



UNIVERSITAS DIPONEGORO

**DESAIN KONTROL KESTABILAN *QUADROTOR UNMANNED AERIAL*
VEHICLES PADA KONDISI *HOVER***

TUGAS AKHIR

**DWI BUDI SUYANTO
L2E 006 032**

**FAKULTAS TEKNIK
JURUSAN TEKNIK MESIN**

**SEMARANG
JUNI 2011**

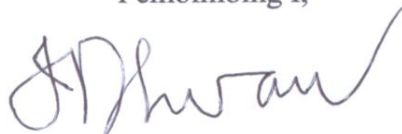
TUGAS SARJANA

Diberikan kepada :
Nama : Dwi Budi Suyanto
N I M : L2E 006 032
Pembimbing : Joga Dharma Setiawan, B.Sc., M.Sc., Ph.D
Co. Pembimbing : Dr. Achmad Widodo, ST., MT.
Jangka waktu : 6 (enam) bulan
Judul : Desain Kontrol Kestabilan *Unmanned Aerial Vehicles Quadrotor* pada Kondisi *Hover*.

Isi tugas :

1. Mengkaji literatur tentang dinamika UAV *Quadrotor* dan membuat simulasi menggunakan Matlab/Simulink.
2. Memodelkan UAV *Quadrotor* ke dalam blok diagram menggunakan Matlab/Simulink.
3. Membuat model terlinierisasi dari dinamika non linear UAV *Quadrotor* menggunakan Matlab/Simulink
4. Membuat desain sistem kontrol linear UAV *Quadrotor* pada kondisi terbang *hover* menggunakan metode *pole placement* dan Proporsional Derivatif.
5. Membuat simulasi hasil desain sistem kontrol, menganalisa kestabilan dan membuat hasil simulasi dengan *Virtual Reality*.

Pembimbing I,



Joga Dharma Setiawan, B.Sc., M.Sc., PhD
NIP. 196811102005011001

Semarang, 24 Juni 2010

Pembimbing II,



Dr. Achmad Widodo, ST., MT.
NIP.197307021999031001

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 : DWI BUDI SUYANTO

NIM : L2E006032

Tanda Tangan : 

Tanggal : 24 JUNI 2011

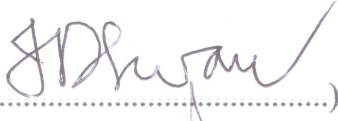
HALAMAN PENGESAHAN

Tugas Sarjana ini diajukan oleh :
NAMA : DWI BUDI SUYANTO
NIM : L2E006032
Jurusan/Program Studi : TEKNIK MESIN
Judul Tugas Sarjana : Desain Kontrol Kestabilan *Unmanned Aerial Vehicles*
Quadrotor pada Kondisi *Hover*

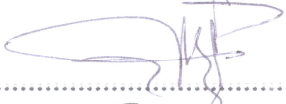
Telah berhasil dipertahankan di hadapan Tim Penguji dan diterima sebagai bagian persyaratan yang diperlukan untuk memperoleh gelar Sarjana Teknik pada Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro.

TIM PENGUJI

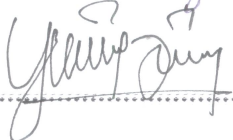
Pembimbing I : Joga Dharma Setiawan, MSc. PhD.

()

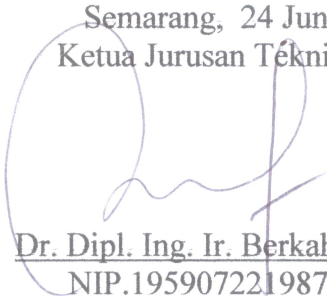
Pembimbing II : Dr. Achmad Widodo, ST.,MT.

()

Penguji : Yusuf Umardani, ST. MT.

