

Penentuan Konstanta PID Sistem Kendali Satelit Sumbu X, Y, dan Z Menggunakan Metode Root Locus

*Muhammad Bahtiar¹, Mohammad Aji Saputra¹, Aditya Dwi Airlangga¹,
Suraduita Mupasanta², Muhammad Mujirudin¹
Harry Ramza¹, Latifah Sarah Supian³*

¹Jurusan Teknik Elektro, Fakultas Teknik
Universitas Muhammadiyah Prof Dr Hamka
Jalan Tanah Merdeka No.6, Jakarta Timur, 13830, Indonesia
*E-mail:bahtiarmuhammad12@gmail.com;
ajimohamad30@gmail.com;adityadwi0607@gmail.com;mujirudin@uhamka.ac.id;
hramza@uhamka.ac.id*

²Pusat Teknologi Satelit, Deputy Penerbangan dan Antariksa
Badan Riset dan Inovasi Nasional
Jalan Pemuda Persil No. 1, Jakarta 13220, Indonesia
Email : sura020@brin.go.id

³Optical Telecommunication Research Group
Department of Electrical Engineering, Faculty of Engineering
Universiti Pertahanan Nasional Malaysia
Jalan Kem Sungai Besi, 57000 Kuala Lumpur, Malaysia
E-mail : sarah@upnm.edu.my

ABSTRACT

The satellite controller can be carried out according to the orbit direction of the x, y and z axes. This control functions by determining the value of the PID constant (Proportional, Integral and Differential) through the Root Locus Method. The purpose of this study is to determine the parameters are needed by PID in controlling the LAPAN A2 Satellite using this Root Locus method. The result of P – constant on the x-axis is 31.7692, the y-axis is 38.4987 and the z-axis is 30.6559. The I – constant generated on the x-axis is 5, the y-axis is 5 and the z-axis is 5. Likewise, the D – constant generated on the x-axis is 47.2755, the y-axis is 70.2532 and the z-axis is 43.9196. All the constant values mentioned are determined based on the lowest steady state error number of 0.12% for the x-axis, 0.10% for the y-axis and 0.12% for the z-axis. The overall value is the optimum system value where the steady state error value is generated from the difference between the settling time value and the steady state value multiplied by 100% with a tolerance limit of <5%.

Keywords: *Satellite, PID Value, Root Locus Method*

ABSTRAK

Pengendalian satelit dapat dilakukan sesuai dengan arah orbit pada sumbu x, y dan z. Kendali ini berfungsi dengan penentuan nilai konstanta PID (Proporsional, Integral dan Differensial) melalui Metode Root Locus. Tujuan pada penelitian ini adalah menentukan parameter-parameter yang dibutuhkan oleh PID dalam pengendalian Satelit LAPAN A2 menggunakan metode tersebut. Konstanta P yang dihasilkan pada sumbu x sebesar 31.7692,

sumbu y sebesar 38.4987 dan sumbu z sebesar 30.6559. Konstanta I yang dihasilkan pada sumbu x sebesar 5, sumbu y sebesar 5 dan sumbu z sebesar 5. Begitupula dengan konstanta D yang dihasilkan pada sumbu x sebesar 47.2755, sumbu y sebesar 70.2532 dan sumbu z sebesar 43.9196. Seluruh nilai konstanta yang disebutkan ditentukan berdasarkan nilai error steady state paling terendah sebesar 0.12% untuk sumbu x, 0.10% untuk sumbu y dan 0.12% untuk sumbu z. Keseluruhan nilai tersebut merupakan keadaan nilai sistem optimum dimana nilai error tersebut dihasilkan dari selisih antara nilai pada settling time dengan steady state dikalikan 100% dengan batas toleransi sebesar <5%.

