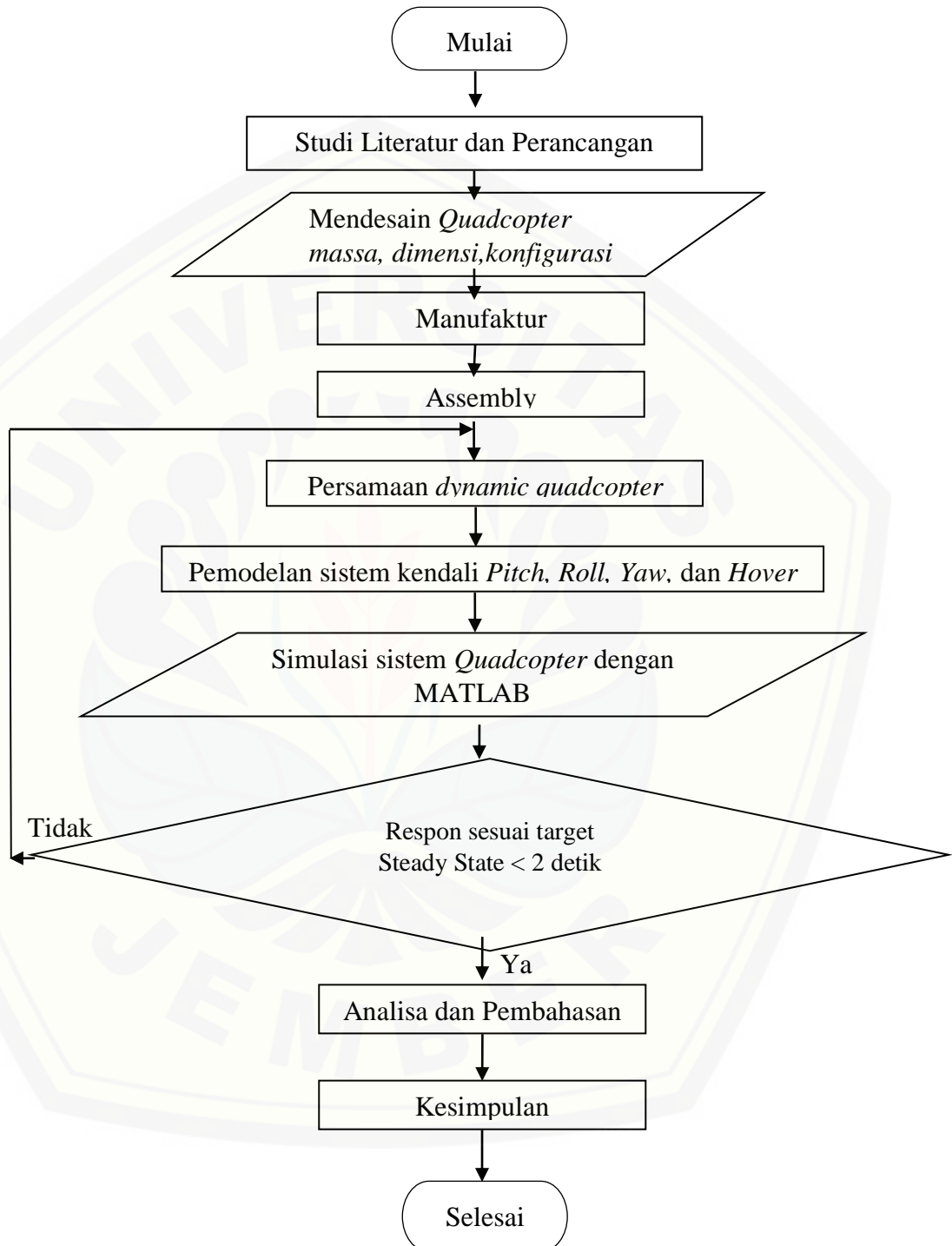
Hasil dari M-file dan *simulink* akan menghasilkan grafik respon sudut terhadap waktu sebagai berikut:

- 1) Sudut *pitch* ( $\phi$ )
- 2) Sudut *roll* ( $\theta$ )
- 3) Sudut *yaw* ( $\psi$ )
- 4) Sudut *hover* ( $z$ )



### 3.5 Diagram Alir Penelitian

Flowchart penelitian ditunjukkan pada Gambar 3.12 di bawah ini:



Gambar 3.12 Diagram alir penelitian

## BAB 5. PENUTUP

### 5.1. Kesimpulan

Kesimpulan dari penelitian desain sistem kontrol *quadcopter* sebagai berikut:

a. Nilai optimum yang dihasilkan dari sistem kontrol *quadcopter* ketika nilai *settling time* dan *steady state* pada gerak *pitch*, *roll*, dan *yaw* menghasilkan nilai *steady state* terkecil, sedangkan untuk gerak *hover* dikatakan optimum ketika nilai *steady state* dan *overshoot* menghasilkan nilai terkecil, dengan rincian sebagai berikut:

1) Sudut *pitch* ( $\phi$ )

Untuk variasi sudut *pitch* ( $15^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ) memberikan nilai optimum pada saat sudut  $45^\circ$ , dengan nilai  $K_p = 330$ ,  $K_i = 0$ ,  $K_d = 60$  menghasilkan respon dengan *settling time* ( $T_s$ ) = 1,54 detik dan *steady state* (SS) = 2,6 detik dengan panjang lengan *quadcopter* 400 mm.

2) Sudut *roll* ( $\theta$ )

Untuk variasi sudut *roll* ( $15^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ) memberikan nilai optimum pada sudut  $30^\circ$ , dengan nilai  $K_p = 245$ ,  $K_i = 0$ ,  $K_d = 47$  menghasilkan respon dengan *settling time* ( $T_s$ ) = 1,57 detik dan *steady state* (SS) = 2,65 detik dengan panjang lengan 300 mm.

3) Sudut *yaw* ( $\psi$ )

Untuk variasi sudut *yaw* ( $15^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ) memberikan nilai optimum pada sudut  $30^\circ$ , dengan nilai  $K_p = 75$ ,  $K_i = 0$ ,  $K_d = 55$  menghasilkan respon dengan *settling time* ( $T_s$ ) = 1,6 detik dan *steady state* (SS) = 2,72 detik dengan panjang lengan 300 mm.

b. Nilai optimum respon ketinggian sebagai berikut:

Respon ketinggian memberikan nilai optimum ketika nilai  $K_p = 155$ ,  $K_i = 45$ ,  $K_d = 10$  menghasilkan respon *settling time* ( $T_s$ ) = 1,78 detik pada ketinggian 5 meter dan *overshoot* sebesar 0,83 % panjang lengan *quadcopter* 300 mm.

## 5.2. Saran

Saran dari penulis untuk mengembangkan penelitian kedepannya sebagai berikut:

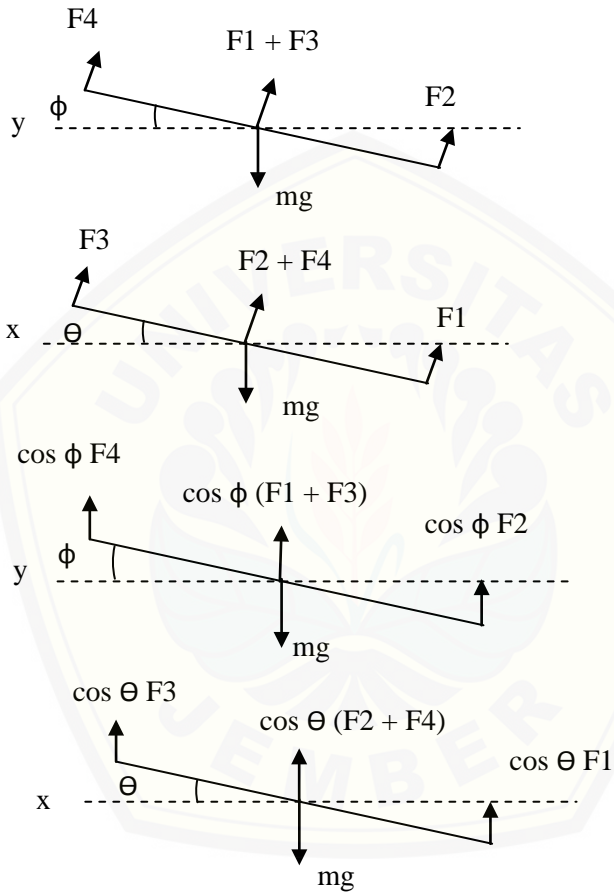
- a. Memvisualisasikan gambar 3D *quadcopter* pada saat simulasi.
- b. Meneliti dengan variasi perubahan beban pada *quadcopter*.
- c. Untuk gerak hover perlu ditinjau kembali dalam keadaan *real time*, karena perubahan selisih waktu sangat kecil saat ketinggian berubah.
- d. Memberikan gangguan eksternal misalnya perputaran motor atau aliran udara.
- e. Membuat alat ukur untuk sistem kontrol pada *quadcopter*.
- f. Mengimplementasikan hasil simulasi *quadcopter* ke dalam program *software quadcopter*.

