

Sistem Pendaratan Otomatis pada Quadcopter menggunakan Sliding Mode Controller

Zindhu Maulana Ahmad Putra, Alrijadjis, dan Bambang Sumantri
Politeknik Elektronika Negeri Surabaya (PENS)
Kampus ITS, Jl. Raya ITS, Keputih, Kec. Sukolilo, Kota SBY, Jawa Timur. 60111
e-mail: zindhu.map@gmail.com

Abstrak—*Quadcopter* memiliki karakteristik sistem yang sangat nonlinier, hal ini dipengaruhi oleh gangguan tak terduga seperti pengaruh angin yang terpantul dari tanah saat lepas landas maupun mendarat. Oleh karena itu, strategi kontrol yang robust diperlukan untuk memperbaiki kinerja *quadcopter*. Dalam penelitian ini, strategi kontrol digunakan untuk menyelesaikan permasalahan pendaratan di luar ruangan secara otomatis dan stabil dengan menggunakan algoritma *Sliding Mode Control* (SMC). *Quadcopter* memiliki enam derajat kebebasan (6-DoF) dengan hanya empat input independen, hal ini mengakibatkan ketidakmungkinan untuk mengendalikan 6-DoF secara langsung dan bersamaan. Untuk menangani hal tersebut, struktur yang digunakan adalah struktur kontrol bertingkat, *inner loop* dan *outer loop*. *Inner loop* berfungsi untuk mengontrol bagian subsistem dinamika rotasi (3-DoF), sedangkan *outer loop* digunakan untuk mengontrol subsistem dinamika translasi (3-DoF) yang dirancang bersama dengan pembangkit set point sudut attitude. Dengan konsep pendaratan otomatis dapat mengurangi resiko kecelakaan pada *quadcopter*. Sistem kontrol *Sliding Mode Controller* (SMC) pada pendaratan *quadcopter* secara otomatis menunjukkan hasil dengan kesalahan pada kondisi roll sebesar $\pm 0,05$ radian, kondisi pitch $\pm 0,03$ radian, kondisi yaw kurang dari 0,3 radian, dan gerakan translasi sumbu z sebesar $\pm 0,2$ meter.

Kata kunci: *quadcopter, pendaratan otomatis, sliding mode control (smc)*

Abstract—A quadcopter has a very nonlinear system characteristic that is influenced by unexpected disturbances such as the influence of wind that reflected off the ground when taking off or landing. Therefore, a robust control strategy is needed to improve the quadcopter performance. In this study, the control strategy is used to resolve outdoor automatic landing problems in a stable manner using the Sliding Mode Control (SMC) algorithm. The quadcopter has six degrees of freedom (6-DoF) with only four independent inputs, this makes it impossible to control 6-DoF directly and simultaneously. To handle this, the proposed structure is a multilevel control structure, inner loop dan outer loop controller. The Inner loop controls the rotational dynamics subsystem (3-DoF), while the outer loop controls the translational dynamics subsystem (3-DoF) which is designed in conjunction with the generation of attitude angle set-point. With the concept of automatics landing can reduce the risk of accidents on a quadcopter. The SMC technique on an automatics quadcopter landing shows the results with an error in roll of ± 0.05 radians, pitch ± 0.03 radians, yaw less than 0.3 radians, and translational movements the z-axis is ± 0.2 meters.

Keywords: *quadcopter, autonomous landing, sliding mode control (smc)*

Copyright © 2020 Jurnal Rekayasa Elektrika. All right reserved

I. PENDAHULUAN

Dalam beberapa tahun terakhir, kendaraan udara tak berawak (UAV) telah menarik perhatian karena berbagai aplikasi yang dapat diterapkan bersamaan dengan penggunaan UAV tersebut [1]. UAV memberikan banyak keuntungan dibandingkan pesawat terbang konvensional, terutama untuk aplikasi di daerah yang sulit dijangkau atau berbahaya jika dioperasikan oleh manusia, seperti memantau daerah bencana banjir, kebakaran, gunung meletus, dan lain-lain. Biaya operasional kendaraan tak berawak juga relatif lebih rendah daripada kendaraan berawak pada umumnya untuk berbagai aktifitas seperti pengawasan, pemantauan lalu lintas, foto udara, dan inspeksi. UAV dalam bentuk *quadcopter* memiliki keunggulan dibandingkan UAV dengan sayap tetap

dalam berbagai aplikasi karena kemampuan lepas landas dan mendarat secara vertikal, kemampuan penerbangan stasioner, dan kapasitas muatan yang lebih besar.

Dalam penelitian ini metode pendaratan *quadcopter* secara otomatis akan dibahas, karena proses pendaratan pada *quadcopter* adalah proses yang sangat kritis dan seringkali menimbulkan kecelakaan [1]. Masalah ini muncul karena struktur kerangka *quadcopter* yang kecil, pengaruh angin yang tidak terduga, dan pantulan udara yang dihembuskan oleh baling-baling ke tanah dan kembali lagi ke kerangka *quadcopter*.

