

PEMODELAN DAN KONTROL POSISI SIKAP (*ATTITUDE CONTROL*) PADA SATELIT NANO DENGAN METODE LINIERISASI UMPAN BALIK UNTUK KONFIGURASI TIGA-RODA REAKSI

Ig. Prasetya Dwi Wibawa¹, Erwin Susanto²

^{1,2}Universitas Telkom

prasdwiwaba@telkomuniversity.ac.id, erwinelektro@telkomuniversity.ac.id

Abstrak

Makalah ini membahas tentang pemodelan dan kontrol posisi sikap pada satelit nano menggunakan metode linierisasi umpan balik. Persamaan dinamik gerak satelit, dinamika sudut dan kecepatan sudut diturunkan untuk memperoleh model dinamik non linier satelit. Untuk mendapatkan kerangka sudut dan kecepatan sudut satelit, dilakukan dengan menggunakan transformasi dari kerangka sudut inersia satelit ke dalam kerangka sudut Euler untuk memudahkan desain kontrol posisi sikap satelit. Selanjutnya dirancang desain pengendali menggunakan linierisasi umpan balik (*feedback linearization*) dengan tujuan agar posisi sikap dari satelit sesuai sudut referensi atau sudut masukan. Sebagai penggerak posisi sikap satelit digunakan konfigurasi tiga-roda reaksi (*reaction wheels*) yang mengendalikan satelit sesuai dengan posisi sikap satelit yang diinginkan. Untuk mengetahui respon sistem, dilakukan simulasi untuk melihat perubahan posisi sikap satelit terhadap sudut referensi pada kerangka sudut inersia Euler. Dari hasil simulasi, desain pengendali linierisasi umpan balik dapat digunakan untuk mengontrol posisi sikap satelit. Untuk mengetahui performa dari sistem, dianalisis melalui simpangan sudut maksimum (*overshoot*) dan mencari waktu untuk menuju keadaan tunak (*settling time*) dari grafik respon posisi dan juga kecepatan sudut satelit.

Kata kunci: satelit nano, konfigurasi tiga-roda reaksi, sistem non linier, linierisasi umpan balik, kerangka sudut Euler

A. Pendahuluan

Nano satelit merupakan satelit ukuran kecil dengan berat kurang dari 10 kilogram (Kuntoro, 2011). Nano satelit dikembangkan di berbagai negara untuk melakukan kegiatan penginderaan jarak jauh dan eksplorasi kekayaan alam. Contohnya adalah pengembangan nano satelit di untuk mendukung sektor pertanian di india. Nano satelit digunakan untuk mendapatkan informasi lahan yang ideal untuk pertanian. Contoh penggunaan nano satelit yang sedang dikembangkan di indonesia adalah penginderaan jarak jauh untuk menghitung laju deforestasi pada hutan yang ada di indonesia (Shadab Khan, 2012).

Attitude control system atau sistem kontrol sikap merupakan sistem yang dibutuhkan untuk mengatur posisi sudut dari nano satelit. Sistem kendali sikap terbagi menjadi dua jenis yaitu aktif dan pasif (Bouwmeester & Guo, 2010). Pada nano satelit yang difungsikan untuk melakukan pencitraan, maka akan dibutuhkan sistem kendali sikap aktif untuk mengarahkan kamera. Untuk bisa

mengatur sikap nano satelit dengan akurat, maka aktuator yang digunakan adalah *reaction wheel* atau roda reaksi.

