



UNIVERSITAS DIPONEGORO

**RANCANG BANGUN WAHANA TERBANG TANPA AWAK QUADROTOR
DENGAN SISTEM KENDALI KESTABILAN ORIENTASI *ROLL* DAN *PITCH***

TUGAS AKHIR

**ISWAN PRADIPTYA
L2E 006 058**

**FAKULTAS TEKNIK
JURUSAN TEKNIK MESIN**

**SEMARANG
MARET 2011**

TUGAS SARJANA

Diberikan Kepada :
Nama : Iswan Pradiptya
NIM : L2E006058
Pembimbing : Dr. Susilo Adi Widyanto ST., MT.
Jangka Waktu : 10 bulan
Judul : Rancang Bangun Wahana Terbang Tanpa Awak *Quadrotor*
dengan Sistem Kendali Kestabilan Orientasi *Roll* dan *Pitch*
Isi Tugas :
1. Literatur mengenai perancangan sistem kendali kestabilan *roll* dan *pitch* (*attitude*) untuk wahana terbang tanpa awak *quadrotor*.
2. Kajian metode-metode yang digunakan dalam sistem kendali *attitude quadrotor*.
3. Desain sistem referensi sudut *euler roll* dan *pitch* berbasis sensor *Inertial Measuring Unit*.
4. Desain sistem kontrol kestabilan terbang *quadrotor*.

Semarang, 21 Maret 2011

Dosen Pembimbing,



Dr. Susilo Adi Widyanto, ST. MT.

NIP. 197002171994121001

HALAMAN PERNYATAAN ORISINALITAS

**Skripsi ini adalah hasil karya saya sendiri,
dan semua sumber baik yang dikutip maupun yang dirujuk
telah saya nyatakan dengan benar.**

NAMA : ISWAN PRADIPTYA

NIM : L2E006058

Tanda Tangan : 

Tanggal : 21 MARET 2011

HALAMAN PENGESAHAN

Tugas Sarjana ini diajukan oleh :
NAMA : ISWAN PRADIPTYA
NIM : L2E006058
Jurusan/Program Studi : TEKNIK MESIN
Judul Tugas Sarjana : Rancang Bangun Wahana Terbang Tanpa Awak *Quadrotor*
dengan Sistem Kendali Kestabilan Orientasi *Roll* dan *Pitch*

Telah berhasil dipertahankan di hadapan Tim Penguji dan diterima sebagai bagian persyaratan yang diperlukan untuk memperoleh gelar Sarjana Teknik pada Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro.

TIM PENGUJI

Pembimbing : Dr. Susilo Adi Widyanto, ST.,MT.

()

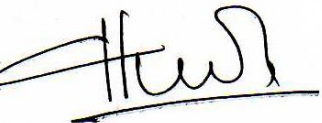
Penguji : Dr. Jamari, ST.,MT.

()

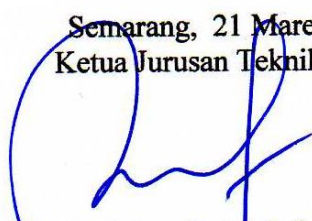
Penguji : Dr. Syaiful, ST.,MT.

()

Penguji : Muchammad, ST.,MT.

()

Semarang, 21 Maret 2011
Ketua Jurusan Teknik Mesin


Dr. Dipl. Ing. Ir. Berkah Fajar T.K.
NIP.195907221987031003

HALAMAN PERNYATAAN PERSETUJUAN PUBLIKASI TUGAS AKHIR UNTUK KEPENTINGAN AKADEMIS

Sebagai sivitas akademika Universitas Diponegoro, saya yang bertanda tangan di bawah ini :

Nama : Iswan Pradiptya
NIM : L2E006058
Jurusan/Program Studi : Teknik Mesin
Fakultas : Teknik
Jenis Karya : Skripsi

demi pengembangan ilmu pengetahuan, menyetujui untuk memberikan kepada Universitas Diponegoro **Hak Bebas Royalti Noneksklusif** (*None-exclusive Royalty Free Right*) atas karya ilmiah saya yang berjudul :

RANCANG BANGUN WAHANA TERBANG TANPA AWAK *QUADROTOR* DENGAN SISTEM KENDALI KESTABILAN ORIENTASI *ROLL* DAN *PITCH*

Dengan Hak Bebas Royalti/Noneksklusif ini Universitas Diponegoro berhak menyimpan, mengalihmedia/formatkan, mengelola dalam bentuk pangkalan data (*database*), merawat dan memublikasikan tugas akhir saya selama tetap mencantumkan nama saya sebagai penulis/pencipta dan sebagai pemilik Hak Cipta.