Quadcopter memiliki enam derajat kebebasan (DOF) dengan hanya empat input independen (jumlah input kurang dari jumlah DOF). Akibatnya, tidak mungkin untuk mengendalikan semua DOF secara langsung dan bersamaan. Untuk kasus tersebut secara umum terdapat

dua struktur kontrol yang umum dikembangkan untuk *quadcopter*. Struktur kontrol pertama didasarkan pada struktur blok kontrol [2]. Struktur ini membagi dinamika *quadcopter* menjadi dua blok utama: blok yang terdiri dari dinamika untuk ketinggian dan blok yang terdiri dari gerakan longitudinal dan latitudinal. Input kontrol dari blok pertama sepenuhnya dirancang secara independen, sementara blok kedua memerlukan strategi lebih lanjut seperti teknik *back stepping* atau blok kontrol. Struktur kontrol kedua adalah struktur kontrol bertingkat, yang membangun sistem kontrol menjadi dua loop: *inner-loop* dan *outer-loop* [3]. Dalam struktur ini, dinamika *quadcopter* dibagi menjadi dua subsistem: dinamika translasi (3-DOF) sebagai *outer-loop* dan dinamika rotasi (3-DOF) sebagai *inner-loop*. Dinamika rotasi sepenuhnya dirancang dengan pola loop tertutup, sementara dinamika translasi dirancang bersama dengan pembangkit set-point sudut *attitude*. Struktur kontrol kedua lebih sederhana daripada yang pertama karena semua kondisi gerakan dapat diperlakukan dengan cara yang sama. Sehingga struktur kontrol kedua dipilih untuk penyelesaian permasalahan pada penelitian ini

Penggunaan konsep autopilot atau tak berawak dalam proses pendaratan dapat mengurangi risiko kecelakaan pada *quadcopter* [4]. Untuk proses pendaratan *quadcopter*, algoritma *Sliding Mode Control* (SMC) akan diimplementasikan. SMC adalah metode pengaturan yang mampu mengatasi ketidaklinieran dan gangguan yang tidak dapat diprediksi keberadaannya [5]. Struktur kontrol SMC, pertama harus didesain sebuah persamaan *sliding surface* yang stabil, kemudian sebuah sistem kontrol yang *robust* didesain untuk mendorong sistem menuju ke *sliding surface* tersebut.

II. STUDI PUSTAKA

Beberapa penelitian tentang *quadcopter* saat ini telah dikembangkan terutama untuk proses kontrol pendaratan pada *quadcopter*, beberapa di antaranya adalah: estimator menggunakan *ant colony* untuk memperkirakan besarnya *ground effect* [1] dan *fuzzy tipe-2* [6]. Banyaknya penelitian pada proses pendaratan *quadcopter* dikarenakan fase pendaratan adalah bagian yang sangat berbahaya dari proses penerbangan. Perilaku yang tahan terhadap gangguan dan memiliki respon sistem yang baik diperlukan untuk mendapatkan pendaratan yang stabil pada *quadcopter*.

Penelitian ini merupakan kelanjutan dari penelitian sebelumnya dimana pada penelitian tersebut belum menggunakan *quadcopter* sebenarnya yang mampu terbang bebas. Pengujian dilakukan pada sebuah *test-bed* yang dilengkapi dengan sensor potensio untuk mendeteksi kemiringan dan program masih terpusat pada PC yang sangat terbatas kinerjanya karena tidak bisa terbang secara bebas [7]. Pada penelitian ini, akan dilakukan implementasi pada sebuah *quadcopter* yang dapat terbang bebas di luar ruangan. Algoritma sistem kendali sepenuhnya diterapkan pada mikrokontroler STM32,

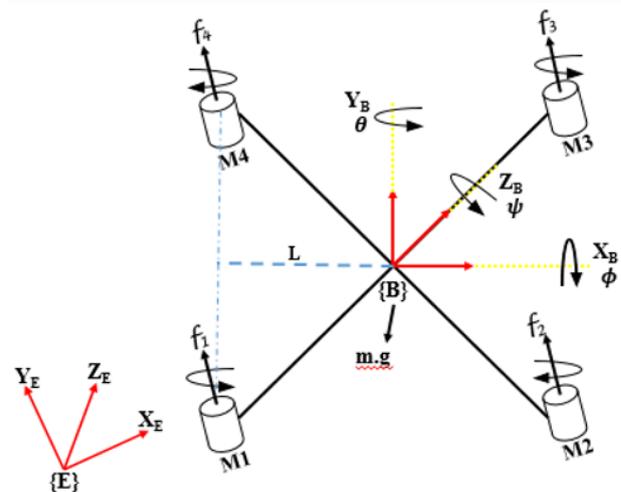
berbeda dari penelitian sebelumnya yang masih diterapkan pada PC [7]. Keterbaruan lain dalam penelitian ini selain penggunaan STM32 adalah penerapan sensor IMU pada *quadcopter* dan prosedur pengujian yang dilakukan di luar ruangan. Penelitian sebelumnya hanya menggunakan sensor berbasis mekanik yaitu potensiometer dan prosedur pengujian hanya dilakukan di dalam ruangan menggunakan bantuan *testbed*.

