

**PEMODELAN DAN DESAIN KONTROL LQR UNTUK
AUTONOMOUS MINI HELICOPTER PADA KONDISI TERBANG
HOVER**

**Diajukan untuk melengkapi tugas dan syarat guna memperoleh
gelar strata-1 Fakultas Teknik
Universitas Diponegoro**



**Disusun Oleh :
Ahmad Maftukhin
L2E605204**

**JURUSAN TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS DIPONEGORO
SEMARANG
2010**

TUGAS SARJANA

Diberikan kepada :
Nama : Ahmad Maftukhin
N I M : L2E605204
Pembimbing : Joga Dharma Setiawan, B.Sc, M.Sc, Ph.D
Co. Pembimbing : Ir. Dwi Basuki Wibowo, MS
Jangka waktu : 12 bulan
Judul : *Pemodelan Dan Desain Kontrol LQR Untuk Autonomous Mini Helicopter Pada Kondisi Terbang Hover*

Isi tugas :

1. Mengkaji literatur tentang dinamika *Autonomous Mini Helicopter* dan membuat simulasi menggunakan *MATLAB/Simulink*.
2. Memodelkan *Autonomous Mini Helicopter* ke dalam blok diagram menggunakan *MATLAB/Simulink*.
3. Membuat model terlinearisasi dari dinamika non linear *Autonomous Mini Helicopter* menggunakan *MATLAB/Simulink*
4. Membuat desain sistem kontrol linear *Autonomous Mini Helicopter* pada kondisi terbang *hover* menggunakan *LQR Control*.
5. Membuat simulasi hasil desain sistem kontrol, menganalisa kestabilan dan membuat hasil simulasi dengan *Virtual Reality*.

Pembimbing, Semarang, 2010
Co. Pembimbing,

Joga Dharma Setiawan, PhD
NIP. 196811102005011001

Ir. Dwi Basuki Wibowo, MS
NIP. 196204231987031003

HALAMAN PENGESAHAN

Tugas Sarjana yang berjudul “*Pemodelan Dan Desain Kontrol LQR Untuk Autonomous Mini Helicopter Pada Kondisi Terbang Hover* “ ini telah disetujui dan disahkan pada:

Hari :

Tanggal :

Mengetahui,

Pembimbing

Co. Pembimbing

Joga Dharma Setiawan, B.Sc., M.Sc., Ph.D.
NIP. 196811102005011001

Ir. Dwi Basuki Wibowo, MS
NIP. 196204231987031003

Mengetahui,

Pembantu Dekan I

Koordinator Tugas Akhir

Ir. Bambang Pudjianto, MT
NIP. 195212051985031001

Dr. MSK Tony Suryo U, ST, MT
NIP. 197104211999031003

ABSTRACT

Technological advances in the field of aeronautics, especially on the type of UAV (Unmanned Aerial Vehicle) has provided significant contribution to the military, academic research and others. The military has widely used UAV for military operations and reconnaissance missions, while the academic research utilized it to observe dangerous situations such as volcanoes, natural disaster sites, and very old buildings. In addition to military and academic research, UAV can also be used for hobbies or toys, photographs, video recordings and many more applications. This study presents the equations of motion for 6 DOF UAV helicopter dynamics. The dynamics are modeled in the form of block diagrams created using Matlab and Simulink. After the equations are modeled in Simulink, a linear model in state space form is generated using the command "linmod". This linear model is then used to design the LQR controller. Having made the control design, simulations are performed by the adding gust wind disturbance in a desired direction while hovering with a specified flight trajectory. To facilitate the visualization of simulation results, the output of this simulation is connected with a virtual environment created using VRML (virtual reality modeling language). Simulation results show motion behavior of the UAV helicopter during hovering in the case of open-loop, closed-loop, gust disturbance and trajectory.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle, linmod, State Space, LQR Control, Virtual Reality