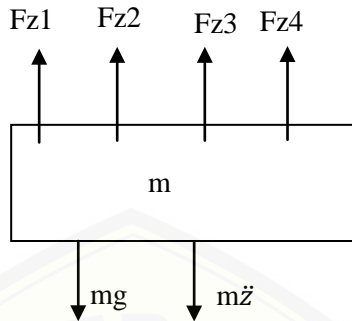
**DAFTAR PUSTAKA**

- Andria, L., Astrowulan, K., dan Iskandar, E. 2014. Disain linear quadratic tracking Untuk pendaratan vertikal pada pesawat tanpa awak quadrotor. *Quadcopter* 3(1): 1-7.
- Ansari, U. dan Bajodah, A. H. 2017. Robust generalized dynamic inversion quadrotor control. *Quadrotor*: 8181 -8188
- Cömert, C. and Kasnakoğlu, C. 2017. Comparing and developing PID and sliding mode controllers for quadrotor. *Quadrotor*. 6(3): 1-6.
- Das, H. 2018. Dynamic inversion control of quadrotor with a suspended load. *Quadrotor*. 51(1): 172-177.
- Dryden, J. Dan Barbaccia, R. 2014. *Quadcopter Design Project*. Mechanical Engineering: 1-21.
- Elkholy, H. T. 2014. Dynamic Modeling and Control of a Quadrotor Using Linear and Nonlinear Approaches. *Tesis*. Kairo: The degree of Master of Science in Cairo.
- Hartanto, T. W. D dan Prasetyo, Y. W. A. 2002. *Analisa dan Disain Sistem Kontrol dengan MATLAB*. Yogyakarta: Andi.
- Hendriawan, A., Utomo, G.P., dan Oktavianto H. 2012. Sistem kontrol altitude pada UAV model quadcopter dengan metode PID. *Quadcopter*: 1-5.
- Hidayat, D. 2016. *Analisis Kestabilan Quadcopter dengan Metode Fuzzy Logic*. *Tesis*. Medan: Universitas Sumatera Utara.
- Kardono, K., Kadier, R. E. F., dan Fathoni, A. 2011. Perancangan dan implementasi sistem pengaturan optimal LQR untuk menjaga kestabilan hover pada quadcopter. *Jurna Teknisl ITS*. 1: 7-13.
- Latif, M dan Budiarto, H. 2014. Perancangan sistem autonomous quadcopter. *Quadcopter*: 1-5.
- Lema, R. A. 2016. Flight Controller pada Sistem Quadcopter Menggunakan Sensor IMU (Inersial Measurement Unit) Berbasis Mikrokontroller Atmega 2560. *Skripsi*. Yogyakarta: Program Studi Teknik Elektro Fakultas Sains dan Teknologi Universitas Sanata Dharma.

- Lukmana, M. A. 2012. Rancang Bangun *U manned Aerial Vehicle* (UAV) Empat Baling-baling (*Quadcopter-Arducopter*). *Skripsi*. Surabaya: Program Sarjana Fakultas Teknik Institut Teknologi Sepuluh November.
- Luukkonen, T. 2011. Modelling and control of quadcopter. Independent research project in applied mathematics.
- Oner, K. T., Cetinsoy, E., Sirimoglu, E., Hancer, C., Ayken, T., dan Unel, M. 2009. LQR and SMC stabilization of a new unmanned aerial vehicle. *UAV*: 1-6.
- Praveen, V. dan Pillai, A. S. 2016. Modeling and simulation of quadcopter using PID controller. *Quadcopter*. 9(15): 7151-7158.
- Priambodo, A. S. 2017. Analisis kestabilan terbang quadrotor dengan pengendali pd terhadap gangguan. *Quadrotor* : 1-7.
- Sayyaadi, H. dan Soltani, A. 2017. Modeling and control for cooperative transport of aslung fluid container using quadrotors. *Quadrotors*. 31(2): 262-272.
- Seah, C. H., Inyang, I. J., dan Whidborne, J. F. 2017. Bilinear modelling and attitude control of a quadrotor. *Quadrotor*. 50(2): 193-198.
- Šolc, F. 2010. Modelling and control of a quadrocopter. *Quadrotor*. 5(2): 1-10.
- Subrata, S. H., Tarumasely, R., dan Dwianto, C. S. 2017. Perancangan pengendali pid untuk gerakan pitch dan roll pada quadcopter. *Quadcopter* 4(2): 1-16.
- Thomas, R. 2010. Sliding Mode Controller For a Quadrotor. *Tesis*. Victoria: Department of Mechanical Engineering. University of Victoria.
- Valavanis, K. P. dan Vachtsevanos, G. J. 2015. *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*. New York: Springer Reference.
- Vinogradove, O. 2000. *Fundamental of Kynematics and Dynamics Of Machines and Mechanisms*. Florida: by CRC Press LLC.
- Wicaksono, P.K. 2016. Pengendalian Pergerakan *Hover Quadcopter* Menggunakan Metode PID Jaringan Syaraf Tiruan. *Skripsi*. Surabaya: Program Sarjana Fakultas Teknik Institut Teknologi Sepuluh November.