Kata kunci: Satelit, Nilai PID, Metode Root Locus

1. Pendahuluan

Teknologi satelit sangat dibutuhkan oleh Indonesia saat ini, satelit sendiri adalah benda yang mengorbit pada suatu benda yang mengorbit pada lintasan orbitnya sendiri[1]. Satelit terdiri dari dua jenis yaitu satelit alami dan buatan, Satelit alami sendiri seperti bumi mengelilingi matahari atau pun bulan mengelilingi bumi pada lintasan orbitnya sedangkan satelit buatan adalah benda yang dibuat oleh manusia yang diluncurka untuk mengorbit pada lintasannya yang telah ditentukan[2]. Ada berbagai macam satelit buatan yang sesuai kebutuhan antara lain satelit komunikasi, satelit pengamatan bumi, satelit cuaca untuk melakukan pengamatan kondisi cuaca[3].

Ada beberapa komponen penting dalam satelit salah satunya adalah *Attitude Determination System Control* (ADSC) ini sangat penting dalam satelit karena sebagai kendali sikap dari satelit itu sendiri[4]. Untuk melakukan pengendalian dapat menggunakan kendali PID agar respons sistem sesuai yang diinginkan maka dalam melakukan kendali PID harus dicari parameter-parameter masing-masing controller P,I dan D[5]. Untuk menentukan parameter-parameter tersebut digunakan metode *root locus*. Dengan menggunakan metode tersebut dihasilkan nilai parameter konstanta PID agar respons system sesuai yang diinginkan.

2. Kajian Pustaka

Dalam penelitian ini metode *root locus* sebagai tempat kedudukan akar digunakan untuk menentukan nilai kontanta PID (*Proportional* Integral dan *Derivative*) dalam sistem kendali satelit pada sumbu X, Y dan Z. Dalam melakukan pengendalian satelit sendiri membutuhkan salah satu sistem yaitu *Attitude Determination Control system* (ADCS) merupakan sebuah sistem yang sangat penting dalam melakukan pengendalian sikap dari satelit itu sendiri. Untuk melakukan pengendalian dapat menggunakan kontroller PID dan membutuhkan parameter-parameter tertentu yaitu nilai proposional, integral dan derivative. Untuk penentuan parameter-parameter tersebut dapat menggunakan metode *root locus*.

Pada penelitian lain yaitu dengan topik “Penentuan parameter PID dengan metode ziegler-nichols untuk pengendalian flow indicator controller 12- FIC -219 pada control valve 12 –FV- 219”, hanya dapat menentukan dua parameter PID yaitu; konstanta Proporsional (Kp) dan konstanta Integral (TI)[6]. Pada penelitian ini, akan menentukan parameter PID untuk sistem kendali satelit pada masing-masing sumbu yaitu; X, Y dan Z menggunakan metode *root locus* untuk mendapatkan ketiga parameter konstanta PID tersebut.

3. Metode Penelitian

Metode yang digunakan pada penelitian penentuan konstanta PID ini menggunakan metode *root locus* dengan aplikasi MATLAB. Dengan menentukan fungsi alih dari persamaan dinamika satelit dengan menggunakan persamaan euler[7] sebagai berikut:

$$J\dot{\omega} + \omega \times (J\omega + h_{\omega}) + \dot{h}_{\omega} = T_e + T_d \quad (1)$$

Dimana J merupakan momen inersia satelit, ω adalah kecepatan sudut satelit, h_{ω} adalah momen sudut vektor dari *reaction wheel*. T_d adalah torsi gangguan, dan T_e adalah torsi yang bekerja pada satelit. Sehingga persamaan nonlinier dari persamaan tersebut sebagai berikut[8].

$$\frac{d\omega}{dt} = J^{-1}(-\omega \times (J\omega + h_{\omega}) + T_c + T_d) \quad (2)$$

Pada persamaan 2 bahwa $\omega = 0$ karena pengendalian hanya dilakukan pada satu sumbu dan tidak dipengaruhi oleh sumbu lainnya, untuk nilai T_d merupakan nilai

torsi gangguang mempengaruhi pergerakan satelit sehingga persamaan diatas menjadi:

$$\dot{\omega} = J^{-1} \cdot T_c \quad (3)$$

$$\dot{\omega} = \frac{T_c}{J} \quad (4)$$

Sehingga dari persamaan tersebut didapatkan fungsi laplace sebagai berikut:

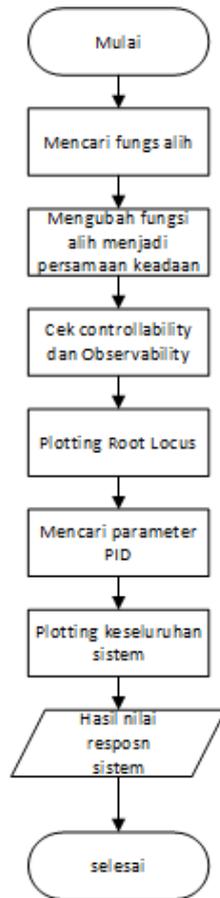
$$\omega_s = \frac{T_c}{J} \quad (5)$$

Dari fungsi laplace tersebut didapatkan fungsi alih sebagai berikut:

$$\frac{\omega}{T_c} = \frac{1}{J_s} \quad (6)$$

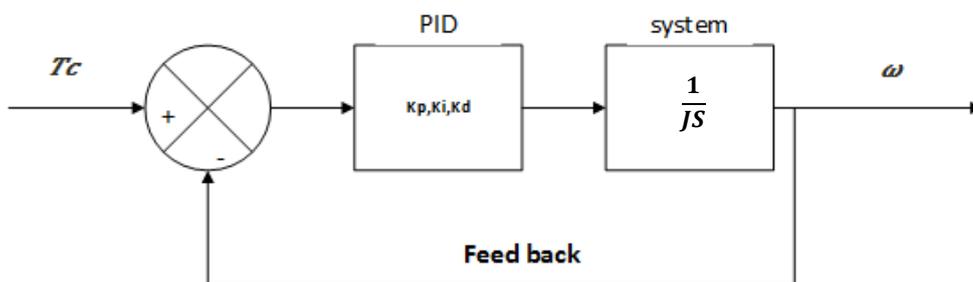
Dalam penelitian ini pengendalian hanya dimasing-masing sumbu juga tidak dipengaruhi oleh inersia sumbu lain dan *disturbance*. Setelah mendapatkan konstanta PID selanjutnya didapatkan hasil respons dari sistem berupa nilai *overshoot*, *risetime*, *settling time*, *peak amplitude* dan *error steady state*. Untuk menentukan parameter konstanta

PID dan melihat hasil dari respons sistem ini dimulai dengan membuat diagram alir seperti berikut:



Gambar 1 Diagram Alir Proses Penentuan Parameter PID

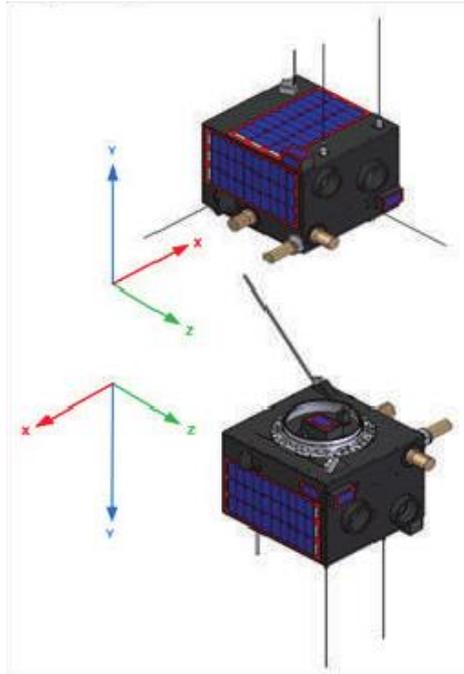
A. Diagram Blok Sistem



Gambar 2 Diagram Blok Sistem Kendali Satelit

Pada gambar 2 diatas merupakan blok diagram sistem kendali menggunakan PID yang akan disimulasikan pada penelitian ini. Pada blok diagram tersebut memiliki sebuah *input* berupa T_c yang merupakan sebuah torsi yang bekerja pada satelit, kontroler PID sendiri merupakan sebuah kontroler yang tersusun dari *proposional* (P), *integral* (I) dan *derivative* (D) [9].

Sistem pada diagram blok tersebut merupakan fungsi alih dari persamaan matematika dan ω adalah *output* yang dihasilkan dari sistem tersebut.



Gambar 3. Sumbu Putar Satelit[4].