()

Semarang, 24 Juni 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 : Dwi Budi Suyanto
NIM : L2E006032
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 :

DESAIN KONTROL KESTABILAN *UNMANNED AERIAL VEHICLES* *QUADROTOR* PADA KONDISI *HOVER*

beserta perangkat yang ada (jika diperlukan). 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 : 24 Juni 2010
Yang menyatakan



(Dwi Budi Suyanto)
NIM : L2E006032

ABSTRAK

Kontrol kestabilan sangat diperlukan pada implementasi *quadrotor* UAV. Kestabilan terbang *quadrotor* dapat dicapai dengan menggunakan sistem kontrol *closed loop*. Desain kontrol dengan umpan balik yang berupa kecepatan linier, kecepatan sudut, dan posisi sudut digunakan sebagai koreksi sehingga kestabilan dapat dicapai. Penelitian ini menggunakan metode *pole placement* dan Proporsional Derivatif (PD) untuk mencapai kestabilan *attitude*. Kelebihan metode *pole placement* adalah dapat menentukan performa respon transien dari sistem *closed loop* sehingga kestabilan sistem dapat tercapai, sedangkan metode PD adalah sederhana dalam proses desain. Kontrol dibuat berdasarkan model nonlinear *quadrotor* yang telah dilinierkan pada kondisi terbang *hover*. Implementasi desain kontrol pada sistem non linier dilakukan untuk mengetahui sejauh mana sistem kontrol tersebut dapat mencapai kestabilan. Pemodelan, desain kontrol, dan verifikasi respon dilakukan menggunakan program Matlab/Simulink. Efek waktu sampel yang disebabkan oleh penggunaan *microcontroller* pada implementasi riil juga dianalisa. Visualisasi 3D pada *Virtual Reality* sangat membantu sebagai ilustrasi yang mewakili kondisi terbang yang sebenarnya. Kedua metode kontrol tersebut memiliki *robustness* terhadap gangguan yang berupa *noise* tegangan *input*, *noise* IMU, dan ketidakpastian momen inersia dari *quadrotor*. Kontrol PD menghasilkan sifat *robustness* yang kurang terhadap variasi *thrust* dibandingkan dengan kontrol *pole placement*.

Kata kunci : *quadrotor*, *pole placement*, proporsional derivatif, kestabilan.

ABSTRACT

Stabilization control is important in a quadrotor UAV. Its stability can be achieved by using closed loop control system. The control design may utilize linear velocity feedback, angular rate as well as angular position used for the correction. In getting the attitude stability, this experiment is designed by using a control system of pole placement and Proportional Derivative (PD) method. The advantage of pole placement method is that it can determine the transient response performance of the closed loop system such that the stable system is achieved. In addition, the PD method is simple in the process. The control is based on the quadrotor non-linear model, which has been linearized in hover condition. The control design implementation aims to understand how far the system can reach the stability. Modeling, control design, and response verification are done by using Matlab/Simulink. The effect of sample time caused by microcontroller in the real implementation is analyzed. 3D visualization in virtual reality is helpful to represent the real flight condition. Both control method have robustness against input voltage noise, IMU noise, and uncertainty of the moment inertia of quadrotor. PD control is less robust against variations of thrust coefficient compared with the pole placement control.

Keywords : quadrotor, pole placement, proportional derivative, stabilization.

HALAMAN PERSEMBAHAN

Untuk Ayah dan Ibu yang telah melimpahkan kasih sayangnya kepadaku

KATA PENGANTAR

Syukur kehadiran Allah SWT, yang telah melimpahkan rahmat dan karunia-Nya kepada penulis sehingga penulis dapat menyelesaikan Tugas Akhir ini.

Keberhasilan penulis dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini tidak bisa dipisahkan dari orang-orang yang telah berperan membantu penulis. Oleh karenanya, penulis menyampaikan ucapan terima kasih kepada:

1. Bapak Joga Dharma Setiawan, B.Sc, M.Sc., Ph.D., selaku dosen pembimbing utama, atas bantuan, bimbingan, pengarahan dan didikan kepada penulis, terutama dalam pengerjaan dan penyelesaian Tugas Sarjana ini.
2. Bapak Dr. Achmad Widodo, ST. MT. selaku Pembimbing II yang juga telah berperan besar membimbing, memberikan masukan, dan saran dalam penyelesaian Tugas Akhir ini.
3. Teman-teman di Laboratorium Kontrol dan Getaran, Sdr. Muchammad Ariyanto, Fathurahman Khairan, Galih Indro T., dan Dimas Bimo N. yang telah memberikan semangat dan ide untuk penulis.
4. Iswan Pradiptya, atas saran dan masukannya tentang implementasi kontrol *quadrotor*.

