



UNIVERSITAS DIPONEGORO

**PENGEMBANGAN *SIMULATOR* UNTUK PELATIHAN
KENDALI *MINI HELICOPTER***

TUGAS AKHIR

HERI KISWANTO

L2E 308 018

**FAKULTAS TEKNIK
JURUSAN TEKNIK MESIN**

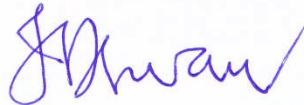
SEMARANG

JULI 2011

TUGAS SARJANA

Diberikan kepada :
Nama : Heri Kiswanto
N I M : L2E 308018
Pembimbing : Joga Dharma Setiawan, B.Sc., M.Sc., Ph.D
Co. Pembimbing : Dr. Ing. Ir. Ismoyo Haryanto, MT
Jangka waktu : 13 (Tiga Belas) bulan
Judul : PENGEMBANGAN *SIMULATOR* UNTUK PELATIHAN
KENDALI *MINI HELICOPTER*
Isi tugas :
1. Membuat desain kontrol dari dinamika persamaan gerak *helicopter* dengan metode *pole-placement*.
2. Mensimulasikan gerakan *mini helicopter* dalam kondisi terbang *hover* dan *forward flight* dengan *realtime* menggunakan *xPC target*.
3. Menggunakan *joystick* sebagai masukan inputnya.
4. Membuat simulasi hasil desain, menganalisa kestabilan dan membuat hasil simulasi dengan *Virtual Reality*.

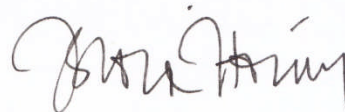
Pembimbing,



Joga Dharma Setiawan, B. Sc. M. Sc. PhD
NIP. 19681110 200501 1 001

Semarang, 1 Juli 2011

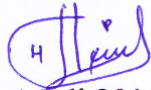
Co. Pembimbing,



Dr. Ing. Ir. Ismoyo Haryanto, MT
NIP.19660521 200604 1 010

HALAMAN PERNYATAAN ORISINALITAS

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


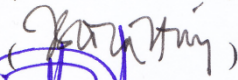

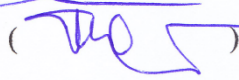
Nama : Heri Kiswanto
NIM : L2E 308 018
Tanda Tangan : 
Tanggal : 1 Juli 2011

HALAMAN PENGESAHAN

Skripsi ini diajukan oleh :
Nama : Heri Kiswanto
NIM : L2E 308 018
Jurusan/Program Studi : Teknik/Teknik Mesin
Judul Skripsi : Pengembangan *Simulator* Untuk Pelatihan Kendali *Mini Helicopter*

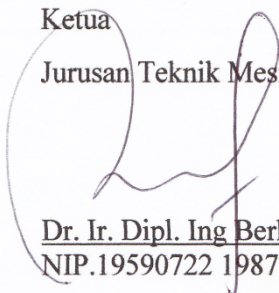
Telah berhasil dipertahankan dihadapan Tim Penguji dan diterima sebagai bagian persyaratan yang diperlukan untuk memperoleh gelar Sarjana Teknik pada Jurusan Teknik Mesin, Fakultas teknik, Universitas Diponegoro.

TIM PENGUJI

Pembimbing : Joga Dharma Setiawan, B. Sc. M. Sc. PhD ()
Co.Pembimbing : Dr. Ing. Ir. Ismoyo Haryanto, MT ()
Penguji 1 : Ir. Dwi Basuki Wibowo, MS ()
Penguji 2 : Ir. Sudargana, MT ()

Semarang, Juli 2011

Ketua
Jurusan Teknik Mesin,


Dr. Ir. Dipl. Ing Berkah Fajar TK.
NIP.19590722 198703 1 003

HALAMAN PERNYATAAN PERSETUJUAN PUBLIKASI TUGAS AKHIR UNTUK KEPENTINGAN AKADEMIS

Sebagai sivitas akademis Universitas Diponegoro, saya yang bertanda tangan dibawah ini:

Nama : Heri Kiswanto
NIM : L2E 308 018
Jurusan/Program Studi : Teknik Mesin
Fakultas : Teknik
Jenis Karya : Tugas Akhir

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:

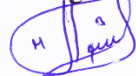
“Pengembangan *Simulator* untuk Pelatihan Kendali *Mini Helicopter*”

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 mempublikasikan Tugas Akhir saya selama tetap mencantumkan Bp. Joga Dharma Setiawan, BSc., MSc., PhD. dan Bp. Dr. Ing. Ir. Ismoyo Haryanto, MT sebagai pencipta dan pemilik Hak Cipta serta nama saya sebagai penulis.