Demikian pernyataan ini saya buat dengan sebenarnya.

Dibuat di : Semarang
Pada Tanggal : 21 Maret 2011
Yang menyatakan



Iswan Pradiptya
NIP.L2E006058

ABSTRAK

Wahana terbang tanpa awak dengan konfigurasi empat rotor merupakan pengembangan dari teknologi *Vertical Take-Off and Landing (VTOL) aircraft*. Penelitian ini difokuskan pada proses rancang bangun wahana terbang tanpa awak yang disebut dengan *quadrotor* dengan sistem kontrol *attitude*. Perancangan sistem kendali diawali dengan mengembangkan model dinamika dari sistem. Teknik kontrol *Proportional Integral Derivative (PID)* diaplikasikan dengan data umpan balik yang diperoleh dari sensor *Inertial Measuring Unit (IMU)* enam derajat kebebasan. Sistem kendali *attitude* dikembangkan dalam dua mode kontrol, mode *acro* dan mode *auto*. Dari hasil pengujian, nilai parameter proporsional (K_p) pada mode *acro* berada pada nilai aman antara 0,5 hingga 0,85 dan nilai parameter diferensial (K_d) bisa diatur sesuai dengan kemampuan pilot, yang secara signifikan mempengaruhi *transient response* sistem. Nilai parameter PID mode *auto* cenderung lebih mudah dicari. Nilai K_p berada pada nilai aman antara 2,5 hingga 4,5 dan nilai K_d secara signifikan menghilangkan osilasi. Nilai optimal K_d dicapai pada 0,0065.

Kata kunci: Quadrotor, kontrol PID, attitude, IMU, VTOL

ABSTRACT

Unmanned aerial vehicle (UAV) with four-rotor configuration is the development of Vertical Take-Off and Landing (VTOL) technology. This research is focused on the attitude control system design of the UAV called quadrotor. The design of the control system was initiated with developing dynamics model of the system. Proportional Integral Derivative (PID) control technique is applied with the feedback data obtained from six degrees of freedom Inertial Measurement Unit (IMU) sensor. The attitude control system is developed in two control modes, acro and auto mode. The experimental results show that the proportional parameter (K_p) value in acro mode is safe, ranging from 0.5 to 0.85 and differential parameter (K_d) value can be tuned in accordance with the pilot's ability, which significantly affect the transient response of the system. The values of PID parameter in auto mode tend to be easier to tune than acro mode. The value of K_p in auto mode is safe, ranging from 2.5 to 4.5 and the value of K_d significantly eliminates the oscillation, the optimal value of K_d is reached at 0.0065.

key words : Quadrotor, PID control, attitude, IMU, VTOL

HALAMAN PERSEMBAHAN

“Ku persembahkan untuk almarhum Ibu, Bapak dan Keluarga”

KATA PENGANTAR

Puji syukur penulis panjatkan kehadirat Allah SWT, yang telah melimpahkan rahmat dan karunia-Nya serta nikmat sehat sehingga tugas akhir yang merupakan tahap akhir dari proses memperoleh gelar sarjana di Teknik Mesin Universitas Diponegoro ini dapat terselesaikan.