III. METODE

Dalam bab ini pemodelan dinamis dari *quadcopter* akan dijelaskan secara singkat. Pemodelan diperoleh dengan menggunakan persamaan *newton-euler* untuk perangkat *quadcopter* dalam kondisi gerakan bebas. Pengujian *quadcopter* secara eksperimental akan dijelaskan bersama dengan konfigurasi sensor. Parameter uji *quadcopter* juga akan dijelaskan di bagian ini. Gerakan *quadcopter* diperoleh dengan menggunakan dua pasang motor DC yang memiliki arah rotasi berlawanan. Sepasang motor digerakkan searah jarum jam (cw) dan pasangan motor yang lain berlawanan arah jarum jam (ccw) seperti yang ditunjukkan pada Gambar 1. Gerakan maju diperoleh dengan meningkatkan kecepatan motor belakang dan secara bertahap mengurangi kecepatan motor depan. Gerakan mundur, kiri, dan kanan dilakukan dengan cara yang sama. Gerakan *yaw* dalam satu arah atau ke arah yang lain dilakukan dengan meningkatkan kecepatan rotor "ccw" dan secara bertahap mengurangi kecepatan rotor "cw". Untuk mendapatkan persamaan model *quadcopter*, dalam penelitian ini dibagi menjadi dua aspek yang disebut aspek kinematik dan aspek dinamis.

A. Model Kinematik

Quadcopter dikategorikan sebagai benda yang bergerak bebas (*free motion*), yang memiliki 6 derajat kebebasan (6 DOF). Untuk pemodelan kinematik, pertama, kami mengelompokkan 2 referensi bidang pergerakan *quadcopter*; bidang tetap {E} dan bidang dinamis {B}



Gambar 1. Sistem koordinat *quadcopter*

yang berada di titik pusat gravitasi *quadcopter* seperti yang ditunjukkan pada Gambar 1. Karena B bergerak bebas, maka orientasi B yang relatif terhadap E dijelaskan pada Gambar 1.

Matriks rotasi untuk *quadcopter* dapat dijabarkan (1),

$$R = R_z(\psi)R_x(\phi)R_y(\theta)$$

$$= \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} -s\phi s\theta s\psi + c\theta c\psi & -c\phi s\psi & c\phi s\psi \\ s\phi s\theta c\psi + c\theta s\psi & c\phi s\psi & -s\phi c\theta c\psi + s\theta s\psi \\ s\phi c\theta c\psi + s\theta s\psi & s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

“s” dan “c” dinotasikan sebagai fungsi sinus dan cosinus. $\xi=[X^T, \theta^T]$ merepresentasikan posisi *quadcopter* pada bidang {E} dimana $X=[x,y,z]^T \in \mathfrak{R}^3$ dan $\Theta=[\phi, \theta, \psi] \in \mathfrak{R}^3$ merupakan koordinat posisi dan lokasi *quadcopter*. Kecepatan linear *quadcopter* terhadap bidang {E} disimbolkan sebagai \dot{X} , symbol tersebut adalah turunan dari posisi vektor X. Karena proses pengukuran dilakukan pada bidang {B}, sehingga didapatkan relasi pada (2).

$$\dot{X} = Rv, \quad (2)$$

Dimana $v=[v_x, v_y, v_z]^T$ adalah kecepatan linear diukur pada bidang {B}. Kecepatan sudut *quadcopter* ($\omega=[\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$) diukur pada bidang {B} menggunakan sensor yang terpasang pada frame atau kerangka *quadcopter*. Melalui matriks rotasi R, didapatkan kecepatan sudut pada bidang {B} pada (3) [7].

$$\omega = R^T \dot{\Theta} = \begin{bmatrix} c\theta & 0 & -c\phi s\theta \\ c\theta & 0 & -c\phi s\theta \\ c\theta & 0 & -c\phi s\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

$$\omega = T\dot{\Theta}. \quad (3)$$

B. Pemodelan Dinamis

Pergerakan *quadcopter* dengan 6 derajat kebebasan (DOF) disajikan dengan mengendalikan masukan yang berasal dari kombinasi 4 motor seperti yang ditunjukkan pada Gambar 1. *Quadcopter* hanya memiliki 4 masukan yang bersifat independen; $u_i = \sum_{i=1}^4 f_i$ adalah total gaya yang dihasilkan oleh 4 motor yang dimiliki *quadcopter*, $u_2=L(f_4 - f_2)$ adalah selisih torsi antara motor kanan dan kiri, $u_3=L(f_1 - f_3)$ adalah selisih torsi antara motor depan dan belakang, $u_4=d(f_4+f_2-f_1-f_3)$ adalah selisih torsi pada pergerakan motor *clock wise* (M4 dan M2) dan pergerakan motor *counter clock wise* (M1 dan M3). L merupakan jarak setiap motor dari pusat gravitasi atau titik tengah *quadcopter*, dan d adalah koefisien penskalaan gaya gerak *quadcopter*. Karena *quadcopter* hanya memiliki 4 masukan independen dengan 6 derajat kebebasan dimana jumlah derajat kebebasan lebih banyak daripada jumlah masukan sistem maka quadcopter dikategorikan sebagai

under actuated system.