## Pergerakan Linier Sumbu z ( $\ddot{z}$ )





maka,

$$Fz1 = b\Omega_1^2 \cos \phi \cos \Theta$$

$$Fz2 = b\Omega_2^2 \cos \phi \cos \Theta$$

$$Fz3 = b\Omega_3^2 \cos \phi \cos \Theta$$

$$Fz4 = b\Omega_4^2 \cos \phi \cos \Theta$$

$$\Sigma Fz = m \ddot{z}$$

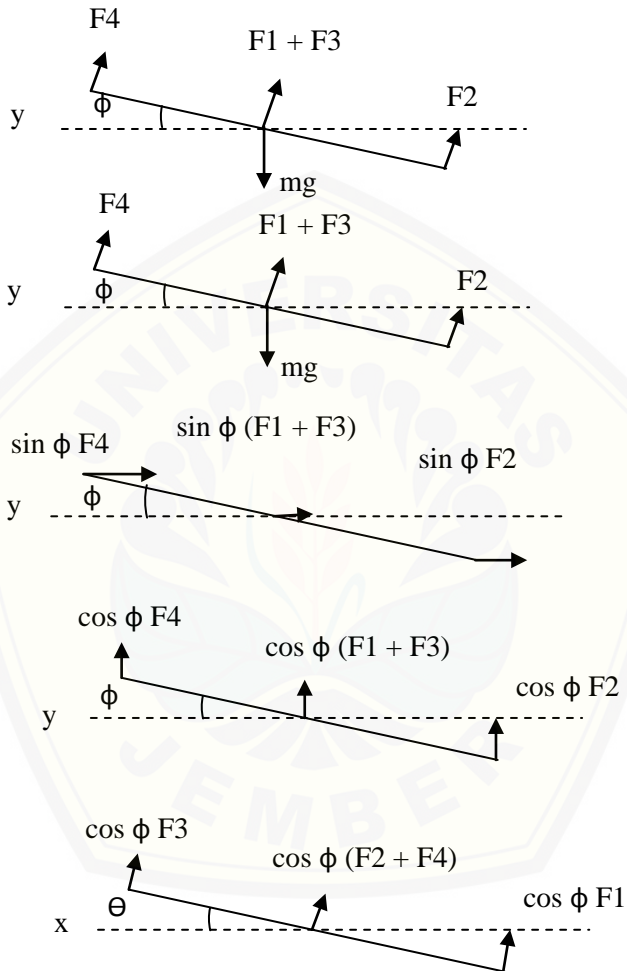
$$Fz1 + Fz2 + Fz3 + Fz4 - mg = m\ddot{z}$$

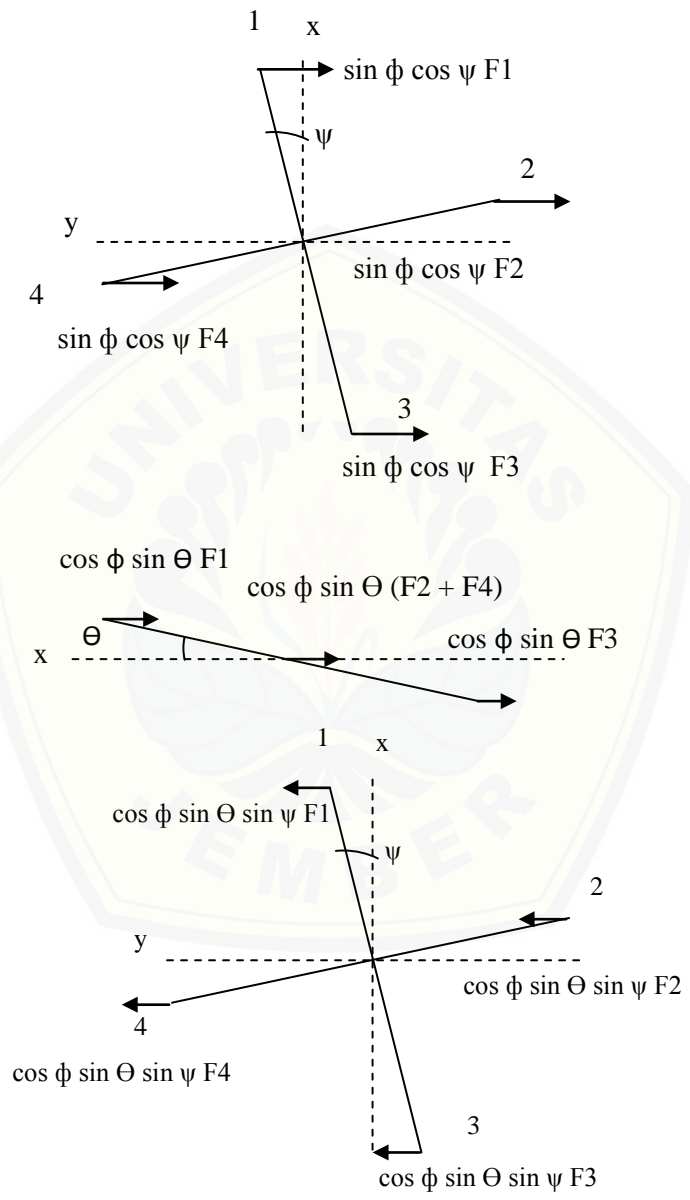
$$m\ddot{z} = -mg + \cos \phi \cos \Theta b (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$$