Penyelesaian tugas akhir ini tidak lepas dari orang-orang yang telah membantu, oleh karenanya, penulis mengucapkan terima kasih kepada:

1. Bapak Dr. Susilo Adi Widyanto ST., MT., selaku pembimbing utama yang telah begitu banyak memberikan bantuan, bimbingan, pengarahan serta pengetahuan dalam pengerjaan dan penyelesaian tugas akhir ini.
2. Bapak Muhammad Thoha, yang telah memberikan informasi dan saran dalam menyelesaikan tugas akhir ini.
3. Rekan Tugas Akhir Yuniawan Wijanarko dan teman-teman angkatan 2006 yang telah memberikan dorongan dan semangat sampai tugas akhir ini selesai.

Penulis sadar banyak kekurangan dalam tugas akhir ini, maka dari itu besar harapan untuk memberikan kritik maupun saran yang membangun. Semoga laporan tugas akhir ini dapat bermanfaat bagi semua yang membaca.

Semarang, Maret 2011

Penulis

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL	i
HALAMAN TUGAS SARJANA.....	ii
HALAMAN PERNYATAAN ORISINALITAS	iii
HALAMAN PENGESAHAN	iv
HALAMAN PERSETUJUAN PUBLIKASI	v
ABSTRAK	vi
ABSTRACT	vii
HALAMAN PERSEMBAHAN.....	viii
KATA PENGANTAR.....	ix
DAFTAR ISI.....	x
DAFTAR TABEL	xiii
DAFTAR GAMBAR.....	xiv
NOMENKLATUR.....	xviii

BAB I PENDAHULUAN

1.1 Latar belakang	1
1.2 Tujuan Penelitian	3
1.3 Batasan Masalah	3
1.4 Metodologi Penelitian	4
1.5 Sistematika Penulisan	5

BAB II DASAR TEORI

2.1 Sejarah Perkembangan Helikopter	6
2.1.1 Perkembangan <i>Unmanned Aerial Vehicle</i> (UAV)	7
2.2 Konfigurasi Wahana Tak Berawak Skala Kecil	8
2.2.1 Perbandingan Helikopter dan Wahana Terbang Lainnya	9
2.3 Dinamika <i>Quadrotor</i> UAV	13
2.4 Sistem Kontrol Proporsional Integral Derivatif	18

2.4.1 Kontroler Proporsional	20
2.4.2 Kontroler Integral.....	21
2.4.3 Kontroler Diferensial	23
2.4.4 Kontroler PID	25
2.4.5 Penalaan Parameter Kontrol PID	26
2.5 Pemrograman Mikrokontroler	30
2.5.1 Perangkat Lunak CodeVision AVR	32
2.5.2 Sekilas Tentang Struktur Pemrograman Bahasa C	35
2.6 Algoritma <i>Sensor Fusion</i> Untuk Estimasi Sudut <i>Attitude</i>	39
2.6.1 Akselerometer	40
2.6.2 <i>Gyroscope</i>	45
2.6.3 Penggabungan Sensor Girooskop dan Akselerometer	47

BAB III DESAIN DAN PEMBUATAN *QUADROTOR*

3.1 Desain dan Spesifikasi Perangkat Mekanik	54
3.1.1 Badan Utama <i>Quadrotor</i>	55
3.1.2 Motor DC Tanpa Sikat dan Propeler	59
3.2 Desain dan Spesifikasi Perangkat Keras Elektronik	
Sistem Kontrol Tertanam	62
3.2.1 Mikrokontroler ATmega 16U	65
3.2.2 Sensor <i>Inertial Measuring Unit</i>	69
3.2.3 Sinyal Masukan Sistem Kontrol <i>Quadrotor</i>	77
3.2.4 Kontroler Kecepatan Elektronik Motor BLDC	81
3.2.5 Perangkat Antar Muka dengan Pengguna (<i>User Interface</i>).....	83
3.3 Desain Piranti Lunak	86
3.3.1 Pengaturan Register untuk Proses Inisialisasi Mikrokontroler	88
3.3.2 Subrutin Program Pengukuran Lebar Pulsa <i>receiver</i> Futaba	95
3.3.3 Subrutin Program Estimasi Sudut Euler untuk <i>Attitude Angle</i>	97
3.3.4 Implementasi Sistem Kontrol PID	100
3.3.5 Desain Keluaran Sinyal PWM Motor	104

