

Desain Pengendali *Sliding Mode Control* Untuk Mengendalikan Posisi *Hover* Pada *Unmanned Aerial Vehicle Quadcopter*

Ahmad Faizal¹, Ewi Ismaredah², Dian Mursyitah³, Fernando Ahmad Zeqri⁴

Teknik Elektro, Fakultas Sains dan Teknologi, UIN Suska Riau^{1,2,3,4}

e-mail : ahmad.faizal@uin-suska.ac.id; ewi.ismaredah@uin-suska.ac.id; dmursyitah@uin-suska.ac.id; ahmadzeqri@gmail.com

Abstrak

Quadcopter merupakan jenis pesawat tanpa awak yang memiliki 4 buah rotor untuk dapat terbang, salah satu gerakan terbang yang paling penting dan mendasar dari *quadcopter* adalah gerakan *hover*, yaitu kemampuan untuk terbang melayang yang dipengaruhi oleh sudut *roll*, *pitch* dan *yaw* (gerak rotasi). Gerakan *hover* menjadi *inner loop* dari sistem *quadcopter* sehingga perlu untuk dijaga kestabilannya. *Quadcopter* juga memiliki konstruksi yang ringan dan kecil, yang membuat *quadcopter* sulit menjaga kestabilannya. Untuk mengatasi masalah kestabilan tersebut, dilakukan uji simulasi menggunakan software *MATLAB* untuk merancang pengendali yang mampu menjaga kestabilan gerakan *hover quadcopter*. Pengendali yang diusulkan adalah *Sliding Mode Control* (*SMC*), sebab *SMC* merupakan pengendali yang terkenal akan kekokohnya. Dari hasil pengujian yang telah dilakukan menunjukkan *SMC* mampu mencapai set point 0,1 radian dalam waktu kurang dari 1 detik dan menjaga kestabilan gerakan *hover* pada set point 0,1 radian tanpa ada error steady state dan overshoot dengan settling time 0,319 untuk sudut *roll* dan *pitch* serta 0,445 untuk sudut *yaw*.

Kata kunci: Gerak rotasi, *Hover*, Kestabilan, *Quadcopter*, settling time, *SMC*

Abstract

Quadcopter is a type of unmanned aerial vehicle that has 4 rotor to fly. one of the most important and fundamental flying movements of the *Quadcopter* is the *hover* movement, that is the ability to fly hovering that is affected by the *roll*, *Pitch* and *yaw* angle (rotation motion). The *hover* movement becomes an inner loop of the *quadcopter* system so it is necessary to maintain the stability. The *Quadcopter* also has light and small construction, that is makes the *Quadcopter* difficult to maintain its stability. To resolving the stability problem, conducted simulated test using *MATLAB* software for controller design capable of maintaining the *quadcopter* stability *hover* movement. The proposed controller is *Sliding Mode Control* (*SMC*), the *SMC* is a well-known controller for its robustness. From the test results, shows the *SMC* is able to reach a set point of 0.1 radians in less than 1 second and maintains the stability of the *hover* movement at the set point of 0.1 radians without any errors steady state and overshoot with settling time 0.319 for *roll* and *pitch* angle then 0.445 for *yaw* angle.

Keywords : *Hover*, *Quadcopter*, Rotation Motion , Settling time, *SMC*, Stability

1. Pendahuluan

Dunia robotika sudah sangat berkembang dimana pekembangannya dapat memudahkan berbagai aktifitas di industri, medis, pendidikan bahkan militer. Salah satu perkembangan teknologi di bidang robotika adalah perkembangan robot tanpa awak atau yang sering disebut dengan *Unmanned Aerial Vehicle* (*UAV*) *quadcopter*. *Quadcopter* adalah jenis *UAV* yang menggunakan 4 rotornya sebagai daya angkat untuk melakukan gerakan terbang. *Quadcopter* memiliki dua gerakan terbang yaitu gerak rotasi dan gerak translasi. Gerak rotasi merupakan kemampuan *quadcopter* untuk melakukan pergerakan terhadap porosnya yang terdiri dari sudut *roll*, *pitch* dan *yaw*. Gerak translasi merupakan gerakan yang dihasilkan karena adanya gerak rotasi[1]. Gerak translasi ada dua jenis yaitu gerak lateral dan gerak longitudinal dimana gerak lateral sendiri adalah gerakan berpindah dari satu titik ketitik lainnya sedangkan gerak longitudinal terdiri dari *take-off* (lepas landas), *hover* (melayang) dan *landing* (mendarat)[3]. Gerakan *hover* pada *Quadcopter* merupakan gerakan melayang pada satu titik pada ketinggian tertentu. Dengan kemampuan *hover* ini *Quadcopter* dapat digunakan dalam berbagai aktifitas.