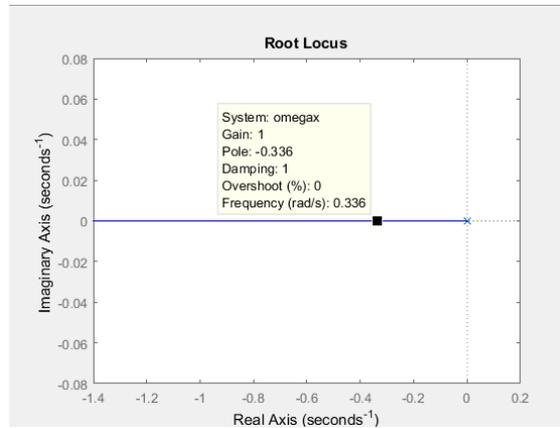
Dalam penelitian ini menggunakan data momen inersia disetiap sumbu seperti yang ditunjukkan pada gambar diatas yaitu[10]:

1. Momen inersia pada sumbu x (I_{xx}) = 2.987 kg.m²
2. Momen inersia pada sumbu y (I_{yy}) = 3.654 kg.m²
3. Momen inersia pada sumbu z (I_{zz}) = 2.869 kg.m²

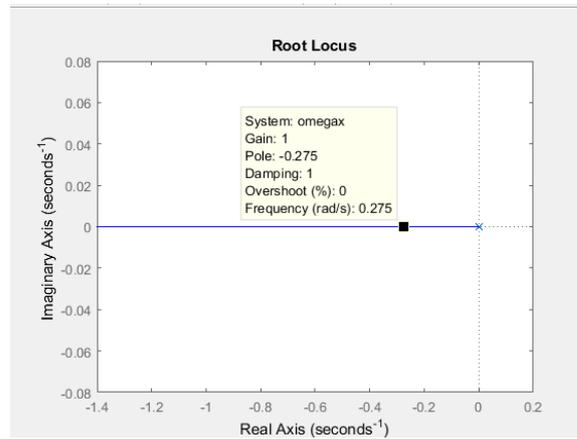
4. Hasil dan Pembahasan

Dari penelitian ini dihasilkan parameter konstanta PID berupa nilai konstanta proposional (K_p), konstanta integral (K_i) dan konstanta derivatif (K_d) dengan menggunakan nilai $gain = 1$, $damping = 1$ dan $overshoot = 0$ pada diagram *root locus*

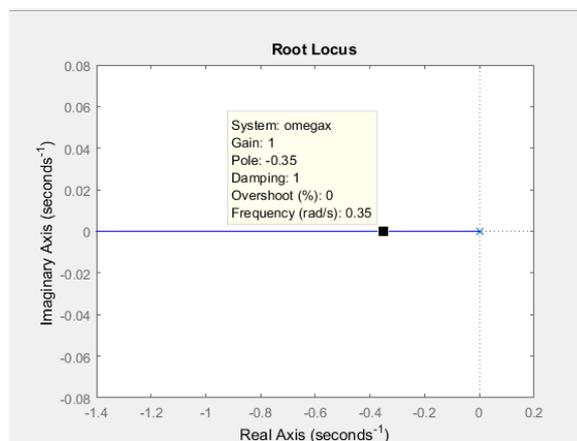
maka di peroleh nilai pole yang diinginkan seperti yang ditunjukkan pada gambar 3, 4 dan 5.