Pemodelan dinamis *quadcopter* diturunkan dari hukum newton kedua yang membahas tentang pergerakan rotasi dan translasi untuk sebuah perangkat pada bidang {E}, sehingga didapatkan (4).

$$\ddot{X} = \frac{1}{m} \sum$$

$$= R \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{u_1}{m} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} - \\ x \\ - \\ y \\ - \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (s\phi c\theta s\psi + s\theta c\psi) \frac{u_1}{m} \\ (-s\phi c\theta c\psi + s\theta s\psi) \frac{u_1}{m} \\ c\phi c\theta \frac{u_1}{m} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix}, \quad (4)$$

$\sum f_{ext}$ merupakan total gaya yang didapatkan pada kerangka *quadcopter* dengan memperhitungkan bidang {E}, m adalah total massa *quadcopter*, dan g percepatan gravitasi. Khusus untuk pergerakan rotasi memiliki matriks inersia seperti (5):

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix}, \quad (5)$$

dimana I_{xx} , I_{yy} , dan I_{zz} adalah momen inersia pada sumbu x, y dan z. I_{xy} , I_{xz} , I_{yx} , I_{yz} , I_{zx} dan I_{zy} merupakan produk inersia. Dengan asumsi bahwa *quadcopter* merupakan perangkat yang memiliki massa yang konstan dan simetri, sehingga $I_{xy} = I_{xz} = I_{yx} = I_{yz} = I_{zx} = I_{zy} = 0$ dan sekarang persamaan matriks inersia (5) memiliki bentuk matriks diagonal. Dengan memanfaatkan hukum Newton untuk pergerakan rotasi, maka didapatkan persamaan pergerakan *quadcopter* pada bidang {B} dengan (6).

$$I\dot{\omega} = -\omega \times I + \sum T_{ext} \quad (6)$$

dimana $\omega=[\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ adalah vektor percepatan rotasi pada bidang {B} dan $\sum T_{ext} = [u_1, u_2, u_3]^T$ merupakan total torsi yang ada pada kerangka *quadcopter* dengan memperhatikan posisi terhadap bidang {B}. Melalui substitusi (3) dan turunannya, maka didapat (7),

$$I \left(\dot{T} \dot{\Theta} + T \ddot{\Theta} \right) = -T \dot{\Theta} \times I T \dot{\Theta} + \sum T_{ext}, \quad (7)$$

dimana \dot{T} adalah turunan untuk matriks transformasi T pada (3) dan $\ddot{\Theta} = [\ddot{\phi}, \ddot{\theta}, \ddot{\psi}]^T$ adalah vektor percepatan sudut pada bidang {E}. Penyelesaian untuk (7) adalah (8),

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = J^{-1} \begin{bmatrix} K_1(\Theta, \dot{\Theta}) \\ K_2(\Theta, \dot{\Theta}) \\ K_3(\Theta, \dot{\Theta}) \end{bmatrix} + J^{-1} 2 \begin{bmatrix} u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix}, \quad (8)$$

dimana:

$$J = \begin{bmatrix} I_{xx} c\theta & 0 & -I_{xx} c\phi s\theta \\ 0 & I_{yy} I_{yy} s\phi & \\ I_{zz} s\theta & 0 & I_{zz} c\phi c\theta \end{bmatrix},$$

$$\begin{aligned} K_1(\Theta, \dot{\Theta}) &= (I_{xx} + I_{yy} - I_{zz}) \dot{\phi} \dot{\theta} s\theta \\ &\quad + (-I_{xx} + I_{yy} - I_{zz}) \dot{\phi} \dot{\psi} s\phi s\theta \\ &\quad + (I_{xx} + I_{yy} - I_{zz}) \dot{\theta} \dot{\psi} c\phi c\theta \\ &\quad + (I_{yy} - I_{zz}) \dot{\psi}^2 s\phi c\phi c\theta, \\ K_2(\Theta, \dot{\Theta}) &= (-I_{yy} + (I_{zz} - I_{xx}) c(2\theta)) \dot{\phi} \dot{\psi} c\phi \\ &\quad + (I_{zz} - I_{xx}) (\dot{\phi}^2 - \dot{\psi}^2 c^2 \phi) s\theta c\theta, \\ K_3(\Theta, \dot{\Theta}) &= (-I_{zz} + I_{xx} - I_{yy}) \dot{\phi} \dot{\theta} c\theta \\ &\quad + (I_{zz} + I_{xx} \\ &\quad - I_{yy}) \dot{\phi} \dot{\psi} s\phi c\theta \\ &\quad + (I_{zz} - I_{xx} + I_{yy}) \dot{\theta} \dot{\psi} c\phi s\theta \\ &\quad - (I_{xx} - I_{yy}) \dot{\psi}^2 s\phi c\phi s\theta. \end{aligned}$$

dengan mengkombinasikan (4) dan (8), maka didapatkan (9) pemodelan dinamis untuk *quadcopter*.

$$\ddot{\xi} = f_1(\Theta, \dot{\Theta}) + f_2(\Theta, u), \quad (9)$$

dimana:

$$\ddot{\xi} = \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \\ \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix}^T,$$

$$f_1(\Theta, \dot{\Theta}) = J_m^{-1} \begin{bmatrix} 0, 0, -mg, K_1(\Theta, \dot{\Theta}), K_2(\Theta, \dot{\Theta}), K_3(\Theta, \dot{\Theta}) \end{bmatrix}^T,$$

$$f_2(\ddot{\Theta}, u) = J_m^{-1} \begin{bmatrix} (s\phi c\theta s\psi + s\theta c\psi) u_1 \\ (-s\phi c\theta c\psi + s\theta s\psi) u_1 \\ c\phi c\theta u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix},$$

$$J_m = \begin{bmatrix} m I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & J \end{bmatrix},$$

$I_{3 \times 3}$ dan $0_{3 \times 3}$ adalah matriks identitas 3x3 dan matriks nol 3x3. Persamaan model dinamis *quadcopter* pada (9) didapatkan dengan mengabaikan efek aerodinamis dan aturan-aturan giroskopik [7], [8].