Semoga laporan Tugas Akhir ini dapat menambah informasi bagi pembaca terutama di bidang ilmu sistem kontrol.

Semarang, 24 Juni 2011

Penulis

DAFTAR ISI

Halaman Judul	i
Halaman Tugas Sarjana	ii
Halaman Pernyataan Orisinalitas.....	iii
Halaman Pengesahan	iv
Halaman Persetujuan Publikasi	v
Abstrak.....	vi
<i>Abstract</i>	vii
Halaman Persembahan.....	viii
Kata Pengantar.....	ix
Daftar Isi.....	x
Daftar Tabel.....	xiii
Daftar Gambar	xiv
Nomenklatur	xvii

BAB I PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Tujuan	2
1.3 Batasan Masalah	2
1.4 Metoda Penelitian	3
1.5 Sistematika Penulisan	3

BAB II DASAR TEORI

2.1 Konsep Dasar	5
2.2 Kinematika <i>Quadrotor</i>	9
2.3 Dinamika <i>Quadrotor</i>	12
2.4 Dinamika Aktuator	20
2.5 <i>State Space</i>	22
2.6 <i>Controllability</i>	23
2.7 Kontrol <i>State Feedback Pole Placement</i>	24

2.7.1	<i>State Feedback</i>	24
2.7.2	Kondisi Respon Dinamik	24
2.7.3	Eigenvalue Sistem Orde Tinggi	25
2.8	Kontrol Proporsional Derivatif	26

BAB III PEMODELAN DINAMIKA *QUADROTOR* UAV DAN DESAIN

KONTROL

3.1	Pemodelan Sistem	30
3.1.1	Dinamika <i>Quadrotor</i>	31
3.1.2	Dinamika Aktuator	33
3.1.3	Gaya Akibat Konfigurasi Putaran Keempat Propeler	34
3.1.4	<i>Input</i>	35
3.1.5	Sensor IMU	36
3.1.6	Waktu sampel (<i>Sampling rate</i>)	37
3.1.7	<i>Task</i>	39
3.1.8	<i>Comparator</i>	39
3.1.9	Kontroler	40
3.1.10	Visualisasi	41
3.2	Parameter Model Dinamika <i>Quadrotor</i>	43
3.3	<i>Bandwidth</i> Aktuator	44
3.4	Desain Kontrol <i>State Feedback Pole Placement</i>	45
3.4.1	Linierisasi Model <i>Quadrotor</i>	45
3.4.2	Kriteria Respon Transien	48
3.5	Desain Kontrol PD	49

BAB IV HASIL SIMULASI DAN ANALISA KESTABILAN

4.1	Sistem <i>open loop</i>	52
4.1.1	Kestabilan Sistem <i>Open Loop</i>	52
4.1.2	Simulasi <i>Open Loop</i>	53
4.2	Kestabilan Sistem <i>Closed Loop</i> dengan Kontroler	54
4.2.1	Kestabilan Kontrol <i>Pole Placement</i>	54

4.2.2.	Kestabilan Kontrol Proporsional Derivatif.....	56
4.3	Respon Sistem <i>Closed Loop</i> Ideal Tanpa Gangguan.....	57
4.4	Respon Sistem <i>Closed Loop</i> Terhadap <i>Noise</i> Tegangan <i>Input</i>	59
4.5	Respon Sistem <i>Closed Loop</i> Terhadap Variasi Nilai Koefisien <i>Thrust</i>	61
4.5.1	Respon Sistem <i>Closed Loop</i> Terhadap Penambahan Nilai Koefisien <i>Thrust</i>	61
4.5.2	Respon Sistem <i>Closed Loop</i> Terhadap Pengurangan Nilai Koefisien <i>Thrust</i>	63
4.5.3	Respon Sistem <i>Closed Loop</i> Terhadap Variasi Koefisien <i>Thrust</i> Acak	65
4.6	Respon Sistem <i>Closed Loop</i> Terhadap <i>Noise</i> pada IMU.....	67
4.7	Respon Sistem <i>Closed Loop</i> Terhadap Variasi T_{zoh}	69
4.7.1	Respon Sistem <i>Closed Loop</i> Pada $T_{zoh} = 5$ ms.....	69
4.7.2	Respon Sistem <i>Closed Loop</i> Pada Waktu Sampel 10 ms.....	71
4.7.3	Respon Sistem <i>Closed Loop</i> Pada $T_{zoh} = 20$ ms.....	73
4.8	Respon Sistem <i>Closed Loop</i> terhadap Ketidakpastian Momen Inersia Putar..	75
4.9	Respon Sistem <i>Closed Loop</i> Pada kondisi inisial roll 30^0	77
4.10	Respon Sistem <i>Closed Loop</i> Terhadap Seluruh Gangguan.....	79
 BAB V PENUTUP		
5.1	Kesimpulan.....	81
5.2	Saran	81
 DAFTAR PUSTAKA		
LAMPIRAN A		84
LAMPIRAN B		97
LAMPIRAN C		104