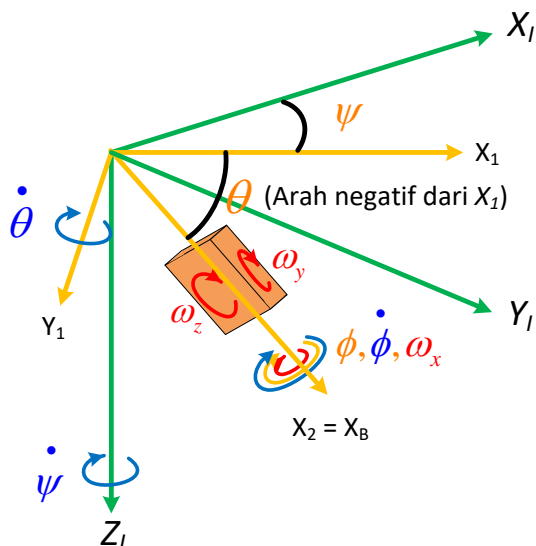
Roda reaksi merupakan roda yang diputar oleh motor DC, berfungsi untuk merubah sikap nano satelit. Untuk merubah posisi nano satelit, roda reaksi akan berputar, memberikan torka dan momentum sudut tertentu terhadap kerangka satelit (Hazry et.al., 2009). Berbagai sensor untuk kontrol satelit antara lain menggunakan sensor IMU (Inertial Measurement Unit) yaitu akselerometer, gyroscope yang terintegrasi dengan modul mikrokontroler. Selain itu beberapa sensor juga digunakan antara lain sensor magnetometer dan sensor matahari. Desain perancangan aktuator atau penggerak sikap satelit menggunakan roda reaksi, torka magnetik, dan kontrol pasif dengan memanfaatkan gradien gravitasi. Torka gradien gravitasi dianggap sebagai gangguan, namun berpengaruh mengembalikan satelit pada titik nadirnya. Kontrol posisi sikap, seperti ADCS (*Attitude Determination and Control Subsystem*) dengan konfigurasi tiga sumbu dimungkinkan dengan dinamika gerak direpresentasikan dalam

matriks arah sudut sinusoidal, menggunakan transformasi ortogonal sudut Euler (Anderson, Sellers, & Hashida, 2004).

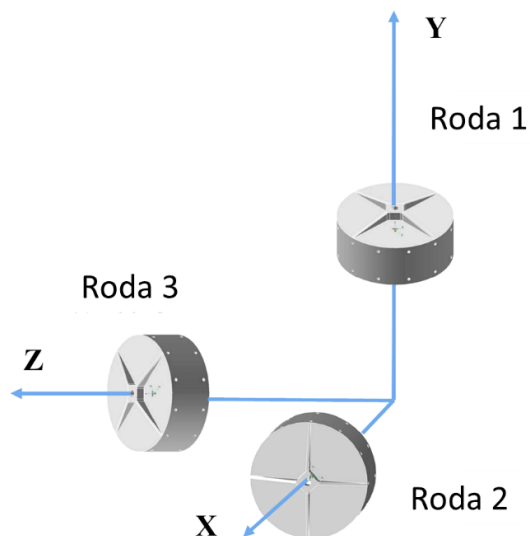
Penggunaan roda reaksi untuk kontrol sikap dapat dilakukan berdasarkan kekekalan momentum sudut. Desain sistem kontrol 3-sumbu, dimana torka kontrol pada masing-masing sumbu diturunkan dari informasi sudut dan perubahan sudut dari tiap sumbu. Torka eksternal yang dimodelkan sebagai gangguan juga dimasukkan ke dalam pemodelan sistem (Dertouzos & Roberge, 1964). Faktor eksternal lain yang mempengaruhi dinamika pergerakan satelit antara lain hambatan aerodinamis, gangguan radiasi elektromagnetik matahari, gangguan magnetik dari magnet dipol bumi, gradien gravitasi, dan bentuk geometri dan material satelit. (Kumar et al., 2015)

B. Pemodelan Dinamik Satelit

Model dinamika pergerakan sesuai kerangka inersia satelit dapat dilihat pada Gambar 1. Sementara untuk konfigurasi tiga-roda reaksi pada satelit dapat dilihat pada Gambar 2. Roda reaksi yaitu berupa piringan ringan yang digerakkan oleh motor DC dimana akan memberikan torka putar untuk menentukan arah sikap satelit terhadap kerangka inersia.



Gambar 1. Kerangka Inersia Euler dan Kerangka Gerak Satelit Nano



Gambar 2. Konfigurasi Tiga-Roda Reaksi pada Satelit Nano

Selanjutnya, didefinisikan vektor kecepatan sudut satelit, ω_s :

$$\omega_s = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T \tag{1}$$

Dari Gambar 1 dapat diturunkan kecepatan sudut satelit terhadap kecepatan sudut inersia, dalam hal ini yaitu bumi.