Demikian pernyataan ini saya buat dengan sebenarnya.

Dibuat di : Semarang
Pada Tanggal : 1 Juli 2011

Yang Menyatakan,



Heri Kiswanto
L2E308018

ABSTRACT

Utilization of unmanned aerial vehicle (UAV) especially in rotary wing aircraft has increased recently. For that reason, a pilot must often fly UAV in flight simulator to train his/her ability. This undergraduate final project is prepared to make simulator of mini helicopter.

xPC Target toolbox is utilized to solve numerically the nonlinear differential equation of motion of mini helicopter that is developed in MATLAB/Simulink in real time simulation. The proposed control system is Pole placement method that is used to stabilize the mini helicopter in hover and forward flight condition with joystick input control as a command.

From design of input control, it is acquired that deflection of lateral and longitudinal cyclic are 1° , for deflection of collective and pedal cyclic are $10,49^\circ$ and $21,77^\circ$ respectively. Sample time of $0,001$ s is used for computation processes in real time simulation.

Keywords: mini helicopter, real-time simulation, xPC Target, joystick.

ABSTRAK

Penggunaan wahana terbang tanpa awak khususnya untuk *rotary wing* telah meningkat. Karena itu, seorang pilot harus lebih sering belajar menerbangkan dengan *software flight simulator* untuk melatih kemampuannya. Dalam Tugas Akhir ini, dilakukan persiapan untuk membuat *simulator mini helicopter*.

xPC Target toolbox digunakan untuk menyelesaikan secara numerik solusi dari persamaan gerak differensial nonlinear dari *helicopter* mini yang dikembangkan dalam MATLAB/Simulink secara *real time*. Sistem kontrol yang diusulkan adalah metode *Pole placement* yang digunakan untuk menstabilkan *helicopter* mini dalam kondisi terbang *hover* dan *forward flight* dengan input masukan *joystick* sebagai *command*.

Berdasarkan desain *input* kontrol, diperoleh bahwa defleksi sudut lateral dan longitudinal sebesar 1° , untuk defleksi kolektif dan pedal sebesar $10,49^\circ$ dan $21,77^\circ$ secara berturut-turut. *Sample time 0,001 s* digunakan dalam proses komputasi secara simulasi *real time*.

Kata kunci: *helicopter* mini, simulasi *real time*, *xPC Target*, *joystick*.

HALAMAN PERSEMBAHAN

Penulis persembahkan karya ini kepada:

Orang tua tercinta atas kasih sayang dan doanya.

Kakaku tersayang atas perhatiannya.

Serta Fitriku tercinta yang menjadi penyemangat kelulusanku.

Teman-teman “kos lele” yang selalu mendukungku.

Mahasiswa ekstensi dari D3 angkatan 2008 atas kerjasama dan kekompakannya.

Teman-teman seperjuangan dalam Lab. Kontrol dan Getaran, ayo semangat.

KATA PENGANTAR

Puji syukur penulis panjatkan kehadiran Allah SWT, yang telah melimpahkan rahmat dan karunia-Nya, dan nikmat sehat sehingga dapat mengerjakan dan menyelesaikan Tugas Akhir ini.

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

1. Bapak Joga Dharma Setiawan, B.Sc, M.Sc., Ph.D., selaku dosen pembimbing utama, yang telah begitu banyak memberikan bantuan, bimbingan, pengarahan dan pengetahuan kepada penulis, terutama dalam pengerjaan dan penyelesaian Tugas Sarjana ini.
2. Bapak Dr. Ing. Ir. Ismoyo Haryanto, MT selaku co.Pembimbing yang juga telah membimbing dan meluangkan waktunya untuk mengoreksi dan memberikan masukan.
3. Sdr. Muchammad Ariyanto, ST dan Sdr. D. Michael Hendra, ST atas bantuan dan masukkannya dalam Tugas Akhir ini.

Semoga laporan Tugas Akhir ini dapat bermanfaat dan berguna bagi orang yang membacanya.

