

**ANALISIS TOLERANSI KETIDAKSEIMBANGAN STATIS
DAN DINAMIS *REACTION WHEEL* PADA KINERJA SISTEM
KONTROL SIKAP SATELIT**

SKRIPSI



WAHYU WIRA YUDHA

**PROGRAM STUDI S-1 FISIKA
DEPARTEMEN FISIKA
FAKULTAS SAINS DAN TEKNOLOGI
UNIVERSITAS AIRLANGGA**

2022

**ANALISIS TOLERANSI KETIDAKSEIMBANGAN STATIS
DAN DINAMIS *REACTION WHEEL* PADA KINERJA SISTEM
KONTROL SIKAP SATELIT**

SKRIPSI



WAHYU WIRA YUDHA

**PROGRAM STUDI S-1 FISIKA
DEPARTEMEN FISIKA
FAKULTAS SAINS DAN TEKNOLOGI
UNIVERSITAS AIRLANGGA**

2022

i

**ANALISIS TOLERANSI KETIDAKSEIMBANGAN STATIS DAN
DINAMIS *REACTION WHEEL* PADA KINERJA SISTEM KONTROL
SIKAP SATELIT**

SKRIPSI

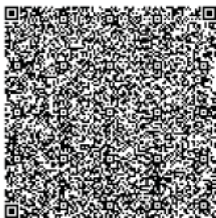
Sebagai Salah Satu Syarat Memperoleh
Gelar Sarjana Sains Bidang Fisika
pada Fakultas Sains dan Teknologi
Universitas Airlangga

Wahyu Wira Yudha

NIM: 081811333001

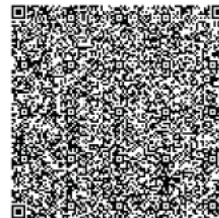
Disetujui oleh:

Pembimbing I



Dr. Riries Rulaningtyas, S.T., M.T.
NIP.197903152003122002

Pembimbing II



Dr. Harry Septanto, S.T., M.T.
NIP.198009112006041014

LEMBAR PENGESAHAN NASKAH SKRIPSI

Judul : Analisis Toleransi Ketidakseimbangan Statis dan Dinamis *Reaction Wheel* pada Kinerja Sistem Kontrol Sikap Satelit

Penyusun : Wahyu Wira Yudha

NIM : 081811333001

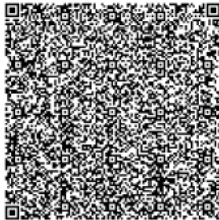
Pembimbing I : Dr. Riries Rulaningtyas, S.T., M.T.

Pembimbing II : Dr. Harry Septanto, S.T., M.T.

Tanggal Seminar : 11 Agustus 2022

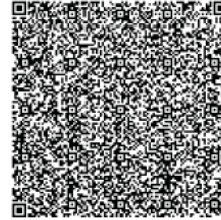
Disetujui oleh:

Pembimbing I



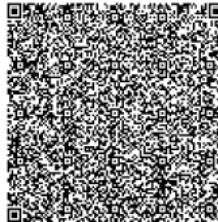
Dr. Riries Rulaningtyas, S.T., M.T.
NIP.197903152003122002

Pembimbing II



Dr. Harry Septanto, S.T., M.T.
NIP.198009112006041014

Mengetahui,
Ketua Departemen Fisika
Fakultas Sains dan Teknologi
Universitas Airlangga



Herri Trilaksana, S.Si, M.Si, Ph.D
NIP.197712282003121003

PEDOMAN PENGGUNAAN SKRIPSI

Skripsi ini tidak dipublikasikan, namun tersedia di perpustakaan dalam lingkungan Universitas Airlangga, diperkenankan untuk dipakai sebagai referensi kepustakaan, tetapi pengutipan harus seizin penyusun dan harus menyebutkan sumbernya sesuai kebiasaan ilmiah. Dokumen skripsi ini merupakan hak milik Universitas Airlangga.