C. Decoupling

Pada penelitian ini persamaan model dinamis *quadcopter* (9) dimodifikasi ke dalam bentuk *decouple* seperti (10) yang linier.

$$\begin{aligned} \dot{\xi}_1 &= \xi_2 \\ \dot{\xi}_2 &= v, \end{aligned} \quad (10)$$

dimana dan $\xi_1 = \xi = [x, y, z, \phi, \theta, \psi]^T$. Dengan memperhatikan $v = [v_x, v_y, v_z, v_\phi, v_\theta, v_\psi]^T$ sebagai vektor input baru pada desain pengendali sehingga didapatkan sebuah sistem yang dapat dikendalikan secara otomatis [7]. Persamaan (10) dipilih untuk menyederhanakan desain pengendali [9] dengan harapan waktu eksekusi ketika diaplikasikan ke mikrokontroler STM32 dapat dioptimalkan.

D. Desain Sliding Surface

Nilai *error* untuk pergerakan rotasi dan translasi pada *quadcopter* dapat dihitung melalui (11).

$$\varepsilon = \xi_d - \xi, \quad (11)$$

dimana $\xi_d = [x_d, y_d, z_d, \phi_d, \theta_d, \psi_d]^T$ merupakan vektor posisi *setpoint* dan $\xi = [x, y, z, \phi, \theta, \psi]^T$ adalah lokasi *quadcopter* saat ini. Karena pemodelan dinamis *quadcopter* merupakan sistem orde dua, desain *sliding surface* untuk setiap pergerakan s_i adalah (12).

$$s_i = \dot{\varepsilon}_i + \lambda_i \varepsilon_i; \quad i = 1, 2, \dots, 6, \quad (12)$$

dimana ε_i adalah bagian ε , $\dot{\varepsilon}_i$ dari merupakan turunan pertama dari, ε_i , λ_i adalah *gain* positif, dan s_i merupakan persamaan *sliding surface* untuk setiap pergerakan *quadcopter*.

E. Sliding Mode Controller

Tujuan sistem pengendalian pada penelitian ini adalah membawa sistem pada kondisi *sliding mode* seperti pada (13),

$$s = 0; \quad s = [s_1, s_2, \dots, s_6]^T. \quad (13)$$

Ketika sistem mencapai *sliding surface*, *controller* akan memperbaiki kondisi *sliding mode* dan menghasilkan kondisi ketahanan atau kondisi *robust* terhadap gangguan. *Controller* juga memperbaiki kesalahan sistem (*error*) mendekati nol. Sehingga sangatlah penting untuk membawa sistem kendali *quadcopter* kedalam *sliding*

mode. Persamaan dinamis untuk sistem kontrol *quadcopter* dapat dinotasikan dengan (14).

$$\dot{s} = \varepsilon + \lambda \dot{\varepsilon} \quad (14)$$

dimana $\lambda = \text{diag}(\lambda_i)$. Melalui substitusi pemodelan dinamis ke dalam Persamaan dinamis (14), didapatkan (15).

$$\dot{s} = \xi_d - v + \lambda \dot{\varepsilon}, \quad (15)$$

untuk mencapai kondisi (13), input kontrol sintetis didesain dengan (16),

$$v = \hat{u} + K s + Q \text{sign}(s), \quad (16)$$

dimana $K = \text{diag}\{K_i\}$ dan $Q = \text{diag}\{Q_i\}$ adalah konstanta positif, dan fungsi sign didefinisikan sebagai berikut:

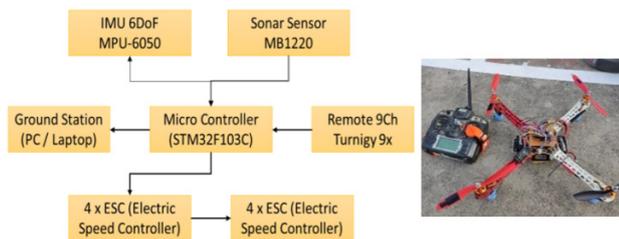
$$\text{sign}(s) = \begin{cases} 1 & \text{if } s > 0 \\ 0 & \text{if } s = 0 \\ -1 & \text{if } s < 0 \end{cases}$$

\hat{u} adalah input kontrol untuk (15) dinamis, dimana memiliki (17),

$$\hat{u} = \xi_d + \lambda \dot{\varepsilon}. \quad (17)$$

IV. HASIL DAN PEMBAHASAN

Sistem yang dibangun pada penelitian ini ditunjukkan pada Gambar 2. Eksperimen dilakukan di area terbuka seperti ditunjukkan pada Gambar 3, dan difokuskan dalam mode pendaratan otomatis. Untuk pergerakan tranlasi (x, y) tidak dikendalikan. Konstanta SMC yang digunakan untuk diaplikasikan pada persamaan *controller* (16) dan (17) adalah:



Gambar 2. Sistem *quadcopter*



Gambar 3. Dokumentasi eksperimen

$$\begin{aligned} \lambda_\phi &= 2.6; \lambda_\theta = 2.8; \lambda_\psi = 2.5; \lambda_z = 0.15 \\ K_\phi &= 27.0; K_\theta = 28.0; K_\psi = 50.0; K_z = 2.1 \\ Q_\phi &= 0.09; Q_\theta = 0.09; Q_\psi = 0.2; Q_z = 0.001. \end{aligned}$$

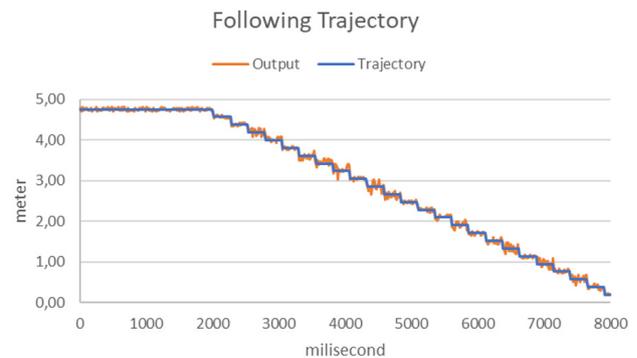
Sesi eksperimen pada penelitian ini dilakukan di luar ruangan, dengan kondisi cuaca dan gangguan angin normal. Berikut adalah informasi terperinci tentang spesifikasi komponen *quadcopter* ditunjukkan pada Tabel 1.

Pada penelitian ini, dilakukan pengujian pendaratan *quadcopter* secara otomatis. *Trajectory* pendaratan dan respon sensor ketinggian yang dihasilkan sistem ditunjukkan pada Gambar 4. Terlihat bahwa *controller* telah berhasil mengontrol pergerakan translasi sumbu z sesuai dengan *set point* atau lintasan yang diberikan secara otomatis.

Grafik kesalahan pada pembacaan sensor posisi *roll*, *pitch*, *yaw*, dan translasi z ditunjukkan pada Gambar 5. Pada Gambar 5(a), (b), dan (c) secara berurutan adalah merupakan grafik kesalahan sudut pada posisi *roll*, *pitch*,

Tabel 1. Spesifikasi Hardware

Hardware	Spesifikasi
1 x Frame quadcopter	450mm of length
4 x Propeller (2xCW dan 2xCCW)	8x4.5"
4 x BLDC Motor	1000kV/13T
4 x ESC (Electric Speed Controller) motor BLDC	Simonk Firmware 30A
1 x Remote Turnigy	
1 x Transceiver (Transmitter dan Receiver)	9channel
1 x Telemetry for transmission data	FlySky 2.4Ghz
1 x Microcontroller	Serial Communication up to 433MHz
1 x IMU sensor MPU-6050	STM32F103C
1 x Sonar Sensor MB120	6-DoF angular, Minimal reading 25cm, maximal reading 650cm
1 x Li-Po Battery	3cell 11.1v 5000mAh 35C
1 x Laptop	Core i7 2.5GHz, 16GB Ram, SSD harddrive

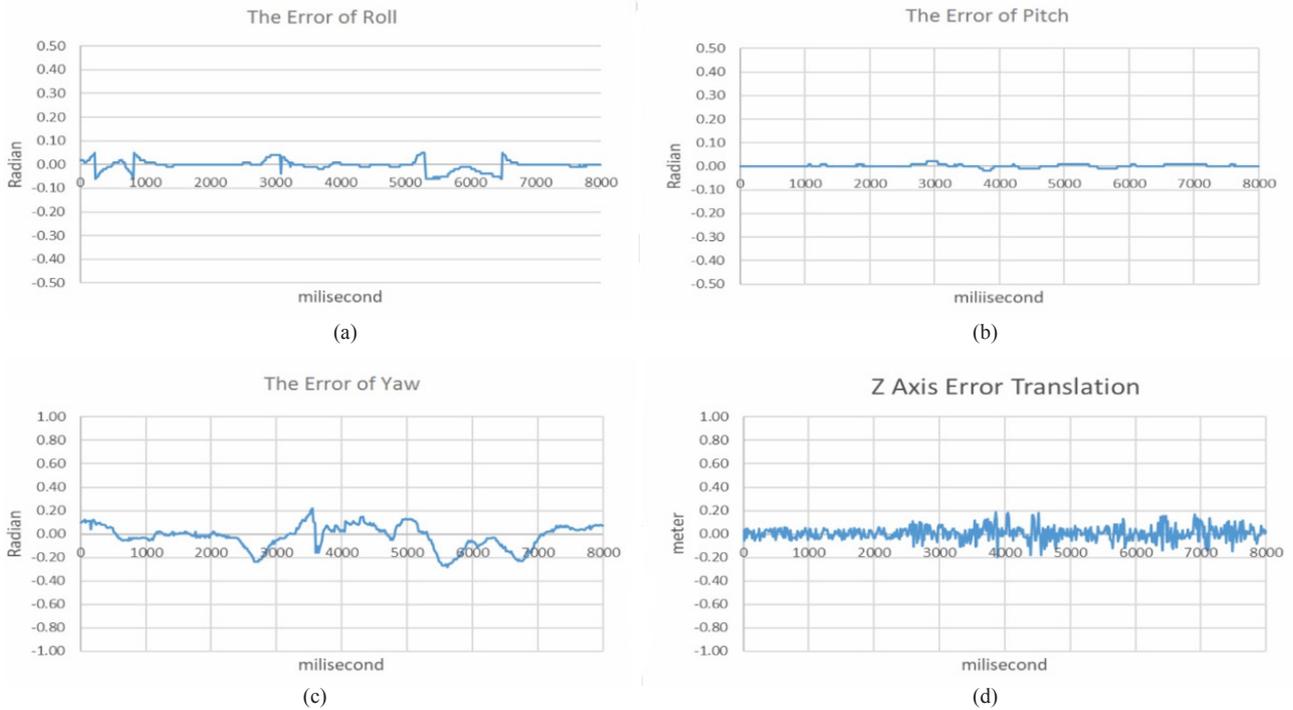


Gambar 4. Respon trajectory pada lingkungan terbuka (outdoor) mode pendaratan otomatis