BAB IV PENGUJIAN DAN ANALISA KESTABILAN

4.1 Data Pengujian Gaya Angkat Rotor	107
4.2 Hasil Pengujian Respon Kontrol Kestabilan <i>Attitude</i>	111
4.2.1 Sistem Kontrol PID Mode <i>Acro</i>	112
4.2.2 Sistem Kontrol PID Mode <i>Auto</i>	117

BAB V PENUTUP

6.1 Kesimpulan	123
6.2 Saran	123

DAFTAR PUSTAKA	124
-----------------------	------------

LAMPIRAN

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1	Perbandingan Beberapa Jenis Konfigurasi dan Prinsip Terbang Wahana Terbang Tanpa Awak	10
Tabel 2.2	Perbandingan Skala Nilai Konfigurasi Prinsip Terbang	12
Tabel 2.3	Perbandingan Berbagai Konfigurasi dari VTOL	12
Tabel 2.4	Penalaan Paramater PID dengan Metode Kurva Reaksi	28
Tabel 2.5	Penalaan Paramater PID dengan Metode Osilasi	29
Tabel 2.6	Beberapa Compiler C untuk mikrokontroler AVR	32
Tabel 3.1	Perbedaan seri AVR berdasarkan kapasitas memori	67
Tabel 3.2	Spesifikasi sensor ADXL335	72
Tabel 3.3	Keterangan Fungsi <i>pin</i> sensor ADXL335	72
Tabel 4.1	Data hasil pengujian gaya angkat	108

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 <i>Helical Air Screw</i> , hasil rancangan Leonardo Da Vinci	6
Gambar 2.2 <i>Gyroplane</i>	7
Gambar 2.3 <i>Adaptive and Reflective Middleware System (ARMS)</i>	8
Gambar 2.4 Klasifikasi wahana udara tak berawak	9
Gambar 2.5 Konsep konfigurasi kecepatan putar dari <i>quadrotor</i> , lebar anak panah proporsional dengan besarnya kecepatan putar rotor	14
Gambar 2.6 Kerangka acuan absolut pada bumi dan kerangka acuan bodi <i>quadrotor</i>	15
Gambar 2.7 Sistem kontrol PID	19
Gambar 2.8 Diagram blok kontroler proporsional	20
Gambar 2.9 <i>Proportional band</i> dari kontroler proporsional tergantung pada penguatan	21
Gambar 2.10 Kurva sinyal kesalahan $e(t)$ terhadap t dan kurva $u(t)$ terhadap t pada pembangkit kesalahan nol	22
Gambar 2.11 Blok diagram hubungan antara besaran kesalahan dengan controller integral	22
Gambar 2.12 Perubahan keluaran sebagai akibat penguatan dan kesalahan	23
Gambar 2.13 Blok diagram kontroler diferensial	24
Gambar 2.14 Kurva waktu hubungan input-output kontroler diferensial	24
Gambar 2.15 Blok diagram kontroler PID	25
Gambar 2.16 Hubungan dalam fungsi waktu antara sinyal keluaran dengan masukan untuk controller PID	26
Gambar 2.17 Kurva respons tangga satuan yang memperlihatkan 25 % lonjakan maksimum	27
Gambar 2.18 Respon tangga satuan sistem	27
Gambar 2.19 Kurva Respons berbentuk S	28
Gambar 2.20 Sistem untaian tertutup dengan alat kontrol proporsional	29
Gambar 2.21 Kurva respon <i>sustain oscillation</i>	29