Gambar 4 *Root locus* pada sumbu x



Gambar 5 *Root locus* pada sumbu y



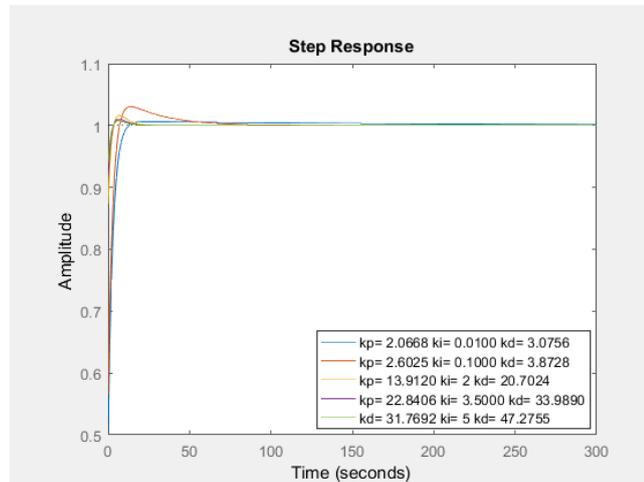
Gambar 6 *Root locus* pada sumbu z

Tabel 1 konstanta pada masing-masing sumbu

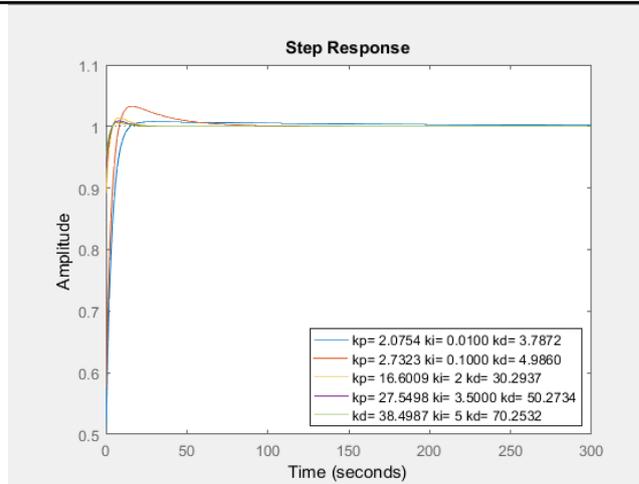
No	Konstanta Proposional (Kp)	Konstanta Integral (Ki)	Konstanta Derivativ (Kd)
----	----------------------------	-------------------------	--------------------------

	X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z
1	2.0668	20.0573	2.0599	0.0100	0.0100	0.0100	3.0756	3.0756	2.9511
2	2.6025	2.6025	2.5756	0.1000	0.1000	0.1000	3.8728	3.8728	3.6900
3	13.9120	13.9120	13.4639	2	2	2	20.7024	20.7024	19.2892
4	22.8406	22.8406	22.0599	3.5000	3.5000	3.5000	33.9890	33.9890	31.6044
5	31.7692	31.7692	30.6559	5	5	5	47.2755	47.2755	443.9196

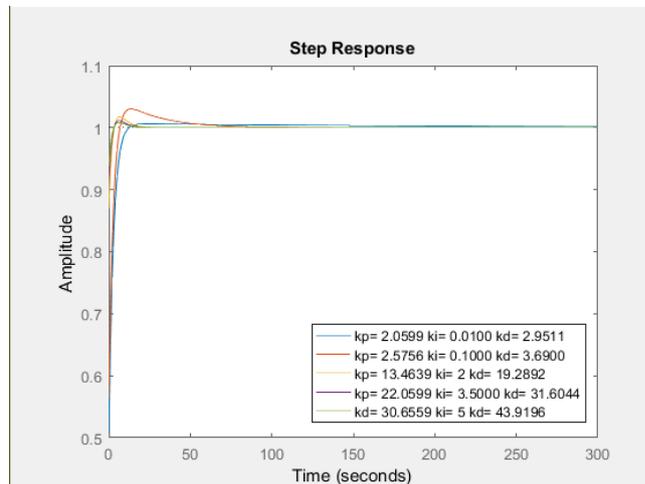
Pada tabel 1 diatas, menunjukkan hasil nilai parameter konstanta proposional (k_p), konstanta integral (k_i), dan konstanta *derivative* (k_d) dari setiap masing-masing sumbu yang terdiri dari 5 pengulangan data. Nilai parameter kontroler tersebut kemudian ditambahkan ke dalam sistem, hasil grafik keluaran sistem yang ditunjukkan pada gambar 7,8 dan 9 sebagai berikut:



Gambar 7 grafik output sistem sumbu x



Gambar 8 grafik output sistem sumbu y



Gambar 9 grafik output sistem sumbu z

Berdasarkan dari hasil respons sistem tersebut dihasilkan 5 buah grafik dengan nilai K_p , K_i , dan K_d yang berbeda-beda dari masing-masing sumbu tersebut dan dari setiap grafik dapat menunjukkan nilai-nilai respons yang dihasilkan sebagai berikut:

Tabel 2 Hasil respons sistem sumbu X

Parameter	Overshoot	Rise Time	Settling Time	Error Steadystate	Peak Amplitude
$K_p = 2.0668$	0.64%	6.19 Detik	10.1 Detik	0.99%	1.01
$K_i = 0.0100$					
$K_d = 3.0756$					
$K_p = 2.6025$	3.06%	4.62 Detik	46.2 Detik	0.85%	1.03
$K_i = 0.1000$					
$K_d = 3.8728$					

Kp = 3.9120	1.68%	2.52 Detik	18.6 Detik	0.25%	1.02
Ki = 2					
Kd= 0.7024					
Kp = 22.8406	1.08%	2.4 Detik	17.6 Detik	0.15%	1.01
Ki = 3.500					
Kd= 33.9890					
Kp = 31.7692	0.80%	2.35 Detik	17.1 Detik	0.12%	1.01
Ki = 5					
Kd= 47.2755					

Tabel 3 Hasil respons sistem sumbu Y

Parameter	<i>Overshoot</i>	<i>Rise Time</i>	<i>Settling Time</i>	<i>Error Steadystate</i>	<i>Peak Amplitude</i>
Kp = 2.0754	0.76%	7.48 Detik	12.1 Detik	0.98%	1.01
Ki = 0.0100					
Kd= 3.7872					
Kp = 2.7323	3.30%	5.44 Detik	52.3 Detik	0.85%	1.03
Ki = 0.1000					
Kd= 4.9860					
Kp = 16.6009	1.44%	3 Detik	22.3 Detik	0.22%	1.01
Ki = 2					
Kd= 30.2937					
Kp = 27.5498	0.91%	2.84 Detik	21.2 Detik	0.15%	1.01
Ki = 3.5000					
Kd= 50.2734					
Kp = 38.4987	0.67%	2.77 Detik	20.8 Detik	0.10%	1.01
Ki = 5					
Kd= 70.2532					

Tabel 4 Hasil respons sumbu z

Parameter	<i>Overshoot</i>	<i>Rise Time</i>	<i>Settling Time</i>	<i>Error Steadystate</i>	<i>Peak Amplitude</i>
Kp = 2.0599	0.62%	5.97 Detik	9.79 Detik	0.99%	1.01
Ki = 0.0100					
Kd = 2.9511					
Kp = 2.5756	3.02%	4.5 Detik	45 Detik	0.88%	1.03
Ki = 0.1000					
Kd = 3.6900					

Kp = 13.4639	1.72%	2.45 Detik	18 Detik	0.26%	1.02
Ki = 2					
Kd = 19.2892					
Kp = 22.0599	1.12%	2.32 Detik	16.9 Detik	0.17%	1.01
Ki = 3.500					
Kd = 31.6044					
Kp = 30.6559	0.83%	2.27 Detik	16.5 Detik	0.12%	1.01
Ki = 5					
Kd = 43.9196					

Pada tabel 2, 3 dan 4 menunjukkan nilai yang diperoleh dari respons sistem pada setiap masing-masing sumbu yang ditunjukkan dalam gambar 6, 7 dan 8, dari respons sistem tersebut memperoleh nilai *overshoot*, *risetime*, *settling time*, *error steady state* dan *peak amplitude*. Pada tabel-tabel tersebut dapat mengetahui parameter-parameter yang paling optimal pada masing-masing sumbu, untuk mengetahui bahwa parameter PID tersebut yang paling optimal dapat melihat dari nilai *overshoot* dan *error steady state* yang nilainya paling kecil.