ABSTRAK

Kemajuan teknologi dalam bidang ilmu penerbangan, terutama pada jenis UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) yang selama ini berkontribusi besar pada kemiliteran, riset akademik dan lain-lain. Dalam dunia militer UAV lebih banyak digunakan untuk operasi militer dan misi pengintaian, sedangkan pada riset akademik UAV dapat digunakan untuk mengamati suatu keadaan yang berbahaya seperti gunung berapi, lokasi bencana alam, dan pengamatan kondisi gedung bertingkat yang sudah ratusan tahun. Selain untuk militer dan riset akademik UAV juga bisa digunakan untuk menyalurkan hobi atau mainan, pemotretan, perekaman video dan masih banyak lagi manfaatnya. Tugas Akhir ini menyajikan persamaan gerak 6 DOF dinamika UAV *Helicopter* yang dimodelkan menjadi bentuk blok diagram yang dibuat dengan menggunakan software *MATLAB/Simulink*. Setelah persamaan itu dimodelkan dalam *Simulink*, selanjutnya dapat dibuat model linearisasi yang berupa persamaan *State Space* dengan menggunakan perintah '*linmod*' pada *MATLAB*. Dan selanjutnya membuat desain sistem kontrol linier yang akan digunakan yaitu menggunakan *LQR Control*. Setelah desain kontrol dibuat, pada saat simulasi bisa ditambahkan variasi pada simulasi dengan menambahkan *Gust Disturbance* pada arah angin yang diinginkan dan juga desain *trajectory*. Untuk mempermudah visualisasi hasil simulasi, *output* dari simulasi ini dihubungkan dengan lingkungan virtual (*Virtual Environment*) yang dibuat dengan menggunakan VRML (*Virtual Reality Modeling Language*). Hasil dari pembahasan simulasi ini dapat memperlihatkan perilaku gerak UAV *Helicopter* dari hasil lup terbuka, lup tertutup, *Gust Disturbance* dan *trajectory*.

Kata kunci: UAV, *linmod*, *State Space*, *LQR Control*, *Virtual Reality*

HALAMAN PERSEMBAHAN

Untuk Ayah, Ibu dan Keempat Adikku

KATA PENGANTAR

Puji syukur penulis panjatkan ke hadirat Allah SWT, yang telah melimpahkan rahmat dan karunia-Nya kepada penulis, dan nikmat sehat sehingga penulis dapat mengerjakan dan menyelesaikan Tugas Akhir ini, yang merupakan tahap akhir dari proses untuk memperoleh gelar sarjana Teknik Mesin Universitas Diponegoro.

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

1. Bapak Joga Dharma Setiawan, B.Sc, M.Sc, Ph.D, selaku dosen pembimbing I, yang telah begitu banyak memberikan bantuan, bimbingan, pengarahan dan pengetahuan kepada penulis, terutama dalam pengerjaan dan penyelesaian Tugas Sarjana ini.
2. Bapak Ir. Dwi Basuki Wibowo, MS selaku Pembimbing II yang juga telah membimbing dan meluangkan waktunya dalam penyelesaian Tugas Akhir ini.
3. Bapak Prof. Dr. Ir. Agus Budiyo, MSc yang telah memberi masukan, bantuan, dan sarannya.
4. Teman-teman di Laboratorium Kontrol dan Getaran, Sdr. Muhammad Ariyanto, Hendri Setiawan dan Sabar Budidoyo yang telah memberikan semangat dan ide untuk penulis.

Semoga laporan Tugas Akhir ini dapat bermanfaat bagi orang yang membacanya dan semoga ada yang meneruskan dan menyempurnakannya di lain waktu.

Semarang, Juni 2010

Penulis

DAFTAR ISI

Halaman Judul.....	i
Halaman Tugas Sarjana.....	ii
Halaman Pengesahan.....	iii
Abstrak.....	iv
Abstract.....	v
Halaman Persembahan.....	vi
Kata Pengantar.....	vii
Daftar Isi.....	viii
Daftar Tabel.....	xi
Daftar Gambar.....	xii
Nomenklatur.....	xiv
BAB I PENDAHULUAN.....	1
1.1. Latar Belakang.....	1
1.2. Tujuan Penulisan.....	1
1.3. Batasan Masalah.....	2
1.4. Metode Penulisan.....	3
1.5. Diagram Alir Pengerjaan.....	3
1.6. Sistematika Penulisan Laporan.....	5
BAB II DASAR TEORI.....	6
2.1. Helikopter Skala Kecil.....	6
2.1.1. Sistem Koordinat pada Helikopter Skala Kecil.....	6
2.1.2. Parameter Helikopter Skala Kecil	7
2.1.3. Persamaan gerak (<i>equation of motion</i>)... ..	9
2.1.3.1. Fuselage.....	15
2.1.3.2. Sirip Horisontal.....	16
2.1.3.3. Sirip Vertikal.....	17