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1	Polinomial Karakteristik ITAE	26
Tabel 3.1	Parameter model dinamika <i>quadrotor</i>	43
Tabel 3.2	Lokasi pole yang diinginkan	48
Tabel 4.1	Nilai Eigen, rasio <i>damping</i> , dan frekuensi dari sistem <i>open loop</i>	52
Tabel 4.2	Nilai Eigen, rasio <i>damping</i> , dan frekuensi dari sistem <i>closed loop pole placement</i> dengan nilai $T_s = 1.5$ s	55
Tabel 4.3	Nilai Eigen, rasio <i>damping</i> , dan frekuensi dari sistem <i>closed loop</i> PD..	56
Tabel B.1	Spesifikasi ADXL345	99
Tabel B.2	Rangkuman peralatan	100
Tabel B.3	Rangkuman peralatan	101
Tabel B.4	Spesifikasi HMC5843	103

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	Konfigurasi propeler <i>quadrotor</i>	5
Gambar 2.2	Konfigurasi perintah <i>throttle</i>	6
Gambar 2.3	Konfigurasi perintah <i>roll</i>	7
Gambar 2.4	Konfigurasi perintah <i>pitch</i>	7
Gambar 2.5	Konfigurasi perintah <i>yaw</i>	8
Gambar 2.6	Sistem kerangka <i>quadrotor</i>	9
Gambar 2.7	Blok diagram kontrol proporsional	27
Gambar 2.8	Blok diagram kontrol integral.....	27
Gambar 2.9	Blok diagram kontrol derivatif	27
Gambar 2.10	Blok diagram kontrol PD.....	28
Gambar 3.1	Model simulink <i>quadrotor</i>	31
Gambar 3.2	Model <i>open loop quadrotor</i>	31
Gambar 3.3	Model dinamika <i>quadrotor</i>	32
Gambar 3.4	Model dinamika 4 aktuator.....	33
Gambar 3.5	Model dinamika satu aktuator.....	34
Gambar 3.6	Model gaya akibat konfigurasi empat propeler	35
Gambar 3.7	Model <i>input</i> tegangan.....	35
Gambar 3.8	Model sensor IMU	37
Gambar 3.9	Kondisi zero hold order	38
Gambar 3.10	Model waktu sampel	38
Gambar 3.11	Model <i>task</i>	39
Gambar 3.12	Model <i>comparator</i>	39
Gambar 3.13	Model kontrol <i>pole placement</i>	40
Gambar 3.14	Model PD.....	41
Gambar 3.15	Model visualisasi.....	42
Gambar 3.16	Visualisasi 3D dalam <i>Virtual Reality</i>	42
Gambar 3.17	<i>Bandwidth</i> aktuator	44
Gambar 3.18	Model dinamika <i>quadrotor</i> untuk <i>linierisasi</i>	46
Gambar 3.19	Blok diagram kontrol <i>throttle</i>	49