Gerakan *hover* disebabkan perputaran dari setiap motor yang menggerakkan baling-baling dengan arah dan kecepatan tertentu. Perpaduan dari arah putar baling-baling akan menghasilkan sudut *roll*, *pitch* dan *yaw* yang merupakan bagian dari gerak rotasi sehingga untuk tetap stabil diperlukan kendali untuk menjaga posisi sudut *roll*, *pitch* dan *yaw*, gerak rotasi juga menjadi *inner loop* dari Quadcopter[1][4]. Oleh sebab itu gerakan *hover* menjadi gerakan yang mendasar dan penting bagi Quadcopter untuk dikendalikan sebelum melakukan gerakan lainnya.

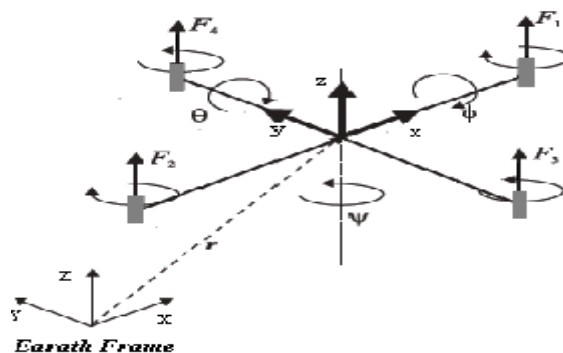
Quadcopter memiliki massa yang ringan yang membuatnya mudah melakukan gerakan *hover* tetapi juga dapat memberi masalah karena mudah mendapatkan gangguan dari luar yang membuatnya kehilangan kestabilan [1][2][5][6]. Gangguan yang biasanya terjadi adalah terpaan angin dan kehilangan sinyal kendali yang disebabkan berkurangnya kapasitas baterai atau quadcopter terbang melebihi jarak jangkauannya. Selain itu Quadcopter merupakan sistem yang nonlinier sehingga diperlukan suatu pengendali yang dapat mengatasi ke-nonlinieran tersebut[1][7]. *Sliding Mode Controller* (SMC) adalah salah satu pengendali yang mampu menghadapi gangguan, SMC terkenal akan kekokohannya dalam mengatasi gangguan eksternal, ketidakpastian sistem maupun parameter. Dengan karakteristik seperti itu penulis akan menggunakan SMC untuk mengendalikan *hover* quadcopter sehingga quadcopter dapat menjaga kestabilannya.

2. Metode Penelitian

Alur penelitian dimulai dengan studi literature, pengumpulan data pra-disain, penentuan variabel berupa bentuk fungsi alih dari sistem **Quadcopter**, validasi model matematis, merancang pengendali SMC untuk mengendalikan posisi *hover* quadcopter agar tetap stabil. Simulasi akan dilakukan menggunakan *software simulink* MATLAB, dimana *set point* yang akan diberikan adalah 0,1 radian dengan waktu simulasi 10 detik. kemudian menganalisa dari hasil rancangan pengendali dan terakhir adalah menarik kesimpulan berdasarkan hasil penelitian.