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \tag{2}$$

Kemudian dilakukan operasi invers transformasi dari kerangka inersia ke kerangka kecepatan sudut Euler, sehingga diperoleh:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \tag{3}$$

Transformasi invers tersebut memiliki nilai singular pada saat sudut $\theta = \pm 90^\circ$. Sehingga wilayah gerak satelit untuk gerakan angguk *pitch*, tidak boleh melebihi sudut singularnya. Persamaan dinamika gerak satelit terhadap kerangka inersia bumi yaitu sebagai berikut:

$$\mathbf{I}\dot{\omega}_s = \mathbf{T} - \omega_s \times (\mathbf{I}\omega_s + \mathbf{L}) - \dot{\mathbf{L}} \tag{4}$$

Dimana \mathbf{T} adalah vektor torka eksternal, \mathbf{I} adalah matriks momen inersia satelit, dan $\mathbf{L} = [L_x \ L_y \ L_z]^T$ adalah vektor momentum sudut dari roda reaksi. Adapun persamaan dinamik satelit secara lengkap untuk masing-masing sumbu inersia dapat dijabarkan sebagai berikut:

$$I_x \dot{\omega}_x = T_x - \alpha \omega_y \omega_z - L_z \omega_y + L_y \omega_z - \dot{L}_x \quad (5)$$

$$I_y \dot{\omega}_y = T_y - \beta \omega_x \omega_z - L_x \omega_z + L_z \omega_x - \dot{L}_y \quad (6)$$

$$I_z \dot{\omega}_z = T_z - \gamma \omega_x \omega_y - L_y \omega_x + L_x \omega_y - \dot{L}_z \quad (7)$$

dimana $\alpha = I_z - I_y$; $\beta = I_x - I_z$; $\gamma = I_y - I_x$.

Sementara persamaan kecepatan sudut Euler dapat dijabarkan sebagai berikut:

$$\dot{\phi} = \omega_x + \sin \phi \tan \theta \omega_y + \cos \phi \tan \theta \omega_z \quad (8)$$

$$\dot{\theta} = \cos \phi \omega_y - \sin \phi \omega_z \quad (9)$$

$$\dot{\psi} = \sin \phi \sec \theta \omega_y + \cos \phi \sec \theta \omega_z \quad (10)$$

C. Desain Kontrol Linierisasi Umpan Balik

Untuk pengaturan sikap satelit, digunakan metode linierisasi umpan balik untuk konfigurasi tiga-roda reaksi. Metode linierisasi umpan balik sering digunakan untuk kendali sistem nonlinier untuk memperoleh pendekatan sistem linier dari hasil umpan balik nonlinier. Adapun dinamika nonlinier pada nano satelit dapat dimodelkan sebagai berikut:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}(\mathbf{x}) + \mathbf{B}(\mathbf{x})\mathbf{u} \quad (11)$$

Dimana $\mathbf{x} = [\phi \ \theta \ \psi \ \omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$.

Dari persamaan (5)-(10) diperoleh:

$$\mathbf{A}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \omega_x + \sin \phi \tan \theta \omega_y + \cos \phi \tan \theta \omega_z \\ \cos \phi \omega_y - \sin \phi \omega_z \\ \sin \phi \sec \theta \omega_y + \cos \phi \sec \theta \omega_z \\ (T_x - \alpha \omega_y \omega_z - L_z \omega_y + L_y \omega_z)/I_x \\ (T_y - \beta \omega_x \omega_z - L_x \omega_z + L_z \omega_x)/I_y \\ (T_z - \gamma \omega_x \omega_y - L_y \omega_x + L_x \omega_y)/I_z \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T,$$

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} -\frac{\dot{L}_x}{I_x} & -\frac{\dot{L}_y}{I_y} & -\frac{\dot{L}_z}{I_z} \end{bmatrix}^T.$$

Sementara, untuk vektor keluaran dipilih dari ketiga sudut Euler antara lain:

$$\mathbf{y} = [\phi \ \theta \ \psi]^T. \quad (12)$$

Selanjutnya, dibuat model sistem nonlinier dengan mencari derajat total dari non sistem pada persamaan (11) dan (12), diperoleh model sistem nonlinier sebagai berikut (Mohammed & Taleb, 2014).

$$\dot{\mathbf{z}} = \mathbf{G}(\mathbf{z}) + \mathbf{H}(\mathbf{z})\mathbf{u} \quad (13)$$

dimana $\mathbf{z} = [\phi \ \theta \ \psi]^T$.