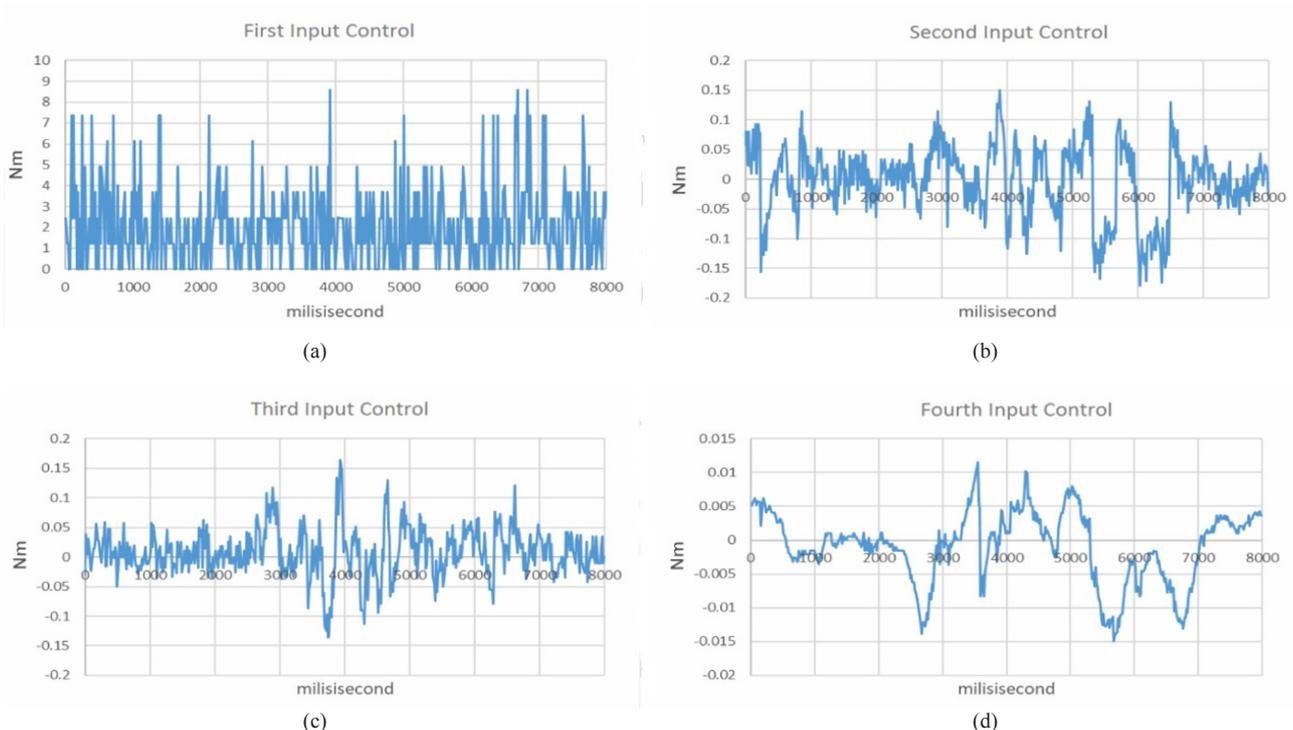
dan *yaw*, dengan kesalahan maksimum masing-masing adalah $\pm 0,05$ radian, $\pm 0,03$ radian, dan $\pm 0,3$ radian. Dari data posisi rotasi ini terlihat bahwa sistem kontrol mampu menstabilkan sistem pada saat pendaratan. Gambar 5(d) merupakan grafik kesalahan translasi sumbu *z*. Sistem ini mampu mempertahankan posisi pada kesalahan = 0, meskipun ada gangguan dari lingkungan yang disebabkan oleh angin dan juga gangguan pembacaan sensor karena sensor yang digunakan adalah jenis sensor berbasis

ultrasonik. Besar maksimum kesalahan yang dihasilkan pada kondisi translasi terhadap sumbu *z* adalah 0,2 m atau 20 cm.