SURAT PERNYATAAN TENTANG ORISINALITAS

Yang bertanda tangan dibawah ini, saya:

Nama : Wahyu Wira Yudha

NIM : 081811333001

Program Studi : Fisika

Fakultas : Sains dan Teknologi

Jenjang : Sarjana (S1)

Menyatakan bahwa saya tidak melakukan tindakan plagiat dalam penulisan skripsi saya yang berjudul:

Analisis Toleransi Ketidakseimbangan Statis dan Dinamis *Reaction Wheel* pada Kinerja Sistem Kontrol Sikap Satelit

Apabila suatu saat nanti terbukti melakukan tindakan plagiat, maka saya menerima sanksi yang telah ditetapkan.

Demikian surat pernyataan ini saya buat dengan sebenar-benarnya.

Surabaya, 11 Agustus 2022



Wahyu Wira Yudha

NIM. 081811333001

KATA PENGANTAR

Puji dan syukur penulis panjatkan kehadiran Tuhan Yang Maha Esa atas segala rahmat dan hidayah-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan penyusunan naskah skripsi ini dengan judul “**Analisis Toleransi Ketidakseimbangan Statis dan Dinamis *Reaction Wheel* pada Kinerja Sistem Kontrol Sikap Satelit**”.

Skripsi ini disusun demi memenuhi syarat kelulusan mata kuliah Skripsi. Setiap bab yang telah ditulis, disusun secara komprehensif untuk menentukan nilai toleransi ketidakseimbangan statis dan dinamis *Reaction Wheel* pada kinerja sistem kontrol sikap satelit sebagai acuan peneliti atau bidang manufaktur *Reaction Wheel*.

Penulis menyadari bahwa penulisan skripsi ini masih jauh dari kategori sempurna. Oleh sebab itu, kritik dan saran yang membangun sangat diharapkan bagi penulis demi perbaikan di masa mendatang. Semoga skripsi ini memberikan manfaat serta keberkahan bagi semua pihak pembaca.

Surabaya, 11 Agustus 2022

Penyusun,

Wahyu Wira Yudha

UCAPAN TERIMAKASIH

Puji dan syukur kehadiran Allah SWT sehingga penulis dapat menyelesaikan naskah skripsi ini. terselesaikannya skripsi ini tentunya tidak terlepas karena dorongan dan cinta kasih dari berbagai pihak. Oleh karena itu penulis mengucapkan terimakasih yang sebesar-besarnya kepada:

1. Prof. Dr. Moh. Yasin, M.Si selaku Dekan Fakultas Sains dan Teknologi Universitas Airlangga Surabaya.
2. Herri Trilaksana, S.Si, M.Si, Ph.D selaku Ketua Departemen Fisika yang telah menyetujui dan mengesahkan naskah skripsi ini.
3. Dr. Riries Rulaningtyas, S.T., M.T. selaku dosen pembimbing I atas segala bantuan, bimbingan, berbagai konsultasi yang telah dilakukan, semangat dan waktu yang telah diberikan demi tersusunnya naskah skripsi ini.
4. Dr. Harry Septanto, S.T., M.T. selaku pembimbing II atas segala bantuan, bimbingan, berbagai konsultasi yang telah dilakukan khususnya pemahaman lebih tentang satelit dan dukungannya dalam penyusunan naskah skripsi ini.
5. Dr. Khusnul Ain, S.T., M.Si. selaku dosen penguji I yang banyak memberikan saran serta masukkan kepada penulis untuk membuat skripsi ini lebih baik lagi.
6. Drs. Pujiyanto, M.S. selaku dosen penguji II yang banyak memberikan saran serta masukkan kepada penulis untuk membuat skripsi ini lebih baik lagi.
7. Seluruh keluarga besar yang senantiasa memberi dukungan, semangat serta doa untuk penulis.
8. Bapak dan Ibu Dosen Universitas Airlangga yang telah memberikan ilmu pengetahuan, wawasan yang luas serta keikhlasan mendidiknya kepada penulis hingga menyelesaikan pendidikan tinggi ini.
9. Teman-teman prodi fisika Universitas Airlangga angkatan 2018, khususnya teman-teman pada bidang minat Instrumentasi dan Komputasi serta seluruh

keluarga besar Universitas Airlangga untuk kebersamaan, persaudaraan dan pertolongan yang selama ini telah terjalin.