	2.1.3.4. Rotor Utama.....	18
	2.1.3.5. Rotor Ekor.....	22
	2.1.3.6. Model Engine, Governor, &Kec. Putar Rotor.....	24
	2.2. Sistem Kontrol.....	24
	2.2.1. Ruang keadaan (<i>State-Space</i>).....	24
	2.2.2. LQR Kontrol.....	26
BAB III	PEMODELAN DINAMIKA DAN DESAIN KONTROL.....	27
	3.1. Parameter Keseimbangan pada Kondisi Terbang <i>Hover</i>	27
	3.2. Model Nonlinier Dinamika 6 DOF Helikopter Skala Kecil.....	28
	3.2.1. Pemodelan Gaya pada <i>Fuselage</i>	29
	3.2.2. Pemodelan Gaya dan Momen pada Sirip Horisontal.....	30
	3.2.3. Pemodelan Gaya dan Momen pada Sirip vertikal.....	31
	3.2.4. Pemodelan Gaya dan Momen pada Rotor Utama.....	32
	3.2.5. Pemodelan Gaya dan Momen pada Rotor Ekor.....	34
	3.2.6. Pemodelan <i>Engine, Governor</i> , dan Kecepatan Putar Rotor.....	35
	3.3. Model Terlinearisasi Helikopter Skala Kecil	35
	3.3.1. Linearisasi menggunakan <i>Command</i> pada <i>MATLAB</i>	36
	3.3.2. Persamaan <i>State-Space</i>	40
	3.4. Hasil Simulasi dari Lup Terbuka pada Model Nonlinier.....	42
	3.5. Desain Kontrol dengan menggunakan LQR.. ..	45
	3.6. <i>Virtual Reality</i>	46
	3.6.1. Pembuatan VRML untuk UAV Helikopter.....	47
	3.6.1.1. Sistem Koordinat.....	48
	3.6.1.2. Arah Rotasi.....	49
	3.6.1.3. Objek <i>Child</i>	49
	3.6.1. 4.Satuan Pengukuran.....	49
BAB IV	ANALISA KESTABILAN DAN PEMBAHASAN HASIL SIMULASI..	50
	4.1. Perilaku Dinamika UAV Helikopter pada Lup Terbuka.....	50
	4.2. Perilaku Dinamika UAV Helikopter pada Lup Tertutup.....	53

4.3. Perilaku Dinamika UAV Helikopter pada suatu <i>Input Doublet</i>	57
4.4. Perilaku Dinamika UAV Helikopter terhadap <i>Gust Disturbance</i>	59
4.5. Perilaku Dinamika UAV Helikopter terhadap Suatu <i>Trajectory</i>	62
BAB V PENUTUP.....	65
5.1. Kesimpulan.....	65
5.2. Saran.....	65
DAFTAR PUSTAKA	66
LAMPIRAN	68
Lampiran A Blok Diagram Model Helikopter Skala Kecil 6 DOF.....	69
Lampiran B Hasil Simulasi dengan Gangguan Angin dari arah Lateral.....	70
Lampiran C. Simulasi Program untuk Helikopter Skala Kecil dengan <i>Virtual Reality</i>	71
Lampiran D. Parameter Helikopter Skala Kecil dalam bentuk <i>m-file</i>	72

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1 Parameter dan nilainya untuk Helikopter Skala Kecil X-Cell 60 SE	7
Tabel 3.1 Parameter Kesetimbangan pada Kondisi <i>Hover</i>	27
Tabel 4.1 Nilai <i>eigen, damping</i> dan frekuensi pada lup terbuka.....	50
Tabel 4.2 <i>Hover</i> , Longitudinal-vertikal	51
Tabel 4.3 <i>Hover</i> , Lateral-Direksional	52
Tabel 4.4 Nilai <i>eigen, damping</i> dan frekuensi pada lup tertutup	53
Tabel D.1 Parameter Helikopter Skala Kecil.....	72
Tabel D.2 <i>M-file</i> Parameter Kondisi Setimbang Pada Kondisi Terbang <i>Hover</i>	73