Semarang, 1 Juli 2011

Penulis

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL	i
TUGAS SARJANA	ii
HALAMAN PERNYATAAN ORISINALITAS	iii
HALAMAN PENGESAHAN	iv
HALAMAN PERNYAAN PERSETUJUAN PUBLIKASI	v
<i>ABSTRACT</i>	vi
ABSTRAK	vii
HALAMAN PERSEMBAHAN	viii
KATA PENGANTAR	ix
DAFTAR ISI	x
DAFTAR GAMBAR	xiii
DAFTAR TABEL	xvii
DAFTAR SIMBOL	xviii
BAB 1 PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Tujuan Penelitian	2
1.3 Batasan Masalah	3
1.4 Metode Penelitian	3
1.5 Sistematika Penulisan	4
BAB 2 DASAR TEORI	5
2.1 Model Dinamika <i>Small Scale Helicopter</i>	5
2.1.1 Parameter <i>Small Scale Helicopter</i>	6
2.1.2 Sistem Koordinat <i>Small Scale Helicopter</i>	8
2.1.3 Persamaan Gerak (<i>Equation Of Motion</i>)	9
2.1.4 Komponen Gaya dan Momen	10
2.1.4.1 Gaya dan Momen Pada Rotor Utama	10
2.1.4.2 Gaya dan Momen Pada rotor Ekor	11

2.1.4.3 <i>Flapping Dynamic</i>	11
2.1.4.4 <i>Fuselage, Fin horizontal dan Fin Vertikal</i>	12
2.2 Sistem kontrol	12
2.2.1 Ruang-Keadaan (<i>State Space</i>)	12
2.2.2 Kontrol Sistem <i>Feedback</i>	13
2.2.3 <i>Shaping The Dynamic Respon</i>	15
2.2.4 Menentukan nilai <i>eigen</i> untuk orde tinggi	18
2.3 Keadaan Terbang	19
2.4 Gerakan <i>joystick</i>	21
2.5 Visualisasi dalam bahasa VRML	22
2.6 <i>xPC target</i>	24
2.6.1 Pengecekan <i>Komputer</i> Sebelum Penggunaan	26

BAB III PEMODELAN CONTROL UAV HELIKOPTER DAN DESAIN

CONTROL	27
3.1 Diagram Alir Penelitian	27
3.2 Parameter kesetimbangan (<i>Trim condition</i>)	28
3.2.1 Pada kondisi <i>hover</i>	28
3.2.2 Pada kondisi <i>forward flight</i>	29
3.3 Pemodelan dinamika 6 DOF <i>small scale helicopter</i>	30
3.4 Linierisasi Model	31
3.4.1 Linierisasi menggunakan MATLAB	31
3.4.1.1 Linierisasi pada kondisi <i>hover</i>	32
3.4.1.2 Linierisasi pada kondisi <i>forward flight</i>	35
3.5 Respon <i>open loop</i> pada model nonlinear	39
3.5.1 Pada kondisi <i>hover</i>	39
3.5.2 Pada kondisi <i>forward flight</i>	41
3.6 Desain kontrol <i>pole placement</i>	47
3.7 <i>xPC Target</i>	48
3.7.1 Pembuatan CD Untuk Memformat Komputer	48
3.7.2 Menghubungkan <i>xPC target</i>	52
3.7.3 <i>UDP send</i> dan <i>UDP receive</i>	56

	3.8 Spesifikasi komputer yang dipakai	58
BAB IV	ANALISA KESTABILAN DAN HASIL SIMULASI	61
	4.1 Kestabilan <i>loop</i> tertutup	61
	4.1.1 Kestabilan kondisi <i>hover</i>	63
	4.1.2 Kestabilan kondisi <i>forward flight</i>	67
	4.2 Respon terhadap gerakan <i>joystick</i>	69
	4.2.1 Efek gerakan <i>joystick</i> terhadap <i>helicopter</i>	70
	4.2.1.1 Pada gerakan <i>lateral</i>	70
	4.2.1.2 Pada gerakan <i>longitudinal</i>	73
	4.2.1.3 Pada gerakan <i>pedal</i>	77
	4.2.1.4 Pada gerakan <i>collective</i>	78
	4.2.2 Berdasarkan hasil percobaan	81
	4.2.2.1 Efek gerakan <i>lateral joystick</i>	81
	4.2.2.2 Efek gerakan <i>longitudinal joystick</i>	83
	4.3 Perpindahan <i>set point</i> parameter	85
	4.4 Pemasangan dengan xPC Target	88
BAB V	KESIMPULAN DAN SARAN	92
	5.1 Kesimpulan	92
	5.2 Saran	93