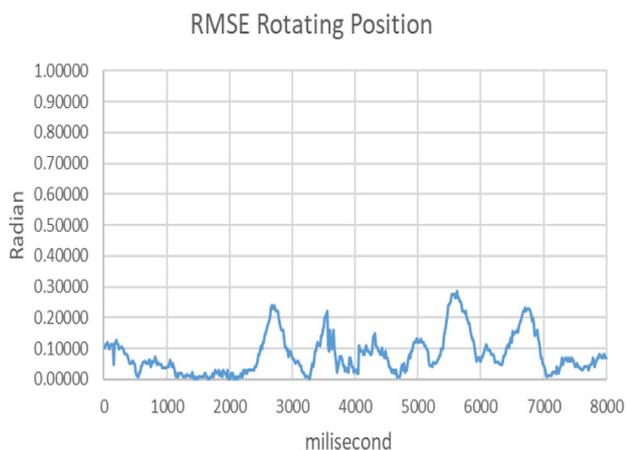
Untuk masing-masing respon input kontrol ditunjukkan pada Gambar 6. Dimana Gambar 6(a) adalah respon kontrol untuk mengontrol pergerakan translasi, dimana *set point* translasi sumbu-*x* dan sumbu-*y* diabaikan atau sama dengan 0, *set point* yang diberikan adalah pergeseran translasi terhadap sumbu-*z*. Titik maksimum kontrol input



Gambar 5. (a) Respon kesalahan kondisi Roll (ϕ), (b) Respon kesalahan kondisi Pitch (θ), (c) Respon kesalahan kondisi Yaw (ψ), (d) Respon kesalahan kondisi translasi terhadap sumbu Z



Gambar 6. (a) Profil input kontrol U1, (b) Profil input kontrol U2, (c) Profil input kontrol U3, (d) Profil input kontrol U4



Gambar 7. Respon RMSE pada kondisi rotasi

pertama kurang dari 9 Newton. Profil input *controller* untuk pergerakan rotasi ditunjukkan pada Gambar 6(b), Gambar 6(c), Gambar 6(d). Dari profil input *controller* terlihat bahwa sistem relatif stabil dalam mengontrol pergerakan pendaratan *quadcopter* secara otomatis. Pada pergerakan ini, pergerakan sudut diatur pada nilai 0 radian, dan kontroler berhasil menjalankan tugasnya untuk menstabilkan sistem. Total *error* rata-rata terlihat relatif kecil seperti terlihat pada Gambar 7.

V. KESIMPULAN

Sistem pendaratan otomatis yang didesain telah berhasil diimplementasikan pada *quadcopter* riil. Metode SMC yang didesain berhasil menstabilkan *attitude* (*roll*, *pitch*, *yaw*) dengan kesalahan maksimum masing-masing *attitude* secara berurutan adalah $\pm 0,05$ radian, $\pm 0,03$ radian, dan $\pm 0,3$ radian. Sedangkan pada kontrol ketinggian, metode SMC berhasil melakukan *tracking trajectory* yang telah didesain untuk melakukan pendaratan secara otomatis. Kesalahan *tracking* maksimal yang dihasilkan adalah sekitar 20 cm. Secara umum, pada keempat DOF yang dikontrol, metode SMC telah berhasil diterapkan dengan kesalahan berada di sekitar nilai nol.

REFERENSI

- [1] H. Nobahari and A. R. Sharifi, "Continuous ant colony filter applied to online estimation and compensation of ground effect in automatic landing of quadrotor," *Journal of Engineering Application of Artificial Intelligence - ELSEVIER*, vol. 32, pp. 100-111, 2014.
- [2] B. Sumantri, Robust and Energy-Efficient Controller Design for a Quad-Rotor Helicopter, Aichi: Doctor of Engineering Thesis in Robotics and Mechatronics Laboratory Department of Mechanical Engineering Toyohashi University of Technology, 2015.
- [3] M. R. Mokhtari and B. Cherki, "A new robust control for minirotorcraft unmanned aerial vehicles," *Journal Of ISA Transactions*, vol. 56, pp. 86-101, 2015.
- [4] S. Shouzaon, A. A. Mian, Z. Chao and J. Bin, "Autonomous takeoff and landing control for a prototype unmanned helicopter," *Journal of Control Engineering Practice - ELSEVIER*, vol. 18, pp. 1053-1059, 2010.
- [5] E. Zheng and J. Xiong, "Quad-rotor unmanned helicopter control via novel robust terminal sliding mode controller and under-actuated system sliding mode controller," *Optic International Journal for Light and Electron Optics*, vol. 125, no. 12, pp. 2817-2825, 2014.
- [6] E. Kayacan and R. Maslim, "Type-2 Fuzzy Logic Trajectory Tracking Control of Quadrotor VTOL Aircraft With Elliptic Membership Functions," *Journal Of IEEE Robotics and Automation Society Transaction On Mechatronics*, vol. 22, no. 1, pp. 339 - 348, 2017.
- [7] B. Sumantri, N. Uchiyama and S. Sano, "Least square based sliding mode control for a quad-rotor helicopter and energy saving by chattering reduction," *Journal of Mechanical Systems and Signal Processing - ELSEVIER*, vol. 1, no. 66-67, pp. 769-784, 2015.
- [8] B. Sumantri, N. Uchiyama, S. Sano, "Generalized super-twisting sliding mode control with a nonlinear sliding surface for robust and energy-efficient controller of a quad-rotor helicopter", Proc IMechE Part C : *Journal of Mechanical Engineering Science*, vol. 231, iss. 11, pp. 2042-2053, 2017.
- [9] R. Akbar, B. Sumantri, H. Katayama, S. Sano, N. Uchiyama. "Reduced-Order Observer Based Sliding Mode Control for a Quad-Rotor Helicopter", *Journal of Robotics and Mechatronics*, vol.28, no.3, pp. 304-313, 2016.