Gambar 3.20	Blok diagram kontrol <i>roll</i>	50
Gambar 3.21	Blok diagram kontrol <i>pitch</i>	50
Gambar 3.22	Blok diagram kontrol <i>yaw</i>	51
Gambar 4.1	Letak <i>pole</i> dari sistem <i>open loop</i>	53
Gambar 4.2	Kecepatan linier dari simulasi <i>open loop</i>	53
Gambar 4.3	Posisi angular dari simulasi <i>open loop</i>	54
Gambar 4.4	Letak <i>pole</i> dari sistem <i>closed loop</i> dengan kontrol <i>pole placement</i> ..	55
Gambar 4.5	Letak <i>pole</i> dari sistem <i>closed loop</i> dengan kontrol PD.....	56
Gambar 4.6	Kecepatan linier dari simulasi sistem <i>closed loop</i> ideal tanpa gangguan.....	57
Gambar 4.7	Posisi angular dari simulasi sistem <i>closed loop</i> ideal tanpa gangguan.....	58
Gambar 4.8	Kecepatan linier dari simulasi sistem <i>closed loop</i> terhadap noise tegangan <i>input</i>	59
Gambar 4.9	Posisi angular dari simulasi sistem <i>closed loop</i> terhadap noise tegangan <i>input</i>	60
Gambar 4.10	Kecepatan linier dari simulasi sistem <i>closed loop</i> terhadap penambahan nilai koefisien <i>thrust</i>	61
Gambar 4.11	Posisi angular dari sistem <i>closed loop</i> terhadap penambahan nilai koefisien <i>thrust</i>	62
Gambar 4.12	Kecepatan linier dari simulasi sistem <i>closed loop</i> terhadap pengurangan nilai koefisien <i>thrust</i>	63
Gambar 4.13	Posisi angular dari simulasi sistem <i>closed loop</i> terhadap pengurangan nilai koefisien <i>thrust</i>	64
Gambar 4.14	Kecepatan linier dari simulasi sistem <i>closed loop</i> terhadap variasi nilai koefisien <i>thrust</i> yang acak	65
Gambar 4.15	Posisi angular dari simulasi sistem <i>closed loop</i> terhadap variasi nilai koefisien <i>thrust</i> yang acak	66
Gambar 4.16	Kecepatan linier dari simulasi sistem <i>closed loop</i> terhadap noise pada IMU.....	67

Gambar 4.17	Posisi angular dari simulasi sistem <i>closed loop</i> terhadap <i>noise</i> pada IMU	68
Gambar 4.18	Kecepatan linier dari simulasi sistem <i>closed loop</i> pada $T_{zoh} = 5$ ms..	69
Gambar 4.19	Posisi angular dari simulasi sistem <i>closed loop</i> pada $T_{zoh} = 5$ ms	70
Gambar 4.20	Kecepatan linier dari simulasi sistem <i>closed loop</i> pada $T_{zoh} = 10$ ms	71
Gambar 4.21	Posisi angular dari simulasi sistem <i>closed loop</i> pada $T_{zoh} = 10$ ms ...	72
Gambar 4.22	Kecepatan linier dari simulasi sistem <i>closed loop</i> pada $T_{zoh} = 20$ ms	73
Gambar 4.23	Posisi angular dari simulasi sistem <i>closed loop</i> pada $T_{zoh} = 20$ ms ...	74
Gambar 4.24	Kecepatan linier dari simulasi sistem <i>closed loop</i> terhadap ketidakpastian momen inersia	75
Gambar 4.25	Posisi angular dari simulasi sistem <i>closed loop</i> terhadap ketidakpastian momen inersia	76
Gambar 4.26	Kecepatan linier dari simulasi sistem <i>closed loop</i> pada kondisi inisial <i>roll</i> 30^0	77
Gambar 4.27	Posisi angular dari simulasi sistem <i>closed loop</i> pada kondisi inisial <i>roll</i> 30^0	78
Gambar 4.28	Kecepatan linier dari simulasi sistem <i>closed loop</i> terhadap seluruh gangguan.....	79
Gambar 4.29	Posisi angular dari simulasi sistem <i>closed loop</i> terhadap seluruh gangguan.....	80
Gambar A.1	Grafik respon posisi sudut phi	85
Gambar A.2	Grafik respon posisi sudut theta.....	87
Gambar A.3	Grafik respon posisi sudut psi.....	89
Gambar A.4	Grafik respon kecepatan linier arah sumbu-x.....	91
Gambar A.5	Grafik respon kecepatan linier arah sumbu-y.....	93
Gambar A.6	Grafik respon kecepatan linier arah sumbu-z	95
Gambar B.1	Diagram blok fungsional ADXL 345.....	98
Gambar B.2	LGA-16L (5X5X1.5mm)	100
Gambar B.3	LGA-16L (5X5X1.5mm)	101
Gambar B.4	LCC (4X4X1.3mm)	102