DAFTAR PUSTAKA

LAMPIRAN

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	<i>Typical Hardware-In-the-Loop system components</i>	5
Gambar 2.2	Sistem koordinat pada <i>small scale helicopter</i>	9
Gambar 2.3	Arah gaya dan momen pada <i>helicopter</i>	10
Gambar 2.4	Diagram blok persamaan ruang keadaan	13
Gambar 2.5	<i>Step Response</i> untuk sistem orde dua	16
Gambar 2.6	<i>Typical Step Response</i>	17
Gambar 2.7	Hubungan antara PO, ξ, ω_n dan T_p	18
Gambar 2.8	Arah gaya pada <i>helicopter</i> saat terbang	20
Gambar 2.9	Kondisi Terbang <i>helicopter</i>	20
Gambar 2.10	Hubungan gerakan <i>joystick</i> dan arah gerak <i>helicopter</i>	21
Gambar 2.11	(a) Sistem koordinat pada MATLAB dan (b) Sistem koordinat pada VRML	22
Gambar 2.12	Arah putaran pada VRML	23
Gambar 2.13	VRML <i>windows</i>	23
Gambar 2.14	<i>xPC Target</i> menggunakan penghubung TCP/IP	25
Gambar 2.15	<i>Mobile Mathworks xPC Targetbox</i>	25
Gambar 2.16	<i>Rack-Mountable Speedgoat Target PC</i>	25
Gambar 2.17	<i>Product chipset</i> yang <i>support</i> untuk <i>xPC target</i>	26
Gambar 3.1	Diagram Alir Penelitian	27
Gambar 3.2	Pemutusan aliran bahan bakar	30
Gambar 3.3	Model Linier dari <i>small scale helicopter</i>	31
Gambar 3.4	Model nonlinear dalam Simulink	32
Gambar 3.5	Grafik posisi x, y, z terhadap waktu kondisi <i>hover</i>	39
Gambar 3.6	Grafik sudut <i>roll, pitch, yaw</i> terhadap waktu kondisi <i>hover</i>	40
Gambar 3.7	Grafik hasil pergerakan <i>hover</i> terhadap waktu	41
Gambar 3.8	Grafik posisi x, y, z terhadap waktu kondisi <i>forward flight</i>	42
Gambar 3.9	Grafik sudut <i>roll, pitch, yaw</i> terhadap waktu kondisi <i>forward flight</i>	43
Gambar 3.10	Grafik hasil pergerakan <i>forward flight</i> terhadap waktu	44
Gambar 3.11	Hasil <i>pzmap</i> dari kondisi <i>hover</i> ($u_0=0$ m/s).....	45