DAFTAR GAMBAR

Gambar 1.1	Diagram alir pemodelan dan simulasi <i>small scale helicopter</i>	4
Gambar 2.1	Sistem koordinat pada helikopter skala kecil.....	7
Gambar 2.2	<i>Instrumented X-Cell 60 Helicopter</i>	9
Gambar 2.3	Gerakan helikopter relatif terhadap kerangka acuan bumi tetap....	10
Gambar 2.4	Sudut a_{1s}	20
Gambar 2.5	Sudut b_{1s}	21
Gambar 2.6	Momen rotor yang bekerja pada <i>fuselage helicopter</i>	22
Gambar 2.7	Diagram blok persamaan ruang keadaan.....	25
Gambar 3.1	Pemodelan gaya pada <i>fuselage</i> menggunakan <i>MATLAB/Simulink</i> ..	29
Gambar 3.2	Pemodelan gaya dan momen pada sirip horisontal menggunakan <i>MATLAB/Simulink</i>	30
Gambar 3.3	Pemodelan gaya dan momen pada sirip vertikal menggunakan <i>MATLAB/Simulink</i>	31
Gambar 3.4	Pemodelan gaya dan momen pada rotor utama menggunakan <i>MATLAB/Simulink</i>	32
Gambar 3.5	Pemodelan dinamika gerak <i>flapping</i> menggunakan <i>MATLAB/Simu- link</i>	33
Gambar 3.6	Pemodelan gaya dan momen pada rotor ekor menggunakan <i>MATLAB/Simulink</i>	34
Gambar 3.7	Pemodelan <i>engine</i> dan kecepatan rotor menggunakan <i>MATLAB /Simulink</i>	35
Gambar 3.8	Pemodelan <i>governor</i> menggunakan <i>MATLAB/Simulink</i>	35
Gambar 3.9	Model Nonlinear Helikopter Skala Kecil dalam <i>Simulink</i>	37
Gambar 3.10	Grafik posisi x terhadap waktu.....	42
Gambar 3.11	Grafik posisi y terhadap waktu.....	43
Gambar 3.12	Grafik posisi z terhadap waktu.....	43
Gambar 3.13	Grafik sudut <i>pitch</i> terhadap waktu.....	43
Gambar 3.14	Grafik sudut <i>roll</i> terhadap waktu.....	44
Gambar 3.15	Grafik sudut <i>yaw</i> terhadap waktu	44

Gambar 3.16	Grafik 3D <i>trajectory</i> pada lup terbuka.....	44
Gambar 3.17	Sistem koordinat pada <i>MATLAB</i> dan <i>VRML</i>	48
Gambar 3.18	Arah putaran pada <i>VRML</i>	49
Gambar 4.1	<i>Root locus</i> untuk sistem lup terbuka	51
Gambar 4.2	<i>Root locus</i> untuk sistem lup tertutup.....	54
Gambar 4.3	respon posisi x, y dan z pada lup tertutup	55
Gambar 4.4	Respon sudut ϕ, θ , dan ψ pada lup tertutup	56
Gambar 4.5	<i>Doublet input</i> pada defleksi longitudinal.....	57
Gambar 4.6	Respon posisi x terhadap <i>doublet input</i> defleksi longitudinal.....	57
Gambar 4.7	Respon terhadap sudut θ <i>doublet input</i> defleksi longitudinal.....	58
Gambar 4.8	<i>Gust disturbance</i> pada arah longitudinal.....	59
Gambar 4.9	Respon posisi x terhadap <i>gust disturbance</i>	59
Gambar 4.10	Respon posisi y terhadap <i>gust disturbance</i>	60
Gambar 4.11	Respon posisi z terhadap <i>gust disturbance</i>	60
Gambar 4.12	Respon sudut ϕ terhadap <i>gust disturbance</i>	60
Gambar 4.13	Respon sudut θ terhadap <i>gust disturbance</i>	61
Gambar 4.14	Respon sudut ψ terhadap <i>gust disturbance</i>	61
Gambar 4.15	<i>Geometri lintasan 3 dimensi dan 2 dimensi</i>	62
Gambar 4.16	Perintah gerak sumbu x, y dan z terhadap suatu <i>trajectory</i>	63
Gambar 4.17	Respon sudut <i>roll</i> , dan <i>pitch</i> terhadap suatu <i>trajectory</i>	64
Gambar A.1	Blok Diagram Helikopter Skala Kecil 6 DOF.....	69
Gambar B.1	Gangguan Angin dari Arah Lateral.....	70
Gambar B.2	y vs $time$	70
Gambar B.3	ϕ vs $time$	70
Gambar C.1	Program Simulasi untuk Helikopter Skala Kecil.....	71
Gambar C.2	Tampilan dari <i>Virtual reality</i>	71