NOMENKLATUR

<u>Simbol</u>	<u>Keterangan</u>	<u>Satuan</u>
A	<i>System matrix</i> pada matriks <i>state space</i>	
A_p	Koefisien kecepatan <i>propeller</i> yang telah dilinierisasi	
B	<i>Input matrix</i> pada matriks <i>state space</i>	
B_p	Koefisien <i>input</i> voltase motor yang telah dilinierisasi	
b	Faktor <i>thrust</i>	$N.s^2$
C	<i>Output matrix</i> pada matriks <i>state space</i>	
C_B	Matriks sentripetal <i>coriolis</i> terhadap kerangka <i>body</i>	
C_H	Matriks sentripetal <i>coriolis</i> terhadap kerangka hibrid	
C_p	Koefisien konstanta motor yang telah dilinierisasi	
D	<i>Matriks yang mewakili direct coupling</i> antara <i>input</i> dan <i>output</i>	
d	Faktor drag	$N.m.s^2$
E_B	Matriks perpindahan pada kerangka <i>body</i>	
E_H	Matriks perpindahan pada kerangka hibrid	
F^B	Vektor gaya <i>quadrotor</i> pada kerangka <i>body</i>	N
F_G^B	Vektor gaya gravitasi terhadap kerangka <i>body</i>	
F^E	Vektor gaya <i>quadrotor</i> pada kerangka bumi	N
F_G^E	Vektor gaya gravitasi terhadap kerangka bumi	
G_B	Vektor gravitasi	
g	Percepatan gravitasi	m/s^2
I	Matriks inersia	$N.m.s^2$
I_{xx}	Momen inersia terhadap sumbu-x	
I_{yy}	Momen inersia terhadap sumbu-y	$N.m.s^2$
I_{zz}	Momen inersia terhadap sumbu-z	$N.m.s^2$
i	Arus motor	<i>Ampere</i>

J_M	Momen inersia putar rotor pada sumbu motor	$N.m.s^2$
J_P	Momen inersia putar rotor pada sumbu <i>propeller</i>	$N.m.s^2$
J_{TM}	Momen inersia putar total pada sumbu motor	$N.m.s^2$
J_{TP}	Momen inersia putar total pada sumbu <i>propeller</i>	$N.m.s^2$
J_θ	Matriks transfer keseluruhan	
l	Jarak titik tengah <i>quadrotor</i> dengan titik tengah <i>propeller</i>	m
K_E	Konstantan elektrik motor	$V.s/rad$
K_M	Konstanta mekanis motor	$N.m/A$
K_D	Konstanta derivatif	
K_I	Konstanta integral	
K_P	Konstanta proporsional	
M_B	Matriks inersia sistem pada kerangka bumi	
M_H	Matriks inersia sistem pada kerangka hibrid	
m	Masa total <i>quadrotor</i>	Kg
N	Rasio reduksi dari <i>gearbox</i>	
O_B	Matriks giroskopik <i>propeller</i> pada kerangka <i>body</i>	
O_H	Matriks giroskopik <i>propeller</i> pada kerangka hibrid	
p	Kepatan angular terhadap sumbu-x pada kerangka <i>body</i>	rad/s
\dot{p}	Percepatan angular terhadap sumbu-x pada kerangka <i>body</i>	rad/s^2
q	Kepatan angular terhadap sumbu-y pada kerangka <i>body</i>	rad/s
\dot{q}	Percepatan angular terhadap sumbu-y pada kerangka <i>body</i>	rad/s^2
r	Kepatan angular terhadap sumbu-z pada kerangka <i>body</i>	rad/s
\dot{r}	Percepatan angular terhadap sumbu-z pada kerangka <i>body</i>	rad/s^2
R	Tahanan motor	ohm
R_{mr}	Jari-jari <i>propeller</i>	M
R_θ	Matriks rotasi	
T_L	Torsi beban	$N.m$
T_M	Torsi motor	$N.m$