Gambar 3.12 Hasil <i>pzmap</i> dari kondisi <i>forward flight</i> ($u_0=4$ m/s)	46
Gambar 3.13 Windows <i>xPC Target Explorer</i>	48
Gambar 3.14 Konfigurasi pada target PC1 dalam <i>xPC Target Explorer</i>	49
Gambar 3.15 <i>Communication component</i> dalam <i>xPC Target Explorer</i>	50
Gambar 3.16 <i>Setting component</i> dalam <i>xPC Target Explorer</i>	50
Gambar 3.17 <i>Appearance component</i> dalam <i>xPC Target Explorer</i>	51
Gambar 3.18 Penentuan alamat <i>file</i> hasil <i>burning</i> dalam <i>xPC Target Explorer</i>	51
Gambar 3.19 Proses <i>creating CD boot image</i> dalam <i>xPC Target Explorer</i>	52
Gambar 3.20 <i>Setting</i> parameter untuk <i>building</i> dalam <i>Simulation</i>	52
Gambar 3.21 <i>Configuration</i> parameter dalam PC.....	53
Gambar 3.22 Konfigurasi <i>solver</i> pada <i>fixed-step</i> dalam <i>PC Host</i>	53
Gambar 3.23 Konfigurasi <i>Real Time Workshop</i> dalam <i>PC Host</i>	54
Gambar 3.24 Dialog box saat <i>building</i>	54
Gambar 3.25 <i>xPC Target</i> sebelum <i>building</i> di <i>Target PC</i>	54
Gambar 3.26 <i>xPC Target</i> setelah <i>building</i> di <i>Target PC</i>	55
Gambar 3.27 Memilih file yang telah <i>building</i> dalam <i>xPC Target Explorer</i>	55
Gambar 3.28 Contoh simulink <i>UDP send</i>	56
Gambar 3.29 Blok parameter <i>UDP send</i> dalam <i>Simulink</i>	56
Gambar 3.30 Contoh simulink <i>UDP receive</i> dalam <i>Simulink</i>	57
Gambar 3.31 Blok parameter <i>UDP receive</i> dalam <i>Simulink</i>	57
Gambar 3.40 <i>dxdiag</i> pada <i>PC-Host</i>	59
Gambar 3.41 <i>dxdiag</i> pada <i>PC-Target</i>	60
Gambar 4.1. Posisi <i>pole</i> pada <i>hover</i>	62
Gambar 4.2 Posisi <i>pole</i> pada <i>forward flight</i>	63
Gambar 4.3. Grafik kecepatan arah <i>u, v, w</i> terhadap waktu pada <i>hover</i>	64
Gambar 4.4 Grafik sudut <i>roll, pitch, yaw</i> terhadap waktu pada <i>hover</i>	65
Gambar 4.5 Grafik hasil <i>trajectory hover</i> terhadap waktu	66
Gambar 4.6 Grafik kecepatan arah <i>u, v, w</i> terhadap waktu pada <i>forward flight</i>	67
Gambar 4.7 Grafik sudut <i>roll, pitch, yaw</i> terhadap waktu pada <i>forward flight</i>	68
Gambar 4.8 Grafik hasil pergerakan <i>forward flight</i> terhadap waktu	69
Gambar 4.9 Gerakan <i>joystick</i> pada arah <i>lateral</i> kondisi <i>hover</i>	70

Gambar 4.39 Grafik v pada perubahan parameter	86
Gambar 4.40 Grafik w pada perubahan parameter	86
Gambar 4.41 Grafik sudut <i>roll</i> pada perubahan parameter	87
Gambar 4.42 Grafik sudut <i>pitch</i> pada perubahan parameter	87
Gambar 4.43 Grafik sudut <i>yaw</i> pada perubahan parameter	87
Gambar 4.44 Blok diagram untuk <i>xPC Target</i>	88
Gambar 4.45 Blok diagram <i>receive</i> pada <i>xPC Target</i>	89
Gambar 4.46 Blok diagram <i>send</i> pada <i>xPC Target</i>	89
Gambar 4.47 Blok diagram pada <i>PC Host</i>	90
Gambar 4.48 Blok diagram pada <i>PC</i> untuk suara	90
Gambar 4.49 Tampilan dari pandangan pilot	91

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1	Parameter UAV helicopter X-Cell 60 SE	6
Tabel 2.2	<i>Damping</i> rasio vs karakteristik <i>step response</i>	16
Tabel 2.3	Karakteristik <i>polynomials</i> ITAE	19
Tabel 2.4	Hubungan <i>input</i> dan <i>output</i> yang digunakan	21
Tabel 2.5	Hasil test alternatif <i>software realtime</i>	24
Tabel 3.1	Parameter Kesetimbangan pada kondisi <i>hover</i>	28
Tabel 3.2	Parameter Kesetimbangan pada kondisi <i>forward flight</i>	32
Tabel 3.3	Nilai <i>eigen</i> pada kondisi <i>hover nonlinear open loop</i>	44
Tabel 3.4	Nilai <i>eigen</i> pada kondisi <i>forward flight nonlinear open loop</i>	46
Tabel 3.5	<i>Design</i> nilai <i>eigen</i> dengan PO 5% dan Ts 0,7	47
Tabel 3.6	Spesifikasi komputer <i>Host</i>	58
Tabel 3.7	Spesifikasi komputer <i>Target</i>	59
Tabel 4.1.	Nilai <i>eigen</i> pada kondisi <i>hover</i>	61
Tabel 4.2	Nilai <i>eigen</i> pada kondisi <i>forward flight</i>	62
Tabel 4.3.	Defleksi maksimum <i>control input</i>	70