10. Semua pihak yang tidak dapat penulis sebutkan satu persatu.

Wahyu Wira Yudha, 081811333001, 2022, Analisis Toleransi Ketidakseimbangan Statis dan Dinamis *Reaction Wheel* pada Kinerja Sistem Kontrol Sikap Satelit. Skripsi ini di bawah bimbingan Dr. Riries Rulaningtyas S. T., M. T. dan Dr. Harry Septanto, S. T., M. T., Program Studi S1 Fisika, Departemen Fisika, Fakultas Sains dan Teknologi, Universitas Airlangga, Surabaya

ABSTRAK

Dalam praktiknya, satelit dengan aktuator *Reaction Wheel* selalu memiliki ketidakseimbangan statis dan dinamis dari *Reaction Wheel*. Model matematis yang merepresentasikan hal tersebut menjadi lebih kompleks sehingga sistem kendali banyak dirancang dengan mengasumsikan tidak ada ketidakseimbangan (model ideal). Oleh karena itu, sistem kendali tersebut tidak akan menunjukkan kinerja yang sama ketika diimplementasikan ke model yang mengasumsikan adanya ketidakseimbangan. Untuk itu, model yang mengakomodasi ketidakseimbangan statis dan dinamis (*fully-coupled*) digunakan untuk mengetahui seberapa besar nilai ketidakseimbangan yang masih dapat ditoleransi berdasarkan penurunan kinerja sistem kendali sikap satelit yang masih dapat diterima. Model simulasi dibuat dengan menggunakan MATLAB/Simulink. Kedua model diberikan pengendalian berupa *linier sliding mode control*. Kinerja sistem kendali dianalisis berdasarkan kerja pengendalian, performansi kecepatan sudut dan *attitude*. Hasil simulasi pada model ideal dengan pengendalian menunjukkan bahwa konstanta pengendalian akan mempengaruhi kerja pengendalian yang akan sebanding dengan performansi kecepatan sudut dan *attitude*. Hasil simulasi pada model *fully-coupled* dengan pengendalian yaitu nilai toleransi ketidakseimbangan statis yaitu $1,000 \times 10^{-3}$ m, sedangkan ketidakseimbangan dinamis yaitu $1,000 \times 10^{-6}$ kgm² serta untuk dua ketidakseimbangan yaitu $1,000 \times 10^{-6}$ m dan $1,000 \times 10^{-6}$ kgm². Nilai ketidakseimbangan tersebut masih dapat dikendalikan oleh sistem kendali sehingga satelit dapat mencapai target *attitude*/orientasi tanpa pengaruh yang signifikan.

Kata kunci: Model Satelit, Sistem Kendali Sikap, *Reaction Wheel*, Ketidakseimbangan, Kinerja.

Wahyu Wira Yudha, 081811333001, 2022, Analysis of Reaction Wheel Static and Dynamic Imbalance Tolerance on Satellite Attitude Control System Performance. This thesis is under the guidance of Dr. Riries Rulaningtyas S. T., M. T. and Dr. Harry Septanto, S. T., M. T., S1 Physics Study Program, Department of Physics, Faculty of Science and Technology, Airlangga University, Surabaya

ABSTRACT

In practice, satellite with Reaction Wheel (actuator) always have a static and dynamic imbalance of the Reaction Wheel. The mathematical model that represents it becomes more complex so the control systems are designed by assuming there is no imbalance (ideal model). Therefore, the control system will not show the same performance when implemented to a model that assumes an imbalance. For this reason, model that accommodates the static and dynamic imbalance (fully-coupled) is used to find out how much the imbalances value can still be tolerated based on an acceptable decrease in the performance of the satellite attitude control system. Simulation models were created using MATLAB/Simulink. Both models are given a controller that is linier sliding mode control. Control system performance is analysed based on control effort, angular velocity and attitude performance. The simulation results in the ideal model with control shows that the control constant will affect the control effort which will be proportional to the performance of angular velocity and attitude. The simulation results in the fully-coupled model shows a static imbalance tolerance is $1,000 \times 10^{-3} \text{ m}$, while for a dynamic imbalance is $1,000 \times 10^{-6} \text{ kgm}^2$ and for two imbalances is $1,000 \times 10^{-6} \text{ m}$ and $1,000 \times 10^{-6} \text{ kgm}^2$. The imbalance value can still be controlled by the control system so the satellite can reach the target attitude/orientation without any significant effect.