2.1 Quadcopter[4][5][11]

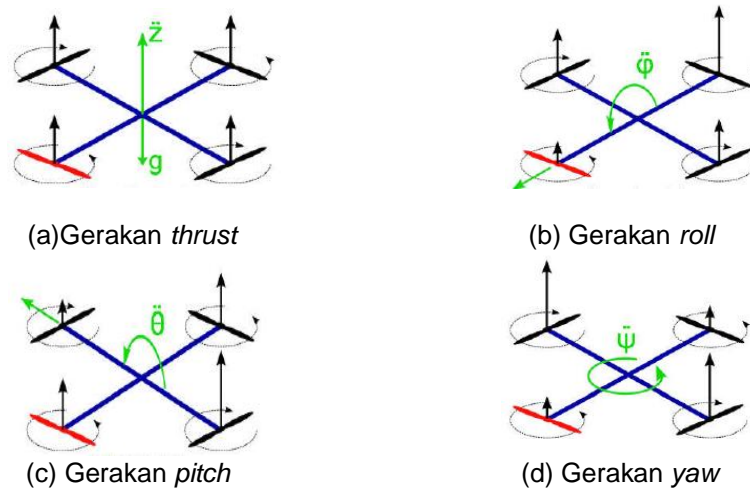
Quadcopter ini memiliki empat buah baling –baling dan motor pada keempat sisinya yang digunakan sebagai penggeraknya, ada 2 jenis konfigurasi dari quadcopter yaitu + dan x pada penelitian ini digunakan konfigurasi +. Empat buah baling – baling yang terpasang memudahkan quadcopter untuk bermanuver sehingga dapat bergerak ke segala arah. Kombinasi dari perubahan kecepatan keempat motor akan menghasilkan sudut *roll*, *pitch* dan *yaw* yang membuat quadcopter dapat melakukan gerakan *hover*.



Gambar 1. E-frame dan B-frame Quadcopter beserta empat gaya disetiap *propeller*[1]

Sudut *roll* dipengaruhi oleh kecepatan motor kiri dan kanan, jika kecepatan motor kanan dipercepat dan motor kiri diperlambat maka quadcopter akan berguling ke kiri, begitu pula sebaliknya. Sudut *pitch* dipengaruhi oleh kecepatan motor motor depan dan belakang, jika motor depan diperlambat dan motor belakang dipercepat maka quadcopter akan mengangguk kedepan begitu

pula sebaliknya. Sudut yaw disebabkan oleh perubahan kecepatan antara 2 pasang motor, jika motor kiri dan kanan dipercepat sedangkan motor depan dan belakang diperlambat maka quadcopter akan bergerak menyimpang kekiri begitu pula sebaliknya. Dan yang terakhir gaya *thrust* disebabkan oleh perubahan kecepatan keempat motor yang secara bersamaan dipercepat atau diperlambat dengan nilai yang sama, jika dipercepat maka quadcopter akan bergerak naik dan jika diperlambat quadcopter akan bergerak turun.



Gambar 2. Konsep dasar gerakan quadcopter[1]

2.2 Model Matematika Sistem Gerak Rotasi Quadcopter[4], [5], [6], [11]

Model matematika sistem gerak rotasi quadcopter didapatkan dari aksioma pertama Euler dan hukum kedua Newton tentang gerak. Persamaan 1 merupakan turunan gerak rotasi untuk rotasi sudut *roll*, *pitch* dan *yaw*.

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr - \frac{J_{TP}}{I_{xx}} q\Omega + \frac{U_2}{I_{xx}} \\ \dot{q} &= \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr - \frac{J_{TP}}{I_{yy}} p\Omega + \frac{U_3}{I_{yy}} \\ \dot{r} &= \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq - \frac{U_4}{I_{zz}} \end{aligned} \quad (1)$$

Agar lebih sederhana, momen gyroscopic tidak digunakan karena inersia yang dihasilkan oleh quadcopter jauh lebih besar dari yang inersia yang dihasilkan oleh rotor[7]. Jadi, persamaan gerak rotasi yang digunakan sebagai berikut:

$$\begin{aligned} \sum \tau &= I\ddot{\Theta} \\ U_R - C_B(v)\dot{\Theta} &= I\ddot{\Theta} \end{aligned} \quad (2)$$

Dimana I adalah matriks inersia sistem, U_R adalah vektor gaya rotasi dan C_B adalah matriks coriolis-centripetal[4].

$$\ddot{\Theta} = \begin{bmatrix} \ddot{\Phi} \\ \ddot{\Theta} \\ \ddot{\Psi} \end{bmatrix}$$