T_s	<i>Settling time</i>	<i>s</i>
T_θ	Matriks transfer	
t	Waktu	<i>s</i>
U_B	Vektor perpindahan pada kerangka <i>body</i>	
U_1	Input perpindahan <i>throttle</i>	
U_2	Input perpindahan <i>roll</i>	
U_3	Input perpindahan <i>pitch</i>	
U_4	Input perpindahan <i>yaw</i>	
u	Kecepatan linier arah sumbu-x terhadap kerangka <i>body</i>	<i>m/s</i>
\dot{u}	Percepatan linier arah sumbu-x terhadap kerangka <i>body</i>	<i>m/s²</i>
V^B	Vektor kecepatan linier pada kerangka <i>body</i>	
v	Kecepatan linier arah sumbu-y terhadap kerangka <i>body</i>	<i>m/s</i>
v	Input tegangan motor	<i>volt</i>
v	Vektor kecepatan keseluruhan pada kerangka <i>body</i>	
v_R	Tegangan yang melewati resistor	<i>volt</i>
v_L	Tegangan yang melewati induktor	<i>volt</i>
\dot{v}	Percepatan linier arah sumbu-y terhadap kerangka <i>body</i>	<i>m/s²</i>
W	Kecepatan linier arah sumbu-z terhadap kerangka <i>body</i>	<i>m/s</i>
\dot{w}	Percepatan linier arah sumbu-z terhadap kerangka <i>body</i>	<i>m/s²</i>
X	Posisi linier arah sumbu-x terhadap kerangka bumi	<i>m</i>
\dot{X}	Kecepatan linier arah sumbu-x terhadap kerangka bumi	<i>m</i>
\ddot{X}	Percepatan linier arah sumbu-x terhadap kerangka bumi	<i>m</i>
Y	Posisi linier arah sumbu-y terhadap kerangka bumi	<i>m</i>
\dot{Y}	Kecepatan linier arah sumbu-y terhadap kerangka bumi	<i>m</i>
\ddot{Y}	Percepatan linier arah sumbu-y terhadap kerangka bumi	<i>m</i>
Z	Posisi linier arah sumbu-z terhadap kerangka bumi	<i>m</i>
\dot{Z}	Kecepatan linier arah sumbu-z terhadap kerangka bumi	<i>m</i>
\ddot{Z}	Percepatan linier arah sumbu-z terhadap kerangka bumi	<i>m</i>

ϕ	Posisi angular terhadap sumbu-x/sudut <i>roll</i>	<i>rad</i>
η	Efisiensi <i>gearbox</i>	
λ	Nilai eigen	
Γ^E	Vektor posisi linier <i>quadrotor</i> terhadap kerangka bumi	<i>m</i>
$\dot{\Gamma}^E$	Vektor kecepatan linier <i>quadrotor</i> terhadap kerangka bumi	<i>m/s</i>
$\ddot{\Gamma}^E$	Vektor percepatan linier <i>quadrotor</i> terhadap kerangka bumi	<i>m/s²</i>
Λ	Vektor gaya keseluruhan	
Θ^E	Vektor posisi angular <i>quadrotor</i> terhadap kerangka bumi	<i>rad</i>
$\dot{\Theta}^E$	Vektor kecepatan angular <i>quadrotor</i> terhadap kerangka bumi	<i>rad/s</i>
$\ddot{\Theta}^E$	Vektor percepatan angular <i>quadrotor</i> terhadap kerangka bumi	<i>rad/s²</i>
θ	Posisi angular terhadap sumbu-y/sudut <i>pitch</i>	<i>rad</i>
ρ	Masa jenis udara	<i>kg/m³</i>
τ	Torsi	<i>N.m</i>
τ	<i>Time constant</i>	<i>s</i>
τ^B	Vektor torsi terhadap kerangka bumi	<i>N.m</i>
Ω	Vektor kecepatan <i>propeller</i> keseluruhan	
ω^B	Vektor kecepatan angular terhadap kerangka <i>body</i>	<i>rad/s</i>
ω_b	<i>Bandwidth</i> dari motor	
ω_M	Kecepatan angular dari motor	<i>rad/s</i>
ω_d	Frekuensi sistem yang teredam	
ω_n	Frekuensi sistem yang tidak teredam	
ω_p	Kecepatan angular dari <i>propeller</i>	<i>rad/s</i>
ξ	Vektor posisi keseluruhan pada kerangka bumi	
ψ	Posisi angular terhadap sumbu-z/sudut <i>yaw</i>	<i>Rad</i>
ζ	Vektor kecepatan keseluruhan <i>quadrotor</i> terhadap kerangka hibrid	
ζ	Rasio redaman	