Keywords: *Satellite Model, Attitude Control System, Reaction Wheel, Imbalance, Performance.*

DAFTAR ISI

LEMBAR JUDUL	i
LEMBAR PERNYATAAN	ii
LEMBAR PENGESAHAN NASKAH SKRIPSI	iii
PEDOMAN PENGGUNAAN SKRIPSI	iv
KATA PENGANTAR	vi
UCAPAN TERIMA KASIH	vii
ABSTRAK	ix
ABSTRACT	x
DAFTAR ISI	xi
DAFTAR TABEL	xiii
DAFTAR GAMBAR	xv
DAFTAR LAMPIRAN	xviii
DAFTAR LAMBANG, NOTASI DAN SINGKATAN	xix
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	5
1.3 Batasan Masalah	5
1.4 Tujuan Penelitian	6
1.5 Manfaat Penelitian	6
BAB II TINJAUAN PUSTAKA	8
2.1 Kinematika Satelit	8
2.1.1 <i>Modified Rodrigues Parameters</i>	9
2.2 Dinamika Satelit	10
2.3 <i>Attitude Determination and Control System (ADCS)</i>	11
2.4 Sensor	13
2.5 Aktuator	14
2.6 <i>Reaction Wheel</i>	16
2.7 <i>Controller</i>	32
2.8 MATLAB/Simulink	34
BAB III METODE PENELITIAN	36
3.1 Waktu dan Tempat Penelitian	36

3.2	Bahan dan Alat Peneltian.....	36
3.3	Variabel Penelitian.....	36
3.4	Prosedur Penelitian	37
3.4.1	Alur Penelitian.....	37
3.4.2	Langkah-langkah Penelitian.....	38
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN		56
4.1	Model Ideal Tanpa Pengendalian.....	56
4.2	Model <i>Fully Coupled</i> Tanpa Pengendalian	59
4.3	Model Ideal dengan Pengendalian	62
4.3.1	Skenario A.....	63
4.3.2	Skenario B.....	69
4.3.3	Skenario C.....	74
4.4	Model <i>Fully Coupled</i> dengan Pengendalian.....	81
4.4.1	Skenario D.....	81
4.4.2	Skenario E	95
4.4.3	Skenario F	102
BAB V PENUTUP		111
5.1	Kesimpulan.....	111
5.2	Saran	111
DAFTAR PUSTAKA		113
LAMPIRAN		

DAFTAR TABEL

Nomor	Judul	Halaman
3.1	Parameter satelit dan <i>Reaction Wheel</i> (Alcorn et al., 2018)	38
3.2	Kondisi untuk model ideal	40
3.3	Skenario untuk tiap model simulasi	53
3.4	Rincian skenario untuk model 3	54
3.5	Rincian skenario untuk model 4	54
4.1	Nilai torsi maksimum dan <i>control effort</i> pada skenario A	64
4.2	Nilai respon transien dan indeks performansi dari kecepatan sudut pada skenario A	64
4.3	Nilai respon transien dan indeks performansi dari <i>attitude</i> pada skenario A	67
4.4	Nilai torsi maksimum dan <i>control effort</i> pada skenario B	69
4.5	Nilai respon transien dan indeks performansi dari kecepatan sudut pada skenario B	70
4.6	Nilai respon transien dan indeks performansi dari <i>attitude</i> pada skenario B	72
4.7	Nilai torsi maksimum dan <i>control effort</i> pada skenario C	75
4.8	Nilai respon transien dan indeks performansi dari kecepatan sudut pada skenario C	76
4.9	Nilai respon transien dan indeks performansi dari <i>attitude</i> pada skenario C	77
4.10	Nilai torsi maksimum dan <i>control effort</i> pada skenario D (bagian 1)	82
4.11	Nilai torsi maksimum dan <i>control effort</i> pada skenario D (bagian 2)	82
4.12	Nilai respon transien dan indeks performansi dari kecepatan sudut pada skenario D (bagian 1)	85
4.13	Nilai respon transien dan indeks performansi dari kecepatan sudut pada skenario D (bagian 2)	85
4.14	Nilai respon transien dan indeks performansi dari <i>attitude</i> pada skenario D (bagian 1)	90
4.15	Nilai respon transien dan indeks performansi dari <i>attitude</i> pada skenario D (bagian 2)	90