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}$$

$$U_R = \begin{bmatrix} U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix}$$

$$C_B^{(v)} = \begin{bmatrix} 0 & I_{zz} \dot{\Psi} & -I_{yy} \dot{\theta} \\ -I_{zz} \dot{\Psi} & 0 & I_{xx} \dot{\phi} \\ I_{yy} \dot{\theta} & I_{xx} \dot{\phi} & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

Persamaan 3 disubstitusikan kedalam persamaan 2, sehingga dapat dituliskan menjadi seperti persamaan 4.

$$\begin{bmatrix} U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & I_{zz} \dot{\Psi} & -I_{yy} \dot{\theta} \\ -I_{zz} \dot{\Psi} & 0 & I_{xx} \dot{\phi} \\ I_{yy} \dot{\theta} & I_{xx} \dot{\phi} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\Psi} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\Psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}^{-1} \left(\begin{bmatrix} U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & I_{zz} \dot{\Psi} & -I_{yy} \dot{\theta} \\ -I_{zz} \dot{\Psi} & 0 & I_{xx} \dot{\phi} \\ I_{yy} \dot{\theta} & I_{xx} \dot{\phi} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} \right) \quad (4)$$

Sehingga persamaan gerak rotasi quadcopter untuk sudut *roll*, *pitch* dan *yaw* adalah :

$$\ddot{\phi} = \frac{U_2 l}{I_{xx}} - \frac{\dot{\theta} \dot{\Psi}}{I_{xx}} (I_{zz} - I_{yy})$$

$$\ddot{\theta} = \frac{U_3 l}{I_{yy}} - \frac{\dot{\phi} \dot{\Psi}}{I_{yy}} (I_{xx} - I_{zz}) \quad (5)$$

$$\ddot{\Psi} = \frac{U_4}{I_{zz}} - \frac{\dot{\phi} \dot{\theta}}{I_{zz}} (I_{yy} - I_{xx})$$

Momen inersia adalah ukuran kelembaman suatu benda untuk berotasi terhadap porosnya. Momen inersia berperan dalam dinamika rotasi seperti massa dalam dinamika dasarnya, dan menentukan hubungan antara momentum sudut dan kecepatan sudut, momen gaya dan percepatan sudut, dan beberapa besaran lainnya. Setelah dilakukan perhitungan didapat konstanta inersia dari quadcopter seperti pada tabel berikut :

Tabel 1. Identifikasi konstanta [1][3][5].

| Konstanta | Nilai | Satuan |
|---|---------------------------|-------------------|
| Massa Quadcopter | 1,2 | Kg |
| Momen inersia rotasi sumbu X (I_{xx}) | $1,680157 \times 10^{-3}$ | Kgm^2 |
| Momen inersia rotasi sumbu Y (I_{yy}) | $1,680157 \times 10^{-3}$ | Kgm^2 |
| Momen inersia rotasi sumbu Z (I_{zz}) | $1,20466 \times 10^{-3}$ | Kgm^2 |
| Momen inersia motor <i>propeller</i> (J_{TP}) | 0,025872 | Kgm^2 |
| Konstanta Thrust | $1,68198 \times 10^{-5}$ | N.sec^2 |
| Konstanta Drag | $4,19 \times 10^{-6}$ | Nm.sec^2 |

| | | |
|--|-------|---|
| Panjang dari motor ke pusat quadcopter | 0,206 | M |
|--|-------|---|

2.3 Perancangan Pengendali Sliding Mode Control (SMC)

Pemodelan matematika untuk SMC mengacu pada persamaan 5 yang kemudian dirubah seperti persamaan berikut :

$$\begin{aligned}\ddot{x}_7 &= \frac{U_2 l}{I_{xx}} - \frac{(I_{zz} - I_{yy})}{I_{xx}} x_{10} x_{12} \\ \ddot{x}_9 &= \frac{U_3 l}{I_{yy}} - \frac{(I_{xx} - I_{zz})}{I_{yy}} x_8 x_{12} \\ \ddot{x}_{11} &= \frac{U_4}{I_{zz}} - \frac{(I_{yy} - I_{xx})}{I_{zz}} x_8 x_{10}\end{aligned}\tag{6}$$