DAFTAR SIMBOL

<u>Simbol</u>	<u>Keterangan</u>	<u>Satuan</u>
A	System matrix pada matriks <i>state space</i>	
B	Input matrix pada matriks <i>state space</i>	
C	Output matrix pada matriks <i>state space</i>	
D	Matriks yang mewakili <i>direct coupling</i> antara input dan output	
$A_{\delta_{lon}}^{nom}$	Longitudinal cyclic untuk mengepakkan gain pada rpm nominal	rad/rad
$B_{\delta_{lat}}^{nom}$	Lateral cyclic untuk mengepakkan gain pada rpm nominal	rad/rad
a_{MR}	Gradien gaya angkat bilah rotor utama	rad
a_{TR}	Gradien gaya angkat bilah rotor ekor	rad
a_{1s}	Sudut antara <i>tip path plane</i> dan <i>shaft plane</i> pada pandangan samping	rad
a_{1so}	Sudut antara <i>tip path plane</i> dan <i>shaft plane</i> pada pandangan samping kondisi setimbang <i>cruise</i>	rad
b_{1s}	Sudut antara <i>tip path plane</i> dan <i>shaft plane</i> pada pandangan belakang	rad
b_{1so}	Sudut antara <i>tip path plane</i> dan <i>shaft plane</i> pada pandangan belakang kondisi setimbang <i>cruise</i>	rad
c_{MR}	Panjang <i>chord</i> rotor utama	m
c_{MR}	Panjang <i>chord</i> rotor ekor	m
c_{TMR}	Koefisien <i>thrust</i> pada rotor utama	
c_{TR}	Koefisien <i>thrust</i> pada rotor ekor	
c_{QMR}	Koefisien <i>torque</i> pada rotor utama	
c_{QTR}	Koefisien <i>torque</i> pada rotor ekor	
$C_{T_{max}}^{mr}$	Koefisien <i>thrust maksimum</i> pada rotor utama	
$C_{T_{max}}^{tr}$	Koefisien <i>thrust maksimum</i> pada rotor ekor	

$C_{D_0}^{mr}$	Koefisien hambatan angkat nol bilah rotor utama	
$C_{D_0}^{tr}$	Koefisien hambatan angkat nol bilah rotor ekor	
$C_{L_{\alpha}}^{vf}$	Gradien angkat sirip vertical	rad^{-1}
$C_{L_{\alpha}}^{ht}$	Gradien angkat sirip horisontal	rad^{-1}
f_t	Faktor <i>blockage</i> sirip vertikal	
g	Percepatan gravitasi	m/s^2
g_i	parameter geometri konfigurasi rotor utama dan rotor ekor	
g_f	parameter geometri konfigurasi rotor utama dan rotor ekor	
h_{VF}	posisi vertikal pusat aerodinamik sirip vertikal, relatif terhadap pusat massa helikopter	m
h_{mr}	Jarak pusat rotor utama diatas <i>center of gravity</i>	m
h_{tr}	Jarak pusat rotor ekor diatas <i>center of gravity</i>	m
I_{xx}	<i>Rolling moment of inertia</i>	$kg\ m^2$
I_{yy}	<i>Pitching moment of inertia</i>	$kg\ m^2$
I_{zz}	<i>Yawing moment of inertia</i>	$kg\ m^2$
\bar{I}	<i>Inertial tensor</i>	$kg\ m^2$
$I_{\beta mr}$	Inertia <i>flapping</i> bilah rotor	$kg\ m^2$
K_{β}	Kekakuan torsional pusat rotor utama	$N\cdot m/rad$
K_{μ}	Faktor skala dari respons <i>flap terhadap variasi kecepatan</i>	
K_{λ}	faktor intensitas wake rotor utama	
l_{tr}	Pusat rotor ekor dibelakang c.g.	m
l_{hv}	Pusat sirip horisontal dibelakang c.g.	m
L_{mr}	<i>Rolling moment</i> induksi dari rotor utama	$N\cdot m$
L_{tr}	<i>Rolling moment</i> induksi dari rotor ekor	$N\cdot m$
L_{vf}	<i>Rolling moment</i> induksi dari sirip vertikal	$N\cdot m$
m	Masa total <i>helicopter</i>	kg
M_{mr}	<i>Pitching moment</i> induksi dari rotor utama	$N\cdot m$
M_{tr}	<i>Pitching moment</i> induksi dari rotor ekor	$N\cdot m$