4.16	Nilai torsi maksimum dan <i>control effort</i> pada skenario E	96
4.17	Nilai respon transien dan indeks performansi dari kecepatan sudut pada skenario E	97
4.18	Nilai respon transien dan indeks performansi dari <i>attitude</i> pada skenario E	99
4.19	Nilai torsi maksimum dan <i>control effort</i> pada skenario F	102
4.20	Nilai respon transien dan indeks performansi dari kecepatan sudut pada skenario F	103
4.21	Nilai respon transien dan indeks performansi dari <i>attitude</i> pada skenario F	106

DAFTAR GAMBAR

Nomor	Judul	Halaman
2.1	Sistem koordinat kerangka acuan satelit (Huo et al., 2014)	9
2.2	Kerangka acuan dinamika <i>single particle</i> (de Ruiter et al., 2012)	11
2.3	Blok diagram sistem kontrol satelit	12
2.4	Konsep aliran energi pada aktuator (Pons, 2005)	15
2.5	Konfigurasi satelit dengan tiga <i>reaction wheel</i> (Alcorn et al., 2018)	17
2.6	Ketidakseimbangan statis (kiri) dan ketidaksetimbangan dinamis (kanan) dari <i>reaction wheel</i> (Tkachev et al., 2021)	18
3.1	Alur penelitian	37
3.2	Model ideal (Simulink)	41
3.3	<i>Subsystem</i> “omega_dot_BN” pada model 1	42
3.4	<i>Subsystem</i> “OMEGA_dot_i” pada model 1	42
3.5	<i>Subsystem</i> “sigma_dot_BN” pada model 1	42
3.6	<i>Subsystem</i> “H_sc_B” pada model 1	43
3.7	Model <i>fully coupled</i> (Simulink)	43
3.8	<i>Subsystem</i> “r_double_dot_BN” pada model 2	44
3.9	<i>Subsystem</i> “omega_dot_BN” pada model 2	44
3.10	<i>Subsystem</i> “OMEGA_dot_i” pada model 2	44
3.11	Model ideal dengan pengendalian (Simulink)	51
3.12	<i>Subsystem</i> “omega_dot_BN” pada model 3	51
3.13	<i>Subsystem</i> “tau_bar” pada model 3	51
3.14	Model <i>fully coupled</i> dengan pengendalian (Simulink)	52

3.15	<i>Subsystem</i> “omega_dot_BN” pada model 4	53
4.1	Perubahan <i>angular momentum</i> untuk model 1 (nilai awal nol)	56
4.2	Kecepatan sudut satelit untuk skenario model 1	57
4.3	Kecepatan <i>Reaction Wheel</i> untuk skenario model 1	58
4.4	<i>Attitude</i> /sikap satelit untuk skenario model 1	58
4.5	Perubahan <i>angular momentum</i> untuk model 1 (nilai awal tidak nol)	59
4.6	Perubahan <i>angular momentum</i> untuk skenario model 2	60
4.7	Posisi satelit untuk skenario model 2	61
4.8	Kecepatan sudut satelit untuk skenario model 2	61
4.9	<i>Attitude</i> /sikap satelit untuk skenario model 2	62
4.10	Kecepatan <i>Reaction Wheel</i> untuk skenario model 2	62
4.11	Kecepatan sudut satelit untuk sub-skenario 3 (skenario A)	66
4.12	<i>Attitude</i> satelit untuk sub-skenario 3 (skenario A)	68
4.13	Kecepatan sudut satelit untuk sub-skenario 3 (skenario B)	71
4.14	<i>Attitude</i> satelit untuk sub-skenario 3 (skenario B)	73
4.15	Kecepatan sudut satelit untuk sub-skenario 3 (skenario C)	76
4.16	<i>Attitude</i> satelit untuk sub-skenario 3 (skenario C)	79
4.17	Torsi <i>Reaction Wheel</i> untuk sub-skenario 8 (skenario D)	84
4.18	Kecepatan sudut satelit untuk sub-skenario 0 (skenario D)	86
4.19	Kecepatan sudut satelit untuk sub-skenario 4 (skenario D)	87
4.20	Riak gelombang pada grafik kecepatan sudut satelit untuk sub-skenario 4 (skenario D)	87
4.21	Kecepatan sudut satelit untuk sub-skenario 8 (skenario D)	89