NOMENKLATUR

Simbol	Keterangan	Satuan
A	<i>System matrix</i> pada matriks <i>state space</i>	
$A_{\delta_{lon}}^{nom}$	<i>Longitudinal cyclic to flap gain</i> pada rpm nominal	<i>rad/rad</i>
a_{MR}	Gradien gaya angkat bilah rotor utama	<i>rad</i>
a_{TR}	Gradien gaya angkat bilah rotor ekor	<i>rad</i>
a_{1s}	Sudut antara <i>tip path plane</i> dan <i>shaft plane</i> pada pandangan samping	<i>rad</i>
a_{1so}	Sudut antara <i>tip path plane</i> dan <i>shaft plane</i> pada pandangan samping kondisi setimbang <i>hover</i>	<i>rad</i>
B	<i>Input matrix</i> pada matriks <i>state space</i>	
$B_{\delta_{lat}}^{nom}$	<i>Lateral cyclic to flap gain</i> pada rpm nominal	<i>rad/rad</i>
b_{1s}	Sudut antara <i>tip path plane</i> dan <i>shaft plane</i> pada pandangan belakang	<i>rad</i>
b_{1so}	Sudut antara <i>tip path plane</i> dan <i>shaft plane</i> pada pandangan belakang kondisi setimbang <i>hover</i>	<i>rad</i>
C	<i>Output matrix</i> pada matriks <i>state space</i>	
c_{MR}	Panjang <i>chord</i> rotor utama	<i>m</i>
c_{MR}	Panjang <i>chord</i> rotor ekor	<i>m</i>
c_{TMR}	Koefisien <i>thrust</i> pada rotor utama	
c_{TTR}	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</i> maksimum pada rotor utama	
$C_{T_{max}}^{tr}$	Koefisien <i>thrust</i> maksimum 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	<i>rad⁻¹</i>

$C_{L_u}^{ht}$	Gradien angkat sirip horizontal	rad^{-1}
D	Matriks yang mewakili <i>direct coupling</i> antara input dan output	
f_t	Faktor <i>blockage</i> sirip vertical	
g	Percepatan gravitasi	m/s^2
g_f	Parameter geometri konfigurasi rotor utama dan rotor ekor	
g_i	Parameter geometri konfigurasi rotor utama dan rotor ekor	
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
h_{VF}	Posisi vertikal pusat aerodinamik sirip vertical, relatif terhadap pusat massa helikopter	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>	$kg\ m^2$
I_{mr}	Inertia <i>flapping</i> bilah rotor	$kg\ m^2$
K	Kekakuan torsional pusat rotor utama	$N\cdot m/rad$
K_μ	Faktor skala dari respon <i>flap terhadap variasi kecepatan</i>	
K_λ	Faktor intensitas wake rotor utama	
L	Jumlah komponen momen arah sumbu-x	Nm
l_{hv}	Pusat sirip horisontal dibelakang c.g.	m
L_{mr}	<i>Rolling moment</i> induksi dari rotor utama	$N.m$
l_{tr}	Pusat rotor ekor dibelakang c.g.	m
L_{tr}	<i>Rolling moment</i> induksi dari rotor ekor	$N.m$
L_{vf}	<i>Rolling moment</i> induksi dari sirip vertical	$N.m$
M	Jumlah komponen momen arah sumbu-y	Nm
m	Berat total <i>helicopter</i>	kg
M_{hv}	<i>Pitching moment</i> dari sirip horizontal	$N.m$
M_{mr}	<i>Pitching moment</i> induksi dari rotor utama	$N.m$
M_{tr}	<i>Pitching moment</i> induksi dari rotor ekor	$N.m$
N	Jumlah komponen momen arah sumbu-z	Nm
N_{mr}	<i>Yawing moment</i> dari rotor utama	$N.m$