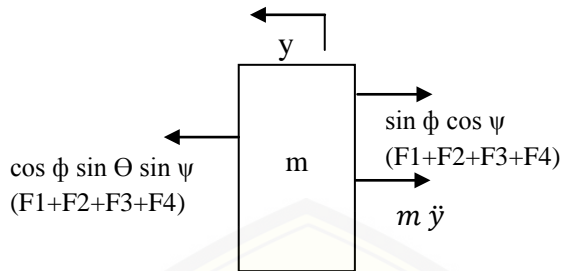
$$\ddot{z} = -g + \cos \phi \cos \Theta \frac{1}{m} b (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$$



## Pergerakan Linier Sumbu $y$ ( $\ddot{y}$ )





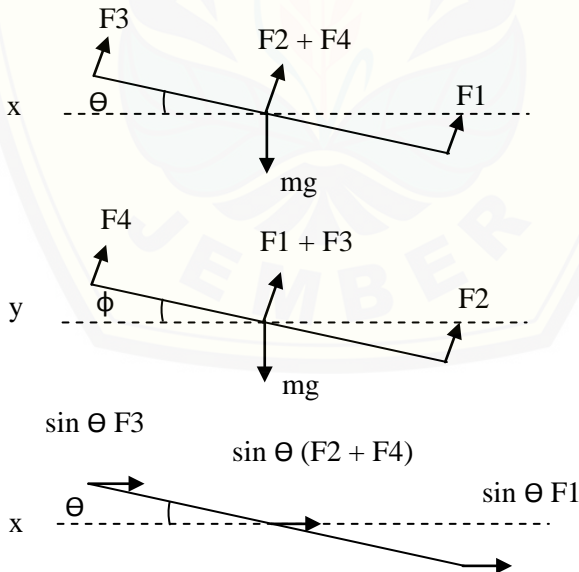


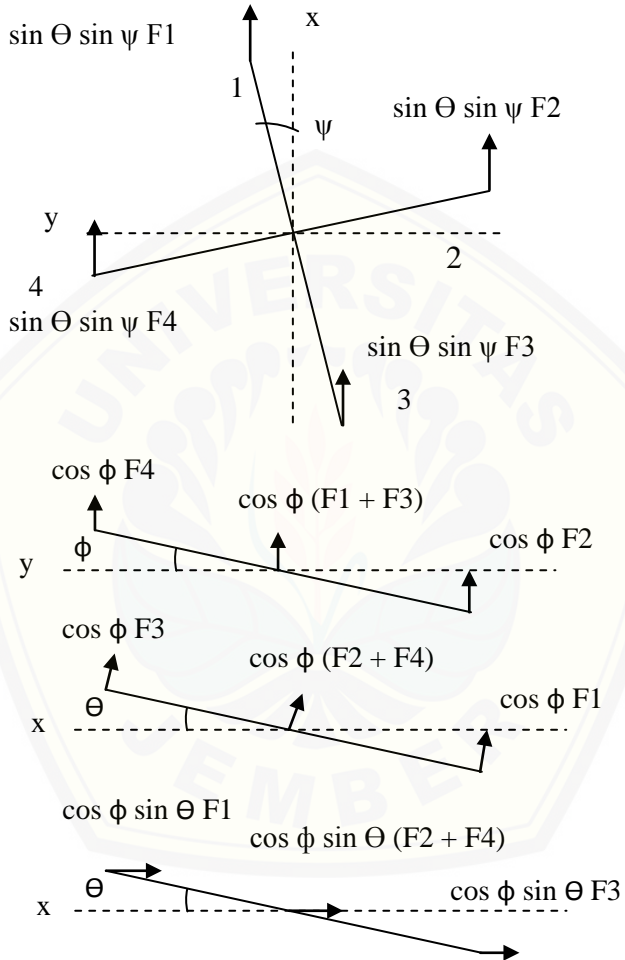
$$\Sigma F_y = m \cdot \ddot{y}$$

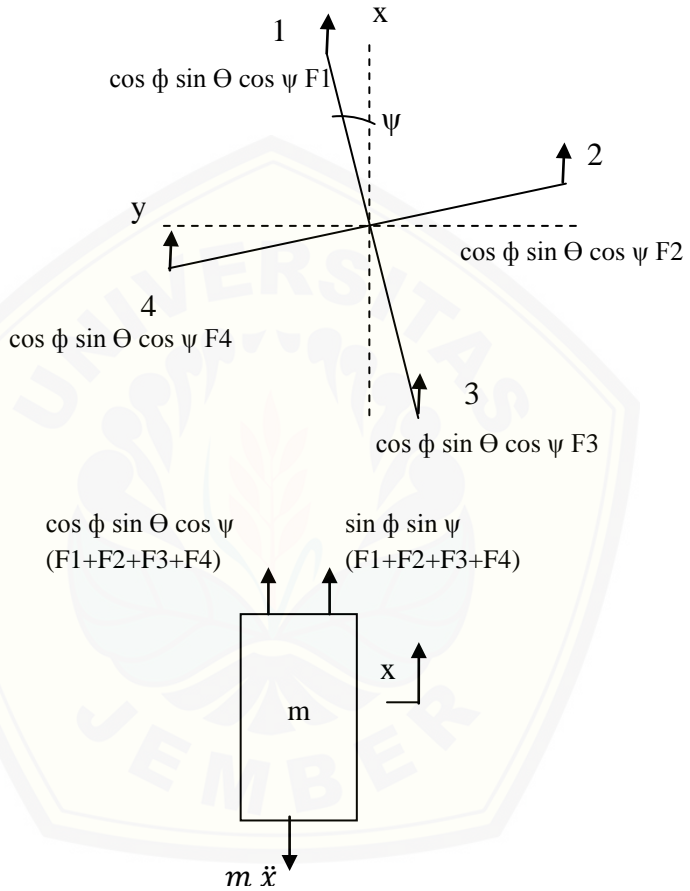
$$(\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi)(F_1 + F_2 + F_3 + F_4) = m \cdot \ddot{y}$$

$$(\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \frac{1}{m} (F_1 + F_2 + F_3 + F_4) = \ddot{y}$$