4.22	<i>Attitude</i> satelit untuk sub-skenario 0 (skenario D)	91
4.23	<i>Attitude</i> satelit untuk sub-skenario 4 (skenario D)	92
4.24	Riak gelombang pada grafik <i>attitude</i> satelit untuk sub-skenario 4 (skenario D)	92
4.25	<i>Attitude</i> satelit untuk sub-skenario 8 (skenario D)	94
4.26	Kecepatan sudut satelit untuk sub-skenario 3 (skenario E)	98
4.27	Kecepatan sudut satelit untuk sub-skenario 4 (skenario E)	98
4.28	<i>Attitude</i> satelit untuk sub-skenario 3 (skenario E)	100
4.29	<i>Attitude</i> satelit untuk sub-skenario 4 (skenario E)	101
4.30	Kecepatan sudut satelit untuk sub-skenario 3 (skenario F)	105
4.31	Kecepatan sudut satelit untuk sub-skenario 4 (skenario F)	105
4.32	Riak gelombang pada grafik kecepatan sudut satelit untuk sub-skenario 4 (skenario F)	106
4.33	<i>Attitude</i> satelit untuk sub-skenario 3 (skenario F)	107
4.34	<i>Attitude</i> satelit untuk sub-skenario 4 (skenario F)	108
4.35	Riak gelombang pada grafik <i>attitude</i> satelit untuk sub-skenario 4 (skenario F)	109

DAFTAR LAMPIRAN

Nomor	Judul
1.	Realisasi transformasi momen inersia <i>reaction wheel</i> pada <i>wheel frame</i> ke <i>body frame</i> pada Simulink
2.	Realisasi persamaan (2.20) pada Simulink
3.	Realisasi persamaan (3.10) pada Simulink
4.	Realisasi persamaan (3.35) pada Simulink
5.	Realisasi persamaan (3.38) pada Simulink

DAFTAR LAMBANG, NOTASI DAN SINGKATAN

B_c, W_{c_i}	[-]	pusat massa <i>rigid hub</i> dan pusat massa <i>i-th wheel frame</i>
$\mathbf{c}$	[L]	vektor dari titik B ke pusat massa <i>spacecraft</i> , C
d_i	[L]	<i>offset</i> pusat massa dari <i>i-th reaction wheel</i>
$\mathbf{F}$	[MLT ²]	gaya eksternal total <i>spacecraft</i>
$\{\hat{\mathbf{g}}_{s_i}, \hat{\mathbf{w}}_{2_i}, \hat{\mathbf{w}}_{3_i}\}$	[-]	vektor basis <i>i-th wheel-frame</i>
$\mathbf{H}_{sc,B}$	[ML ² T ⁻¹]	angular momentum vector of <i>spacecraft</i> about point B
$\mathbf{H}_{hub,B}$	[ML ² T ⁻¹]	angular momentum vector of <i>rigid hub</i> about point B
$\mathbf{H}_{hub,B_c}$	[ML ² T ⁻¹]	angular momentum vector of <i>rigid hub</i> about point B_c
$\mathbf{H}_{rw_i,B}$	[ML ² T ⁻¹]	angular momentum vector of <i>i-th reaction wheel</i> about point B
$\mathbf{H}_{rw_i,W_{c_i}}$	[ML ² T ⁻¹]	angular momentum vector of <i>i-th reaction wheel</i> about point W_{c_i}
$[\mathbf{I}_{sc,B}]$	[ML ²]	inertia tensor of <i>spacecraft</i> about point B
$[\mathbf{I}_{hub,B}]$	[ML ²]	inertia tensor of <i>rigid-hub</i> about point B
$[\mathbf{I}_{hub,B_c}]$	[ML ²]	inertia tensor of <i>rigid-hub</i> about point B_c
$[\mathbf{I}_{rw_i,B}]$	[ML ²]	inertia tensor of <i>i-th reaction wheel</i> about point B
$[\mathbf{I}_{rw_i,W_{c_i}}]$	[ML ²]	inertia tensor of <i>i-th reaction wheel</i> about point W_{c_i}
J_i	[ML ²]	momen inersia <i>i-th wheel</i>
k_1, k_2 dan L	[-]	parameter pengendalian <i>linier sliding mode control</i>
$\mathbf{L}_B$	[ML ² T ⁻²]	torque vector about point B
$\mathbf{L}_{W_i}$	[ML ² T ⁻²]	torque vector about point W_i
$\mathbf{L}_{W_{c_i}}$	[ML ² T ⁻²]	torque vector about point W_{c_i}
$\mathbf{F}$	[ML ² T ⁻²]	gaya eksternal total <i>spacecraft</i>
$m_{sc}, m_{hub}, m_{rw_i}$	[M]	massa <i>spacecraft</i> , <i>rigid-hub</i> and <i>i-th reaction wheel</i> , respectively
N, B, W_i	[-]	<i>inertial-frame origin</i> , <i>body-frame origin</i> , <i>i-th wheel-frame origin</i>
$\mathcal{N}, \mathcal{B}, \mathcal{W}_i$	[-]	<i>reference frame of inertial</i> , <i>body</i> , and <i>i-th wheel</i> , respectively
N_{rw}	[-]	jumlah <i>reaction wheel</i>