Misalkan :

$$\begin{aligned}a_1 &= \frac{l}{I_{xx}}, \quad a_2 = \frac{l}{I_{yy}}, \quad a_3 = \frac{1}{I_{zz}}, \\ b_1 &= -\frac{(I_{zz} - I_{yy})}{I_{xx}}, \quad b_2 = -\frac{(I_{xx} - I_{zz})}{I_{yy}}, \quad b_3 = -\frac{(I_{yy} - I_{xx})}{I_{zz}}\end{aligned}$$

Maka :

$$\ddot{x}_7 = U_2 a_1 + b_1 x_{10} x_{12}\tag{7}$$

$$\ddot{x}_9 = U_3 a_2 + b_2 x_8 x_{12}\tag{8}$$

$$\ddot{x}_{11} = U_4 a_3 + b_3 x_8 x_{10}\tag{9}$$

1. SMC untuk sudut roll

Permukaan luncur

$$\begin{aligned}s(x,t) &= \left(\frac{d}{dt} + \lambda \right)^{2-1} e \\ \dot{S}(x,t) &= \ddot{e} + \lambda \dot{e}\end{aligned}\tag{10}$$

Tracking error

$$\ddot{e} = \ddot{x}_7 - \ddot{x}_{7ref}\tag{11}$$

Kemudian substitusikan kepersamaan 10

$$\dot{S}(x,t) = \ddot{x}_7 - \ddot{x}_{7ref} + \lambda(\dot{x}_7 - \dot{x}_{7ref})$$

Substitusikan persamaan 7 kedalam persamaan 10

$$\dot{S}(x,t) = U_2 a_1 + b_1 x_{10} x_{12} - \ddot{x}_{7ref} + \lambda(\dot{x}_7 - \dot{x}_{7ref})\tag{12}$$

Nilai $U_{eq} = U_2$ dengan $\dot{S} = 0$

$$U_2 = \frac{1}{a_1} (-b_1 x_{10} x_{12} + \ddot{x}_{7ref} - \lambda(\dot{x}_7 - \dot{x}_{7ref}))$$

Untuk sinyal kendali natural U_n berdasarkan fungsi Lyapunov $\dot{V} = S\dot{S}$

$$\dot{V} = S[-b_1 x_{10} x_{12} + \ddot{x}_7 - \lambda(\dot{x}_7 - \dot{x}_{7ref}) + a_1 u_n + b_1 x_{10} x_{12} - \ddot{x}_7 + \lambda(\dot{x}_7 - \dot{x}_{7ref})]$$

$$\dot{V} = S[a_1 u_n]$$

$$a_1 u_n = -\eta \text{sign}(S)$$

$$u_n = -\frac{\eta}{a_1} \text{sign}(S) \quad (13)$$

$$U_{roll} = U_{eq} + U_n$$

$$U_{roll} = \frac{1}{a_1} (-b_1 x_{10} x_{12} + \ddot{x}_{7ref} - \lambda(\dot{x}_7 - \dot{x}_{7ref})) - \frac{\eta}{a_1} \text{sign}(S)$$

Untuk menghilangkan *chattering* fungsi *signum* diganti menjadi *saturation*

$$U_{roll} = \frac{1}{a_1} (-b_1 x_{10} x_{12} + \ddot{x}_{7ref} - \lambda(\dot{x}_7 - \dot{x}_{7ref})) - \frac{\eta}{a_1} \text{sat}(S) \quad (14)$$

2. SMC untuk sudut *pitch*

Langkah merancang SMC untuk sudut *pitch* sama dengan sudut *roll* sehingga didapatkan sinyal kendali untuk sudut *pitch* adalah :

$$U_{pitch} = \frac{1}{a_2} (-b_2 x_8 x_{12} + \ddot{x}_{9ref} - \lambda(\dot{x}_9 - \dot{x}_{9ref})) - \frac{\eta}{a_2} \text{sat}(S) \quad (15)$$