$$\mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} \omega_x + \sin \phi \tan \theta \omega_y + \cos \phi \tan \theta \omega_z \\ \cos \phi \omega_y - \sin \phi \omega_z \\ \sin \phi \sec \theta \omega_y + \cos \phi \sec \theta \omega_z \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A}_2 = \begin{bmatrix} (T_x - \alpha \omega_y \omega_z - L_z \omega_y + L_y \omega_z)/I_x \\ (T_y - \beta \omega_x \omega_z - L_x \omega_z + L_z \omega_x)/I_y \\ (T_z - \gamma \omega_x \omega_y - L_y \omega_x + L_x \omega_y)/I_z \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{H} = \frac{\partial \mathbf{A}_1}{\partial \boldsymbol{\omega}_s} = \begin{bmatrix} \mathbf{1} & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ \mathbf{0} & \cos \phi & -\sin \phi \\ \mathbf{0} & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \quad (14)$$

Dapat dilihat bahwa matriks \mathbf{H} memiliki invers, bernilai tak nol, kecuali pada titik singularnya, yaitu pada $\theta = \pm 90^\circ$. Invers matriks, \mathbf{H}^{-1} , diperoleh sebagai berikut:

$$\mathbf{H}^{-1} = \begin{bmatrix} \mathbf{1} & 0 & -\sin \theta \\ \mathbf{0} & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ \mathbf{0} & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (15)$$

Selanjutnya dirancang pengendali dengan linierisasi umpan balik sebagai berikut, diperoleh sinyal kendali sebagai berikut:

$$\mathbf{u} = \mathbf{I}\mathbf{H}^{-1}(-\mathbf{G}\mathbf{A}_1 - \mathbf{H}\mathbf{A}_2 + \mathbf{v}) \quad (16)$$

Dimana $\mathbf{v} = [\mathbf{v}_1 \ \mathbf{v}_2 \ \mathbf{v}_3]^T$ adalah masukan kendali eksternal.

$$\mathbf{G} = \frac{\partial \mathbf{A}_1}{\partial \mathbf{z}} = \begin{bmatrix} (\cos \phi \omega_y - \sin \phi \omega_z) \tan \theta \\ -\sin \phi \omega_y - \cos \phi \omega_z \\ (\cos \phi \omega_y - \sin \phi \omega_z) \sec \theta \\ (\sin \phi \omega_y + \cos \phi \omega_z) \sec^2 \theta & 0 \\ 0 & 0 \\ (\sin \phi \tan \theta \omega_y + \cos \phi \tan \theta \omega_z) \sec \theta & 0 \end{bmatrix} \quad (17)$$

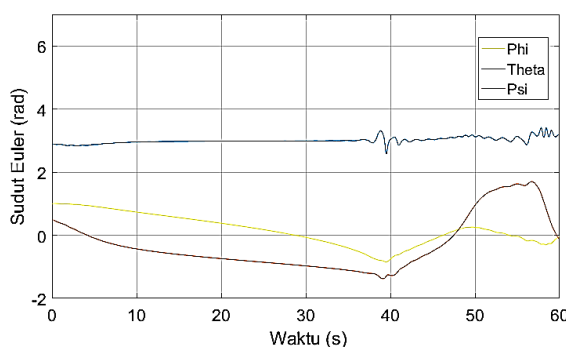
D. Hasil simulasi

Untuk melihat performa sistem, dilakukan simulasi sebelum diimplementasikan ke perangkat keras. Sebagai parameter, diberikan pada Tabel 1.

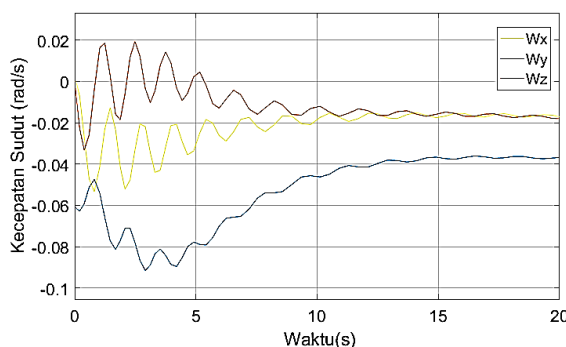
Tabel 1. Parameter Satelit Nano

Parameter	Nilai	Satuan
Inersia	$I_x = 76 \times 10^{-4}$ $I_y = 60 \times 10^{-4}$ $I_z = 15 \times 10^{-4}$	kgm ²
Torka gangguan eksternal	$N_x = 7 \times 10^{-6}$ $N_y = 8 \times 10^{-6}$ $N_z = 11 \times 10^{-6}$	Nm
Momentum sudut	$h_x = 1.44$ $h_y = 2.50$ $h_z = 1.63$	kgm ² /s
Posisi sudut awal	$\phi_0 = 1; \theta_0 = 2.8;$ $\psi_0 = 0.5$	rad
Kecepatan sudut awal	$w_x = 0$ $w_y = -0.06$ $w_z = 0$	rad/s
Posisi sudut referensi	$\phi = 0; \theta = 3;$ $\psi = 0$	rad
Eksternal input	$v_1 = v_2 = v_3 = 0$	Nm

Adapun hasil simulasi yaitu seperti terlihat pada Gambar 3 dan Gambar 4, dimana masing-masing gambar menyatakan keluaran sudut Euler dan kecepatan sudut dari satelit.