### Pergerakan Linier Sumbu x ( $\ddot{x}$ )





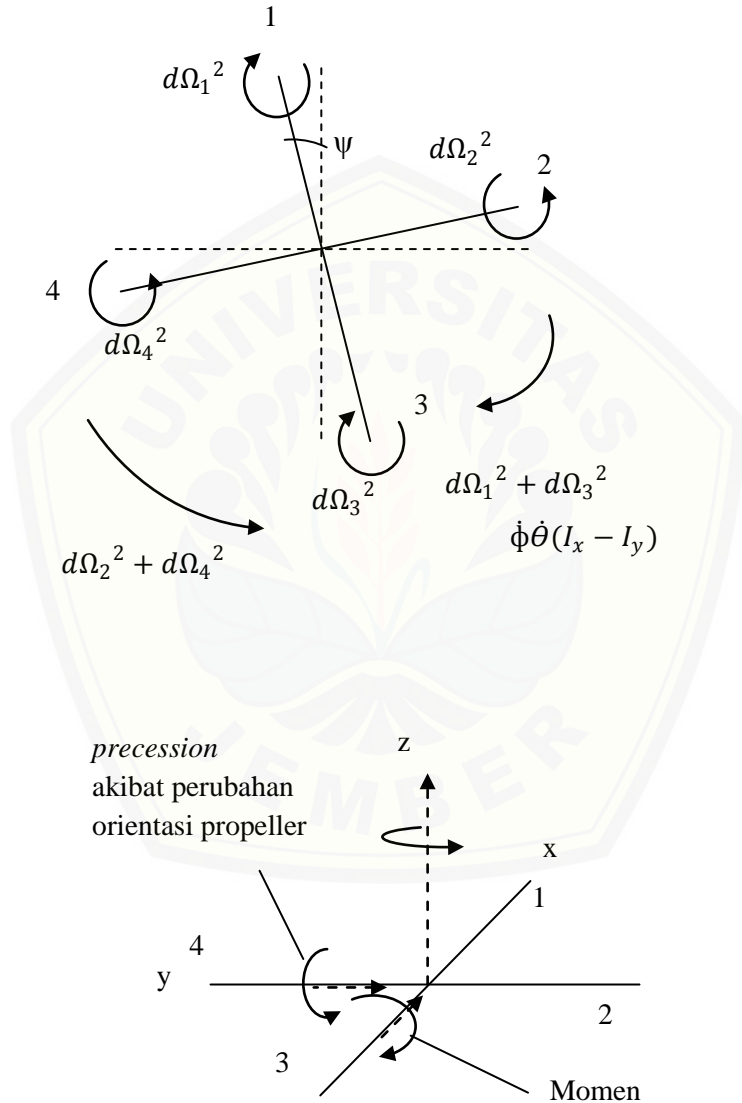


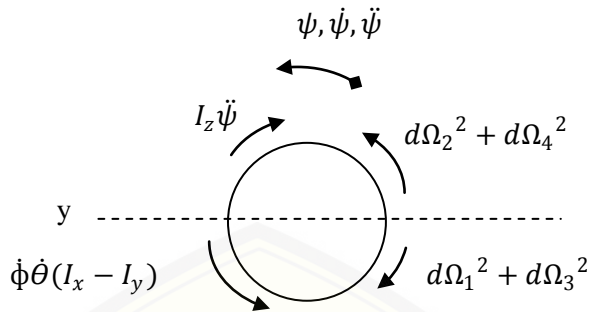
$$\Sigma F_x = m \cdot \ddot{x}$$

$$(\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi)(F_1 + F_2 + F_3 + F_4) = m \cdot \ddot{x}$$

$$(\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \frac{1}{m} (F_1 + F_2 + F_3 + F_4) = \ddot{x}$$

## Pergerakan Rotasi Sumbu z ( $\ddot{\Psi}$ Yaw)





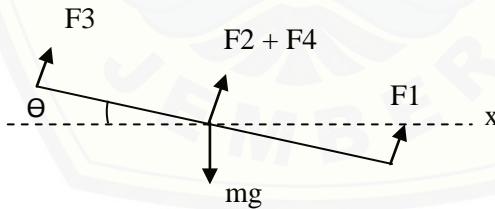