5. Kesimpulan

Kesimpulan yang didapatkan dari penelitian yang telah dilakukan ini untuk mendapatkan nilai *pole* pada grafik titik kedudukan akar (*Root Locus*) didapat dari nilai *Damping* = 1 dan *Gain* Sistem = 1 agar sistem ini tidak menghasilkan nilai % OS (*Overshoot*) atau sama dengan 0, dari ketiga sumbu tersebut untuk sumbu x bahwa parameter yang optimal adalah $k_p = 31.7692$ $k_i = 5$ $k_d = 47.2755$ menghasilkan % *Overshoot* sebesar 0.12%, untuk sumbu y parameter yang optimal adalah $k_p = 38.4987$ $k_i = 5$ $k_d = 70.2532$ menghasilkan % *Overshoot* sebesar 10%, sedangkan pada sumbu z parameter yang optimal adalah pada parameter $k_p = 30.6559$ $k_i = 5$ $k_d = 43.9196$ dengan nilai % *overshoot* sebesar 12%. Parameter-parameter konstanta PID ditentukan untuk mendapatkan sistem kendali satelit pada masing-masing sumbu X, Y dan Z, agar mendapatkan nilai output sesuai atau sama dengan nilai input yang diharapkan dengan batas maksimum *error steady state* sebesar <5%.

Ucapan Terima Kasih

Penelitian ini didukung atas kerjasama antara Program Studi Teknik Elektro, Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Prof. Dr. HAMKA, Jakarta dengan

Pusat Teknologi Satelit, n Deputi Penerbangan dan Antariksa, BADAN RISET DAN INOVASI NASIONAL INDONESIA.

Daftar Pustaka

- [1] E. Nurdiansyah and A. Mauludiyanto, "Analisis Redaman Hujan pada Frekuensi C-Band dan Ku-Band untuk Komunikasi VSAT-TV pada Daerah Tropis," *J. Tek. Its*, vol. 6, no. 1, pp. 1–6, 2017.
- [2] M. Bayu Oktodwilavito, "Purwarupa Muatan Pengontrol Sikap Satelit Nano Berbentuk Kubus Menggunakan Reaction Wheel Dua Sumbu Berbasis PID," vol. 5, no. 1, pp. 86-93? = 2.5. (2018). 5(1), 86–93., 2018.
- [3] Y. Ramadhan and H. H. Santoso, "Pengendalian 3-Axis Reaction Wheel Satelit LAPAN-TUBSAT A1 Menggunakan Kendali PID Teroptimasi Algoritma Genetika," *J. Ilm. Giga*, vol. 21, no. 1, p. 24, 2019, doi: 10.47313/jig.v21i1.581.
- [4] M. Arif Saifudin, "Sistem Attitude Determination," vol. 10, no. 4, pp. 39–46, 2015.
- [5] F. ISDARYANI, M. F. V. HESYA, and F. FERİYONIKA, "Sintesis Kendali PID Digital dengan Diskritisasi Langsung dan Backward Difference," *ELKOMIKA J. Tek. Energi Elektr. Tek. Telekomun. Tek. Elektron.*, vol. 9, no. 2, p. 467, 2021, doi: 10.26760/elkomika.v9i2.467.
- [6] S. P. Wibowo and R. Novita, "Penentuan Parameter PID Dengan Metode Ziegler-Nichols Untuk Pengendalian Flow Indicator Controller 12 – FIC – 219 Pada Control Valve 12 – FV – 219," vol. 5, pp. 1–8, 2020.
- [7] A. S. James R. Wertz, "Spacecraft Attitude Determination and Control," in *Practical Genetics for Aquaculture*, Oxford, UK: Blackwell Science Ltd, 2012, pp. 162–173.
- [8] D. Chakrabarti and N. Selvaganesan, "PD and PD based sliding mode control algorithms with modified reaching law for satellite attitude maneuver," *Adv.*

- Sp. Res.*, vol. 65, no. 4, pp. 1279–1295, 2020, doi: 10.1016/j.asr.2019.11.005.
- [9] F. M. Akmal and I. P. Pangaribuan, “DESAIN DAN IMPLEMENTASI SISTEM PENGONTROL SIKAP SATELIT MENGGUNAKAN SENSOR MEMS DESIGN AND IMPLEMENTATION SATELLITE ATTITUDE CONTROL Keywords : Cubesat , Attitude Determine Control System , Reaction wheel , Sensor MEMS,” vol. 6, no. 2, pp. 2639–2648, 2019.
- [10] W. H. M Mukhayadi, “Peluncuran dan Fase Awal Orbit Satelit,” vol. 10, no. 4, pp. 55–60, 2015.