N_{tr}	<i>Yawing moment</i> dari rotor ekor	N.m
N_{vf}	<i>Yawing moment</i> dari sirip vertical	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	Kecepatan angular arah sumbu-x/ <i>roll rate</i>	rad/s
p_o	Kecepatan angular arah sumbu-x/ <i>roll rate</i> pada kondisi setimbang <i>hover</i>	rad/s
\dot{p}	Percepatan angular arah sumbu-x	rad/s ²
q	Kecepatan angular arah sumbu-y/ <i>pitch rate</i>	rad/s
q_o	Kecepatan angular arah sumbu-y/ <i>pitch rate</i> pada kondisi setimbang <i>hover</i>	rad/s
\dot{q}	Percepatan angular arah sumbu-y	rad/s ²
Q_{mr}	<i>Torque</i> rotor utama	Nm
Q_{tr}	<i>Torque</i> rotor ekor	Nm
r_o	Kecepatan angular arah sumbu-z/ <i>yaw rate</i> pada kondisi setimbang <i>hover</i>	rad/s
r	Kecepatan angular arah sumbu-z/ <i>yaw rate</i>	rad/s
\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
\ddot{u}	Percepatan linier arah sumbu-x	m/s^2
u, U	Kecepatan linier arah sumbu-x	m/s
u_a	Kecepatan relatif <i>fuselage</i> terhadap udara sekitar arah sumbu-x	m/s
u_o	Kecepatan linier arah sumbu-x pada kondisi setimbang <i>hover</i>	m/s
u_w	Kecepatan angin arah sumbu-x atau longitudinal	m/s
\ddot{v}	Percepatan linier arah sumbu-y	m/s^2
v, V	Kecepatan linier arah sumbu-y	m/s
v_a	Kecepatan relatif <i>fuselage</i> terhadap udara sekitar arah sumbu-y	m/s
v_o	Kecepatan linier arah sumbu-y pada kondisi setimbang <i>hover</i>	m/s
v_w	Kecepatan angin arah sumbu-y atau lateral	m/s
v_{imr}	Kecepatan angin induksi arah lateral pada rotor ekor	m/s
V_{tip}	Kecepatan linear dari ujung bilah rotor	m/s
V	Kecepatan absolut helikopter, relatif terhadap udara atmosfer	m/s^2
\ddot{w}	Percepatan linier arah sumbu-z	m/s^2
w, W	Kecepatan linier arah sumbu-z	m/s
w_a	Kecepatan relatif <i>fuselage</i> terhadap udara sekitar arah sumbu-z	m/s
w_o	Kecepatan linier arah sumbu-z pada kondisi setimbang <i>hover</i>	m/s
w_w	Kecepatan angin arah sumbu-z atau vertikal	m/s
w_{imr}	Kecepatan angin induksi arah vertikal pada rotor utama	m/s
w_{hf}	Kecepatan angin relatif arah vertikal, lokal di sirip horisontal	m/s^2
w_{vf}	Kecepatan angin relatif arah lateral, lokal di sirip vertikal	m/s^2
X	Jumlah komponen gaya arah sumbu-x	N
x	Posisi linier pada sumbu-x	m
X_{mr}	Gaya induksi pada rotor utama arah longitudinal	N
X_{fus}	Gaya hambat pada <i>fuselage</i> arah longitudinal	N
Y	Jumlah komponen gaya arah sumbu-y	N
y	Posisi linier pada sumbu-y	m
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	Jumlah komponen gaya arah sumbu-z	N
z	Posisi linier pada sumbu-z	m
Z_{mr}	Gaya induksi pada rotor utama arah vertical	N
Z_{fus}	Gaya hambat pada <i>fuselage</i> arah vertical	N
Z_{ht}	Gaya pada sirip horisontal arah vertical	N
lat	<i>Lateral cyclic control input</i>	rad
$long$	<i>Longitudinal cyclic control input</i>	rad
col	<i>Collective control input</i> pada rotor utama	rad
ped	<i>Collective control input</i> pada rotor ekor	rad
ρ	Berat jenis udara	kg/m^3
ϕ	Posisi angular pada sumbu-x/sudut <i>roll</i>	rad
θ	Posisi angular pada sumbu-y/sudut <i>pitch</i>	rad
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>hover</i>	rad
θ_o	Posisi angular pada sumbu-y/sudut <i>pitch</i> pada kondisi setimbang <i>hover</i>	rad
ψ_o	Posisi angular pada sumbu-z/sudut <i>yaw</i> pada kondisi setimbang <i>hover</i>	rad
mr	Soliditas rotor pada rotor utama	
tr	Soliditas rotor pada rotor ekor	
τ_e	<i>effective rotor time constant</i> untuk sebuah rotor dengan <i>stabilizer</i> <i>bar</i>	
omr	Rasio kecepatan angin induksi terhadap kecepatan elemen bilah di ujung bilah rotor utama	
otr	Rasio kecepatan angin induksi terhadap kecepatan elemen bilah di ujung bilah rotor ekor	
nom	Kecepatan angular nominal rotor utama	rad/s
mr	Kecepatan angular rotor utama	rad/s

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 vertikal yang terkena angin induksi rotor ekor	