$$\Sigma M = I_y \ddot{\psi}$$

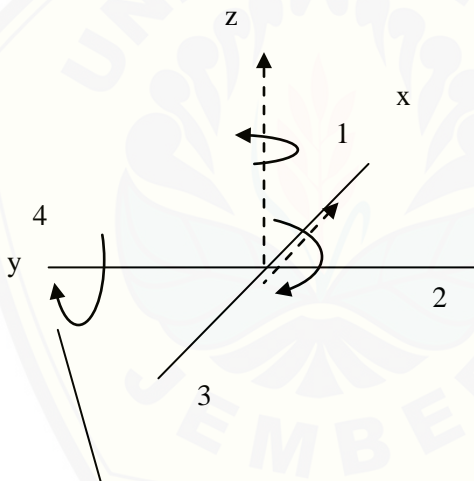
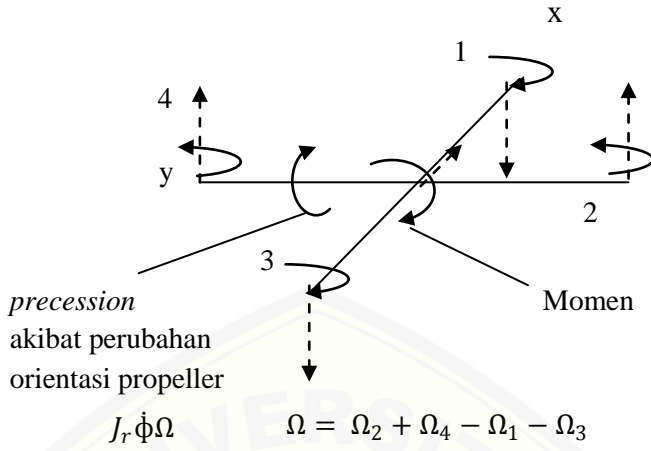
$$\dot{\phi} \dot{\theta} (I_x - I_y) + (d\Omega_2^2 + d\Omega_4^2) - (d\Omega_1^2 + d\Omega_3^2) = I_y \ddot{\psi}$$

$$I_y \ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} (I_x - I_y) + d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} \left( \frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{d}{I_z} (\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2)$$