M_{hv}	<i>Pitching moment</i> dari sirip horosontal	N.m
N_{tr}	<i>Yawing moment</i> dari rotor ekor	N.m
N_{vf}	<i>Yawing moment</i> dari sirip vertikal	N.m
n_{tr}	Rasio <i>gear</i> dari rotor ekor terhadap rotor utama	
n_{es}	Rasio <i>gear</i> dari poros <i>engine</i> terhadap rotor utama	
p	Kepatan angular arah sumbu-x/ <i>roll rate</i>	rad/s
q	Kepatan angular arah sumbu-y/ <i>pitch rate</i>	rad/s
r	Kepatan angular arah sumbu-z/ <i>yaw rate</i>	rad/s
p_o	Kepatan angular arah sumbu-x/ <i>roll rate</i> pada kondisi setimbang <i>cruise</i>	rad/s
q_o	Kepatan angular arah sumbu-y/ <i>pitch rate</i> pada kondisi setimbang <i>cruise</i>	rad/s
r_o	Kepatan angular arah sumbu-z/ <i>yaw rate</i> pada kondisi setimbang <i>cruise</i>	rad/s
\dot{p}	Percepatan angular arah sumbu-x	rad/s ²
\dot{q}	Percepatan angular arah sumbu-y	rad/s ²
\dot{r}	Percepatan angular arah sumbu-z	rad/s ²
R_{mr}	Jari-jari rotor utama	m
R_{tr}	Jari-jari rotor ekor	m
$S_{x\text{fus}}$	luas wet-area efektif fuselage pada sumbu-x sistem koordinat badan helikopter	m ²
$S_{y\text{fus}}$	luas wet-area efektif fuselage pada sumbu-y sistem koordinat badan helikopter	m ²
$S_{z\text{fus}}$	luas wet-area efektif fuselage pada sumbu-z sistem koordinat badan helikopter	m ²
S_{HF}	luas wet-area efektif sirip horisontal	m ²
S_{VF}	luas wet-area efektif sirip horisontal	m ²
T_{mr}	Gaya <i>thrust</i> rotor utama	N
T_{tr}	Gaya <i>thrust</i> rotor ekor	N

Q_{mr}	<i>Torque</i> rotor utama	<i>Nm</i>
Q_{tr}	<i>Torque</i> rotor ekor	<i>Nm</i>
u_w	Kecepatan angin arah sumbu-x atau longitudinal	<i>m/s</i>
v_w	Kecepatan angin arah sumbu-y atau lateral	<i>m/s</i>
w_w	Kecepatan angin arah sumbu-z atau vertikal	<i>m/s</i>
u	Kecepatan linier arah sumbu-x	<i>m/s</i>
v	Kecepatan linier arah sumbu-y	<i>m/s</i>
w	Kecepatan linier arah sumbu-z	<i>m/s</i>
u_o	Kecepatan linier arah sumbu-x pada kondisi setimbang <i>cruise</i>	<i>m/s</i>
v_o	Kecepatan linier arah sumbu-y pada kondisi setimbang <i>cruise</i>	<i>m/s</i>
w_o	Kecepatan linier arah sumbu-z pada kondisi setimbang <i>cruise</i>	<i>m/s</i>
u_a	Kecepatan relatif <i>fuselage</i> terhadap udara sekitar arah sumbu-x	<i>m/s</i>
v_a	Kecepatan relatif <i>fuselage</i> terhadap udara sekitar arah sumbu-y	<i>m/s</i>
w_a	Kecepatan relatif <i>fuselage</i> terhadap udara sekitar arah sumbu-z	<i>m/s</i>
\dot{u}	Percepatan linier arah sumbu-x	<i>m/s²</i>
\dot{v}	Percepatan linier arah sumbu-y	<i>m/s²</i>
\dot{w}	Percepatan linier arah sumbu-z	<i>m/s²</i>
V_∞	kecepatan absolut helikopter, relatif terhadap udara atmosfer	<i>m/s²</i>
w_{hf}	kecepatan angin relatif arah vertikal, lokal di sirip horisontal	<i>m/s²</i>
w_{vf}	kecepatan angin relatif arah lateral, lokal di sirip vertikal	<i>m/s²</i>
w_{imr}	Kecepatan angin induksi arah vertikal pada rotor utama	<i>m/s</i>
v_{imr}	Kecepatan angin induksi arah lateral pada rotor ekor	<i>m/s</i>
V_{tip}	Kecepatan linear dari ujung bilah rotor	<i>m/s</i>