Gambar 2.22 Kurva respon <i>quarter amplitude decay</i>	30
Gambar 2.23 IDE perangkat lunak CodeVisionAVR versi 2.04.4a	33
Gambar 2.24 Code Generator yang dapat digunakan untuk menginisialisasi register- register pada mikrokontroler AVR	34
Gambar 2.25 Model ilustrasi akselerometer dalam ruang anti gravitasi	40
Gambar 2.26 Model akselerometer yang diberi percepatan setara dengan 1g	41
Gambar 2.27 Model akselerometer yang diletakkan diatas permukaan bumi	41
Gambar 2.28 Model akselerometer yang dirotasi 45 derajat searah jarum jam ...	42
Gambar 2.29 Model kerangka acuan akselerometer tiga dimensi	43
Gambar 2.30 Model vektor gaya pada akselerometer	44
Gambar 2.31 Model vektor tiga dimensi dari giroskop	45
Gambar 2.32 Arah orientasi data keluaran sensor ADXL335	47
Gambar 3.1 Badan utama <i>quadrotor</i> versi 1	55
Gambar 3.2 Badan utama <i>quadrotor</i> versi 2	56
Gambar 3.3 Konstruksi penjepit <i>boom</i>	57
Gambar 3.4 Badan utama <i>quadrotor</i> versi 2 dengan pelindung komponen elektronik	57
Gambar 3.5 Desain <i>quadrotor</i> versi 3	58
Gambar 3.6 <i>Quadrotor</i> versi 4	59
Gambar 3.7 Motor DC <i>Brushless</i> C2830-21	61
Gambar 3.8 Propeler GWS HD9050 CCW	61
Gambar 3.9 Propeler GWS <i>counter rotating</i> HD9050 CW	62
Gambar 3.10 Desain perangkat keras <i>quadrotor</i> yang dikembangkan	65
Gambar 3.11 Konfigurasi <i>Pin</i> dari ATMEGA128	68
Gambar 3.12 Akselerometer ADXL335	71
Gambar 3.13 Blok diagram sensor ADXL335	71
Gambar 3.14 Konfigurasi <i>pin</i> sensor ADXL335	72
Gambar 3.15 Sensor <i>Gyroscope</i> LPR530AL dan LPY530ALH	74
Gambar 3.16 Blok diagram sensor LPR530AL	75
Gambar 3.17 Konfigurasi kaki-kaki dan orientasi sensor LPR530AL	75
Gambar 3.18 Blok diagram LY530ALH	76

Gambar 3.19 Konfigurasi kaki-kaki sensor LY530ALH	76
Gambar 3.20 Subsistem sinyal masukan sistem kontrol	77
Gambar 3.21 Kontrol gerakan dengan <i>Transmitter</i> Futaba 2.4 Ghz	78
Gambar 3.22 <i>Sequence signal</i> yang dihasilkan IC decoder Futaba enam jalur	80
Gambar 3.23 <i>Mixing</i> sinyal kontrol	81
Gambar 3.24 Esc E-Sky 25 A	82
Gambar 3.25 Perangkat pengendali kecepatan putaran motor	83
Gambar 3.26 Perangkat K-125R	84
Gambar 3.27 <i>GUI GyroScope 6 Channel</i>	85
Gambar 3.28 <i>GUI Iclin</i>	85
Gambar 3.29 WTM Monitor	86
Gambar 3.30 Diagram alir sistem kontrol utama <i>quadrotor</i>	87
Gambar 3.31 CodeWizard AVR	88
Gambar 3.32 Diagram alir sistem kontrol PID mode <i>acro</i>	102
Gambar 3.33 Diagram alir fungsi sistem kontrol PID mode <i>auto</i>	103
Gambar 4.1 Pengujian gaya angkat rotor	107
Gambar 4.2 Grafik gaya angkat – PWM motor depan	109
Gambar 4.3 Grafik gaya – PWM motor belakang	109
Gambar 4.4 Grafik gaya angkat – PWM motor kanan	110
Gambar 4.5 Grafik gaya angkat – PWM motor kiri	110
Gambar 4.6 Grafik perbandingan gaya angkat keempat rotor	111
Gambar 4.7 Perangkat pengujian performa sistem control	112
Gambar 4.8 Kestabilan sudut <i>roll</i> pada kondisi <i>hover</i> pada mode kontrol <i>acro</i> ..	112
Gambar 4.9 Kontrol sudut <i>roll quadrotor</i> mode <i>acro</i> pada gerak ke kanan	113
Gambar 4.10 Kontrol sudut <i>roll quadrotor</i> mode <i>acro</i> pada gerak ke kiri	114
Gambar 4.11 Respon kontrol <i>roll</i> dengan gangguan gaya luar	114
Gambar 4.12 Kestabilan sudut <i>pitch</i> pada kondisi <i>hover</i> pada mode kontrol <i>acro</i>	115
Gambar 4.13 Kontrol sudut <i>pitch quadrotor</i> mode <i>acro</i> pada gerak maju	116
Gambar 4.14 Kontrol sudut <i>pitch quadrotor</i> mode <i>acro</i> pada gerak mundur	116
Gambar 4.15 Respon kontrol <i>pitch</i> dengan gangguan gaya luar	117
Gambar 4.16 Kestabilan sudut <i>roll</i> pada kondisi <i>hover</i> pada mode kontrol <i>auto</i> .	118