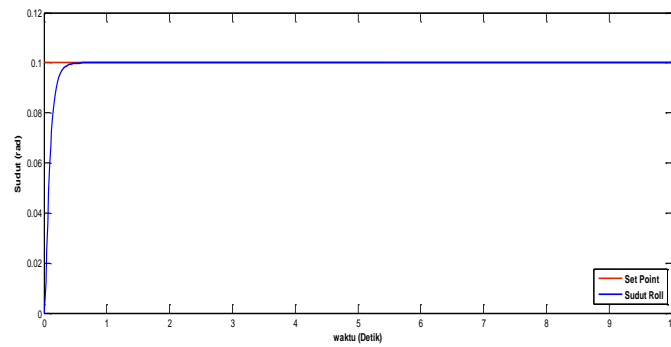
3. SMC untuk sudut *yaw*

$$U_{yaw} = \frac{1}{a_3} (-b_3 x_8 x_{10} + \ddot{x}_{11ref} - \lambda(\dot{x}_{11} - \dot{x}_{11ref})) - \frac{\eta}{a_3} \text{sat}(S) \quad (16)$$

Pengujian dilakukan dengan nilai parameter $\eta = 60$ $\lambda = 15$ untuk sudut *roll* dan *pitch* serta $\eta = 60$ $\lambda = 10$ untuk sudut *yaw*. sudut *roll* dan *pitch* dibuat sama karena kedua sudut memiliki karakteristik sama pula.

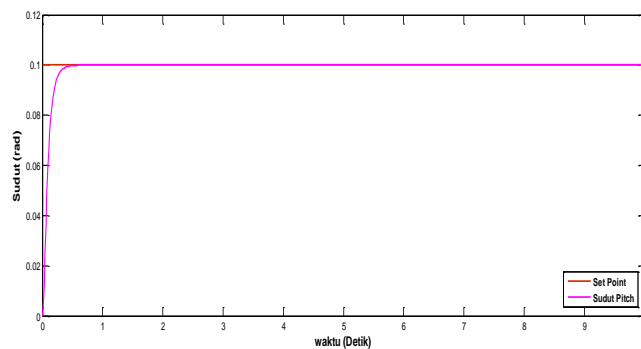
3. Hasil dan Analisa

Setelah dilakukan pengujian terhadap pengendali SMC untuk mengendalikan *hover* quadcopter didapatkan hasil sebagai berikut :



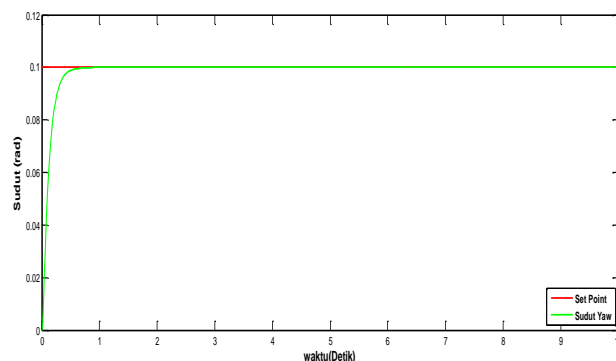
Gambar 3. Grafik keluaran sudut *roll* menggunakan SMC

Dari grafik respon keluaran sudut *roll* dapat diketahui bahwa SMC telah mampu mencapai *set point* 0,1 yang diberikan tanpa mengalami *error steady state* maupun *overshoot* dan SMC juga menunjukkan respon waktu yang baik dengan *Settling time* 0,319 detik *rise time* 0,222 detik dan *delay time* 0,075 detik.



Gambar 4. Grafik keluaran sudut *pitch* menggunakan SMC

Dari grafik diketahui sudut *pitch* memiliki keluaran yang sama dengan sudut *roll* dengan *rise time* kurang dari 1 detik dan *settling time* 0,319 tanpa *error steady state* dan *overshoot*, hal ini disebabkan nilai parameter kendalinya sama.



Gambar 5. Grafik keluaran sudut *yaw* menggunakan SMC

Untuk sudut *yaw* dari grafik dapat dilihat SMC mampu membuat sudut *yaw* mencapai *set point* 0,1 radian *rise time* 0,322 detik dan *Settling time* 0,445 detik tanpa mengalami *error steady state* dan *overshoot*.