$\ddot{\mathbf{r}}_{C/N}$	[L]	<i>acceleration of center of mass of the spacecraft C with respect to N</i>
$\mathbf{r}_{B/N}$	[L]	<i>position vector of B with respect to N</i>
$\dot{\mathbf{r}}_{B/N}$	[L]	<i>inertial velocity vector of B with respect to N</i>
$\ddot{\mathbf{r}}_{B/N}$	[L]	<i>acceleration vector of B with respect to N</i>
$\mathbf{r}_{B_c/B}$	[L]	<i>position vector of B_c with respect to B</i>
$\mathbf{r}_{W_i/B}$	[L]	<i>position vector of W_i with respect to B</i>
$\mathbf{r}_{W_{c_i}/N}$	[L]	<i>position vector of W_{c_i} with respect to N</i>
$\mathbf{r}_{W_{c_i}/B}$	[L]	<i>position vector of W_{c_i} with respect to B</i>
$\mathbf{r}_{W_{c_i}/W_i}$	[L]	<i>position vector of W_{c_i} with respect to W_i</i>
<i>sc, hub, rw</i>	[-]	<i>spacecraft, rigid-hub (satelit tanpa reaction wheel), reaction wheel</i>
u_{s_i}	[ML ²]	<i>torsi motor reaction wheel</i>
$\dot{\mathbf{v}}$	[-]	<i>time derivative of a vector v with respect to the inertial frame N</i>
$\mathbf{v}'$	[-]	<i>time derivative of a vector v with respect to the inertial frame B</i>
V	[-]	<i>fungsi Lyapunov</i>
$\boldsymbol{\omega}_{B/N}$	[LT ⁻¹]	<i>inertial angular velocity vector of B frame with respect to N frame</i>
$\omega_{s_i}, \omega_{w_{2_i}}, \omega_{w_{3_i}}$	[LT ⁻¹]	<i>W_i frame component of $\boldsymbol{\omega}_{B/N}$</i>
$\boldsymbol{\sigma}_{B/N}$	[L]	<i>the attitude of the satellite's body frame with respect to the inertial frame</i>
$[\tilde{\boldsymbol{\sigma}}_{B/N}]$	[-]	<i>skew-symmetric of $\boldsymbol{\sigma}_{B/N}$</i>
τ	[ML ²]	<i>torsi kendali yang diberikan ke body frame</i>
$\bar{\tau}$	[ML ²]	<i>torsi kendali yang diberikan ke wheel frame</i>
$\tau_{\omega_{2_i}}, \tau_{\omega_{3_i}}$	[ML ²]	<i>the transverse torques acting on the wheel</i>
Ω_i	[LT ⁻¹]	<i>ith wheel speed relative to the body frame</i>