X	Jumlah komponen gaya arah sumbu-x	N
Y	Jumlah komponen gaya arah sumbu-y	N
Z	Jumlah komponen gaya arah sumbu-z	N
L	Jumlah komponen momen arah sumbu-x	Nm
M	Jumlah komponen momen arah sumbu-y	Nm
N	Jumlah komponen momen arah sumbu-z	Nm
x	Posisi linier pada sumbu-x	m
y	Posisi linier pada sumbu-y	m
z	Posisi linier pada sumbu-z	m
X_{mr}	Gaya induksi pada rotor utama arah longitudinal	N
X_{fus}	Gaya hambat pada <i>fuselage</i> arah longitudinal	N
Y_{mr}	Gaya induksi pada rotor utama arah lateral	N
Y_{tr}	Gaya induksi pada rotor ekor arah lateral	N
Y_{fus}	Gaya hambat pada <i>fuselage</i> arah lateral	N
Y_{vf}	Gaya pada sirip vertikal arah lateral	N
Z_{mr}	Gaya induksi pada rotor utama arah vertikal	N
Z_{fus}	Gaya hambat pada <i>fuselage</i> arah vertikal	N
Z_{ht}	Gaya pada sirip horisontal arah vertikal	N
ρ	Masa jenis udara	kg/m^3
ϕ, Φ	Posisi angular pada sumbu-x/sudut <i>roll</i>	rad
θ, Θ	Posisi angular pada sumbu-y/sudut <i>pitch</i>	rad
ψ, Ψ	Posisi angular pada sumbu-z/sudut <i>yaw</i>	rad
ϕ_o	Posisi angular pada sumbu-x/sudut <i>roll</i> pada kondisi setimbang <i>cruise</i>	rad
θ_o	Posisi angular pada sumbu-y/sudut <i>pitch</i> pada kondisi setimbang <i>cruise</i>	rad
ψ_o	Posisi angular pada sumbu-z/sudut <i>yaw</i> pada kondisi setimbang <i>cruise</i>	rad
σ_{mr}	soliditas rotor pada rotor utama	
σ_{tr}	soliditas rotor pada rotor ekor	

τ_e	<i>effective rotor time constant</i> untuk sebuah rotor dengan <i>stabilizer bar</i>	
λ_{omr}	rasio kecepatan angin induksi terhadap kecepatan elemen bilah di ujung bilah rotor utama	
λ_{otr}	rasio kecepatan angin induksi terhadap kecepatan elemen bilah di ujung bilah rotor ekor	
Ω_{nom}	Kecepatan angular nominal rotor utama	<i>rad/s</i>
Ω_{mr}	Kecepatan angular rotor utama	<i>rad/s</i>
Ω_{tr}	Kecepatan angular rotor ekor	<i>rad/s</i>
μ_{mr}	Rasio kecepatan angin relatif bidang putar rotor, tangensial terhadap kecepatan elemen bilah di ujung bilah rotor utama	
μ_{tr}	Rasio kecepatan angin relatif bidang putar rotor, tangensial terhadap kecepatan elemen bilah di ujung bilah rotor ekor	
μ_{zmr}	Rasio kecepatan angin relatif bidang putar rotor, normal terhadap kecepatan elemen bilah di ujung bilah rotor utama	
μ_{ytr}	Rasio kecepatan angin relatif bidang putar rotor, normal terhadap kecepatan elemen bilah di ujung bilah rotor ekor	
η_w	<i>coefficient of non-ideal wake contraction</i> dari rotor utama	
ε_{vf}^{tr}	Fraksi dari penampang sirip <i>vertical</i> yang terkena angin induksi rotor ekor	
δ_{lat}	<i>Lateral cyclic control input</i>	<i>rad</i>
δ_{long}	<i>Longitudinal cyclic control input</i>	<i>rad</i>
δ_{col}	<i>Collective control input</i> pada rotor utama	<i>rad</i>
δ_{ped}	<i>Collective control input</i> pada rotor ekor	<i>rad</i>