Gambar 3. Sudut Euler Satelit (ϕ, θ, ψ)



Gambar 4. Kecepatan Sudut ($\omega_x, \omega_y, \omega_z$)

Adapun pada simulasi diberikan juga torka gangguan eksternal, terlihat sistem masih dapat mengikuti referensi masukan yang diberikan. Simpangan maksimum (*overshoot*) dari kecepatan sudut roda reaksi pada kerangka satelit masih cukup besar di atas 30%. Hal ini disebabkan oleh linierisasi umpan balik tidak mempunyai mekanisme untuk mengurangi *overshoot*. Untuk kasus dengan kondisi awal sudut Euler yang diberikan, respon keadaan tunak (*settling time*) yaitu 17 detik (kriteria 5%) setelah satelit mulai bergerak.

E. Simpulan dan saran

Simpulan

Pemodelan telah dilakukan dan disimulasikan untuk mengetahui kinerja sistem. Sistem kendali pergerakan sikap satelit dapat mengikuti referensi yang diinginkan. Untuk mengetahui kestabilan sistem terhadap gangguan, dilakukan pemodelan torka gangguan eksternal yang kecil pada sistem. Respon transien sistem masih belum bagus, terlihat dengan *overshoot* yang cukup besar, namun waktu untuk mencapai keadaan tunak sistem untuk gerakan *pitch* dan *yaw*, masing-masing 1°/menit dan 0.5°/menit.

Saran

Untuk gangguan berupa torka eksternal yang cukup besar, kontrol dengan linierisasi umpan balik tidak dapat digunakan sehingga perlu dirancang pengendali kokoh (*robust*) untuk mengatasi hal tersebut. Desain kontrol menggunakan metode *guaranteed cost* terkait dengan kenali kokoh sedang dilakukan untuk studi lebih lanjut.

F. Daftar Pustaka

- Tri Kuntoro Priyambodo et.al. (2011). Jurnal: IINUSAT-1: Satelit-Nano Perdana di Indonesia untuk Penelitian dan Pendidikan.
- Muhammad Shadab Khan. (2012). Smart and Cost Effective Application of Micro/Nano Satellites in the developing countries. Japan Nano Satellite Symposium.
- J. Bouwmesteer and J. Guo. (2010). Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distribution, and subsystem technology. Elsevier Journal

D. Hazry et.al. (2009). Study of Inertia Measurement Unit Sensor, Proceedings of the International Conference on Man-Machine System (ICoMMS), Malaysia.

Anderson, A. D., Sellers, J. J., & Hashida, Y. (2004). Attitude determination and control system simulation and analysis for low-cost micro-satellites. *2004 IEEE Aerospace Conference Proceedings*, 2920–2934.
<http://doi.org/10.1109/AERO.2004.1368099>

Control, C. T., Bu, B., Yu, F. R., Member, S., Tang, T., & Communication-based, A. (2014). Performance Improved Methods for Systems With Random Packet Drops, *15*(3), 1179–1192.

Dertouzos, M. L., & Roberge, J. K. (1964). High-Capacity Reaction-Wheel Attitude Control. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, (March), 99–104.

Kumar, S., Sahay, D., Hegde, S. R., Sandya, S., Jha, A. K., & Mahalingesh, T. C. (2015). Design and development of 3-axis reaction wheel for STUDSAT-2. *IEEE Aerospace Conference Proceedings, 2015–June(Di)*, 1–13.
<http://doi.org/10.1109/AERO.2015.7119181>

Mohammed, M. A. S., & Taleb, N. (2014). Performance Evaluation of Low Earth Orbit Microsatellite Attitude Control Systems Using Tetrahedral Configuration – A Comparative Study. *IEEE Aerospace Conference Proceedings, 6*, 2629–2635.
<http://doi.org/10.1109/AERO.2003.1235188>