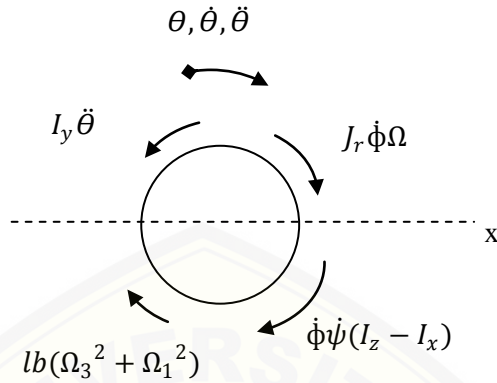
## Pergerakan Rotasi Sumbu y ( $\Theta$ Pitch)





*precession*  
 akibat perubahan orientasi  
 frame *quadrotor*  
 $\dot{\Phi} \dot{\Psi} (I_z - I_x)$



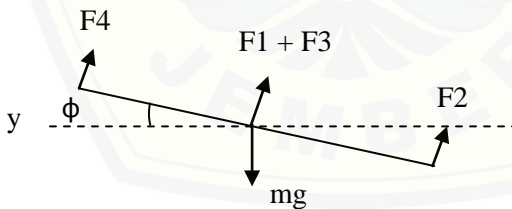


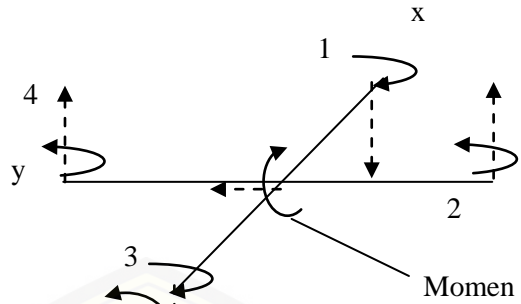
$$\Sigma M_y = I_y \ddot{\theta}$$

$$\dot{\phi} \dot{\psi} (I_z - I_x) + J_r \dot{\phi} \Omega + lb(\Omega_3^2 + \Omega_1^2) = I_y \ddot{\theta}$$

$$\ddot{\theta} = \frac{1}{I_y} (\dot{\phi} \dot{\psi} (I_z - I_x) + J_r \dot{\phi} \Omega + \frac{1}{I_y} lb(\Omega_3^2 + \Omega_1^2))$$

## Pergerakan Rotasi Sumbu x ( $\phi$ roll )

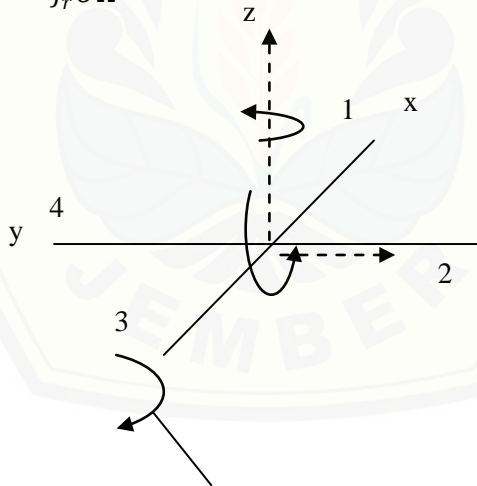




*precession*  
akibat perubahan orientasi propeller

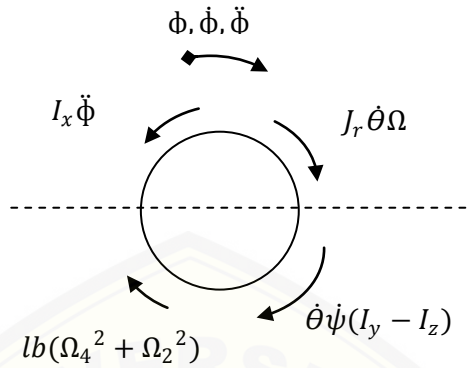
$$\Omega = \Omega_2 + \Omega_4 - \Omega_1 - \Omega_3$$

$$J_r \dot{\theta} \Omega$$



*precession*  
akibat perubahan orientasi frame quadrotor

$$\dot{\theta} \psi (I_y - I_z)$$



$$\Sigma Mx = I_x \ddot{\phi}$$

$$\dot{\theta} \psi (I_y - I_z) + J_r \dot{\theta} \Omega + lb(\Omega_4^2 + \Omega_2^2) = I_x \ddot{\phi}$$

$$\ddot{\phi} = \frac{1}{I_x} (\dot{\theta} \psi (I_y - I_z) + \frac{J_r}{I_x} \dot{\theta} \Omega + \frac{1}{I_x} lb(\Omega_4^2 + \Omega_2^2))$$