Gambar 4.17 Respon PID sudut <i>roll</i> mode <i>auto</i> dengan simpangan negative	118
Gambar 4.18 Respon PID sudut <i>roll</i> mode <i>auto</i> dengan simpangan positif	119
Gambar 4.19 Respon PID sudut <i>roll</i> dengan gangguan luar pada mode <i>auto</i>	120
Gambar 4.20 Kestabilan sudut <i>pitch</i> pada kondisi <i>hover</i> pada mode kontrol <i>auto</i>	120
Gambar 4.21 Respon PID sudut <i>pitch</i> mode <i>auto</i> dengan simpangan positif	121
Gambar 4.22 Respon PID sudut <i>pitch</i> mode <i>auto</i> dengan simpangan negatif	122
Gambar 4.23 Respon PID sudut <i>pitch</i> mode <i>auto</i> dengan gangguan	122

NOMENKLATUR

Simbol	Keterangan	Satuan
Adc_{Rx}	Nilai hasil konversi keluaran sensor akselerometer sumbu x	
Adc_{Ry}	Nilai hasil konversi keluaran sensor akselerometer sumbu y	
Adc_{Rz}	Nilai hasil konversi keluaran sensor akselerometer sumbu z	
$AdcGyro_{xz}$	Hasil konversi ADC sinyal giroskop pada sumbu Y	
$AdcGyro_{yz}$	Hasil konversi ADC sinyal giroskop pada sumbu Z	
A_{xr}	Sudut vektor Rx terhadap vektor R	derajad
A_{yr}	Sudut vektor Ry terhadap vektor R	derajad
A_{zr}	Sudut vektor Rz terhadap vektor R	derajad
b	Faktor gaya dorong rotor	
C_{θ}	Cosinus sudut pitch	
C_{ϕ}	Cosinus sudut roll	
C_{ψ}	Cosinus sudut yaw	
$C(t)$	Sinyal keluaran sistem	
d	Faktor drag	
D	Suku derivatif	
e_i	Kerangka inersia bumi	
e_b	Kerangka inersia yang pada bodi <i>quadrotor</i>	
$E_{(s)}$	Sinyal kesalahan	
F_i	Gaya dorong rotor i	N
g	Percepatan gravitasi bumi	m/s^2
$g(u)$	Asumsi torsi giroskopik	N.m
I	Matrik diagonal	
I	Suku Integral	