4. Kesimpulan

Dari hasil analisa yang telah dilakukan diketahui bahwa *Sliding Mode Control* (SMC) dapat mencapai kestabilan untuk setiap sudut pada *set point* 0,1 yang diberikan, hal itu terbukti dari tidak adanya *error steady state* dan *overshoot*, nilai *settling time* 0,319 untuk sudut *roll* dan *pitch* serta 0,445 untuk sudut *yaw*.

Daftar Pustaka

- [1] Akbar, Farid Choirul dkk. "*Tuning Parameter Linear Quadratic Tracking Menggunakan Algoritma Genetika Untuk Pengendalian Gerak Lateral Quadcopter*". JURNAL TEKNIK ITS. Vol: 5, NO: 2. 2016
- [2] Priambodo, Ardy Seto dkk. "Analisa Kestabilan Terbang Quadrotor Dengan pengendali PD terhadap Gangguan". Jurnal Teknik Elektro dan Teknik Informasi Universitas Gajah Mada. 2017
- [3] Prayogo, Rheco Ari. "Perancangan Sistem Kendali Gerak Lateral *Way-To-Way Point UAV Quadcopter* Menggunakan Kontroler PID Fuzzy". Jurusan Teknik Elektro, Fakultas Teknologi Industri ITS.2016.
- [4] Nurin, Chalidia Hamdani. "Perancangan Autonomous VTOL Pada Quadcopter Dengan Menggunakan Feedback Linearization dan Fuzzy Takagi Sugeno" Program Magister Fakultas Teknologi Elektro Institut Teknologi Sepuluh November. 2017
- [5] Wicaksono, Prihatama Kunto. "Pengendalian Pergerakan Hover Quadcopter Menggunakan Metode PID Jaringan Syaraf Tiruan". Teknik Elektro Fakultas Teknologi Industri ITS Surabaya. 2016
- [6] Ridho, Imam Fadjar. "Perancangan Pengendalian Hover Quadcopter Menggunakan Pengendali *Hybrid Fuzzy Dan Proportional, Integral, Derivative*(PID)". Jurusan Teknik Elektro, Fakultas Sains dan Teknologi UIN SUSKA RIAU. 2018.
- [7] Agho, Courage."Dynamic Model and Control of Quadcopter in the Presence of Uncertainties" University of Uncertainties. 2017
- [8] Kuantama, E dkk. "PID and Fuzzy-PID Control Model For Quadcopter Attitude With Disturbance Parameter". International Journal Of Computers Communication & Control ISSN 1841-9836, Vol: 12 No: 4 Hal: 519-532. August 2017.
- [9] Slotine, J-J.E., Weiping Li. *Applied Nonlinear Control*. Prentice-Hall International, Inc.Hal. 276-284.1991
- [10] DeCarlo, Raymon A., Stanislaw H.Zak, dan Gregory P.Matthews, *Variable Structure Control of Nonlinear Multivariable System: A Tutorial, Proceeding of The IEEE*, vol. 76, no. 3, March 1988, pp.212-224.
- [11] Bresciani, Tommaso. "Modelling, Identification And Control Of a Quadrotor Helicopter". Department of Automatic Control, Lund University. October 2016.
- [12] Nurjanah, Siti. "Analisis Perbandingan Pengaruh Pengendali PI Pada Perancangan ISMC dan SMC-PI Dalam Penurunan *Error Steady State* Untuk Pengendalian Level Pada Sistem CSTR". Jurusan Teknik Elektro, Fakultas Sains dan Teknologi UIN SUSKA RIAU. 2017.
- [13] Levant, A. Chattering Analysis. IEEE Transactions on Automatic Control. Vol. 55. No. 6. Juni 2010
- [14] K. J. Kim, J. B. Park, dan Y. H. Choi. Chattering Free Sliding Mode Control System. IEEE SICE-ICASE International Joint Conference, Bexco, Busan, Korea, Oct 18-21. 2006.
- [15] Ogata, Katsuhiko. *Modern Control Engineering, 4th edition*. New Jersey : Prentice Hall, 2002