I_x	Inersia quadrotor terhadap sumbu x	$N.m.s^2$
I_y	Inersia quadrotor terhadap sumbu y	$N.m.s^2$
I_z	Inersia quadrotor terhadap sumbu z	$N.m.s^2$
I_R	Inersia rotor	$N.m.s^2$
$Invert_{Axz}$	Nilai kalibrasi orientasi giroskop sumbu Y	
$Invert_{Ayz}$	Nilai kalibrasi orientasi giroskop sumbu X	
K_p	Konstanta proporsional	
K_i	Konstanta integral	
K_d	Konstanta diferensial	
K_u	Konstanta proporsional maksimum	
L	Panjang lengan quadrotor	m
m	Massa quadrotor	kg
M	Torsi yang diaplikasikan pada quadrotor	$N.m$
M_G	Torsi giroskopik	$N.m$
$M(s)$	Sinyal kontroler	
P	Suku proporsional	
P_B	Pita proporsional	dB
$\ddot{r}$	Matrik percepatan linier quadrotor	
r^T	Transpose vektor posisi	
R	Matriks rotasi	
R	Vektor resultan akselerometer	g
R_x	Vektor akselerometer pada sumbu x	g
R_y	Vektor akselerometer pada sumbu y	g
R_{xz}	proyeksi dari R vektor gaya inersia pada bidang XZ	
R_{yz}	proyeksi dari R vektor gaya inersia pada bidang YZ	
$Rate_{Axz}$	Nilai Kecepatan sudut pitch hasil konversi sensor	derajat/detik
$Rate_{Ayz}$	Nilai Kecepatan sudut roll hasil konversi sensor	derajat/detik
Rx_{Acc}	Nilai konversi sensor akselerometer pada sumbu x	g
Ry_{Acc}	Nilai konversi sensor akselerometer pada sumbu y	g
Rz_{Acc}	Nilai konversi sensor akselerometer pada sumbu z	g

Rx_{Est}	Nilai vektor sensor IMU terestimasi pada sumbu x	g
Ry_{Est}	Nilai vektor sensor IMU terestimasi pada sumbu y	g
Rz_{Est}	Nilai vektor sensor IMU terestimasi pada sumbu z	g
Rx_{Gyro}	Nilai vektor giroskop pada sumbu x	rad/s
Ry_{Gyro}	Nilai vektor giroskop pada sumbu y	rad/s
Rz_{Gyro}	Nilai vektor giroskop pada sumbu z	rad/s
S_{θ}	Sinus sudut pitch	
S_{ϕ}	Sinus sudut roll	
S_{ψ}	Sinus sudut yaw	
t	waktu	detik
T	Gaya angkat total quadrotor	N
T_i	Parameter integral	
T_d	Parameter diferensial	
T	Waktu tunda	detik
T_u	Periode sinyal osilasi	detik
u_1	Kontrol <i>Throttle</i>	N
u_2	Kontrol <i>Roll</i>	$N.m$
u_3	Kontrol <i>Pitch</i>	$N.m$
u_4	Kontrol <i>Yaw</i>	$N.m$
$U(t)$	Sinyal masukan sistem	
V_z	Vektor akselerometer pada sumbu z	g
$Volts_{Rx}$	Tegangan keluaran akselero pada keluaran sumbu x	volt
$Volts_{Ry}$	Tegangan keluaran akselero pada keluaran sumbu y	volt
$Volts_{Rz}$	Tegangan keluaran akselero pada keluaran sumbu z	volt
V_{ref}	Tegangan referensi ADC	volt
V_{zeroG}	Nilai tegangan <i>offset</i> akselerometer	volt
$V_{zeroRate}$	Nilai tegangan <i>offset</i> giroskop	volt
w_{Gyro}	Bobot kepercayaan terhadap giroskop	
$\ddot{x}$	Percepatan linier pada sumbu x	m/s^2

$\ddot{y}$	Percepatan linier pada sumbu y	m/s^2
$\ddot{z}$	Percepatan linier pada sumbu z	m/s^2
ϕ	Sudut roll	derajad
$\ddot{\phi}$	Percepatan sudut roll	rad/s^2
$\dot{\phi}$	Kecepatan sudut roll	rad/s
θ	Sudut pitch	derajad
$\dot{\theta}$	Kecepatan sudut pitch	rad/s
$\ddot{\theta}$	Percepatan sudut pitch	rad/s^2
ψ	Sudut yaw	derajad
$\dot{\psi}$	Kecepatan sudut yaw	rad/s
$\ddot{\psi}$	Percepatan sudut yaw	rad/s^2
Ω^T	Transpose vektor rotasi	
ω_i	Kecepatan putaran rotor i	rad/s
ω_1	Kecepatan putaran rotor 1	rad/s
ω_2	Kecepatan putaran rotor 2	rad/s
ω_3	Kecepatan putaran rotor 3	rad/s
ω_4	Kecepatan putaran rotor 3	rad/s