

PENGEMBANGAN KENDALI TERBANG BERBASIS *SLIDING MODE CONTROL* DENGAN ELIMINASI *CHATTERING* PADA *QUADROTOR* UNTUK MENGATASI GANGGUAN ANGIN TAK TENTU DI KAWASAN JAWA BARAT

Muhammad Rizki Zuhri¹, Singgih Satrio Wibowo², Maria Fransisca Soetanto³

^{1,2,3}Politeknik Negeri Bandung

Email: ¹muhammad.rizki@polban.ac.id, ²singgih.wibowo@polban.ac.id, ³mariasoetanto@polban.ac.id

Abstrak

Quadrotor secara instrinsik bersifat tidak stabil. Jika terdapat gangguan angin secara tiba-tiba, maka gangguan angin ini akan teramplifikasi sehingga sikap *quadrotor* menjadi tidak terkendali. Jawa Barat merupakan salah satu Kawasan di Indonesia yang memiliki gangguan angin yang cukup tinggi. Gangguan angin harian yang tercatat menyentuh angka 6,99 m/s dengan nilai maksimum 9,95 m/s. Pada penelitian ini, diusung sistem kendali yang berbasis pada algoritma *sliding mode control* (SMC). Penelitian ini menginvestigasi penerapan algoritma kendali SMC ke dalam *quadrotor* dengan memasukkan aspek gangguan angin acak ke dalam model dengan juga menambahkan fitur eliminasi *chattering*. Penelitian dilakukan secara numerik dengan simulasi menggunakan MATLAB/Simulink, dengan variabel posisi yang akan menjadi fokus utama. *Quadrotor* yang dilengkapi dengan SMC menunjukkan nilai rerata error posisi yang diinginkan terhadap posisi riil yang lebih rendah dibandingkan kendali konvensional PID. Lebih jauh lagi, penambahan fitur eliminasi *chattering* menghasilkan rerata error posisi x , y , dan z yang paling rendah, yaitu berturut-turut sebesar 0,674 m; 0,592 m; dan 0,721 m. Hal ini mengindikasikan bahwa algoritma kendali SMC yang telah dibuat mampu dengan baik mengatasi gangguan angin acak yang terjadi di Kawasan Jawa Barat.

Kata Kunci: *quadrotor*, SMC, gangguan acak

Abstract

Quadrotors are intrinsically unstable. If there is a sudden wind disturbance, this wind disturbance will be amplified so that the *quadrotor's* attitude becomes uncontrollable. West Java is one of the regions in Indonesia that has quite high wind disturbances. The recorded daily wind disturbance reached 6.99 m/s with a maximum value of 9.95 m/s. In this research, a control system based on the *sliding mode control* (SMC) algorithm is used. The advantage of this control algorithm is its ability to compensate for uncertain disturbances. This research investigates the implementation of the SMC control into a *quadrotor* by incorporating random wind disturbance aspects into the model. The research was carried out numerically with simulations using MATLAB/Simulink, with the position variables being the main focus. *Quadrotor* equipped with SMC has a lower mean error value for the desired position relative to the real position. This shows that the SMC control algorithm that has been created is able to properly overcome random wind disturbances that occur in the West Java area.

Keywords: *quadrotor*, SMC, random disturbance

I. PENDAHULUAN

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) telah menarik perhatian dunia penerbangan pada beberapa dekade terakhir. Pada awalnya, UAV dikembangkan untuk tujuan militer (Ibrahim Jenie et al., 2018), akan tetapi akhir-akhir ini mulai merambah ke aspek-aspek non-militer (Suthanthira Vanitha et al., 2020). Keunggulan yang dimiliki oleh UAV dibandingkan dengan wahana terbang lain membuat penggunaan UAV semakin marak, terutama UAV jenis *rotorcraft*. UAV jenis *rotorcraft* memiliki kapabilitas unik, yaitu mampu lepas landas secara vertikal dan mampu terbang *hovering* (Saraoğlu et al., 2020). Keunggulan ini menjadikan *rotorcraft* UAV banyak digunakan dalam misi penyelamatan, monitor lalu lintas, pemetaan, dll (Jategaonkar, 2006; Rahani & Priyambodo, 2019; Suthanthira Vanitha et al., 2020).

Tipe *rotorcraft* yang paling umum adalah *quadrotor*. *Quadrotor* adalah *rotorcraft* yang memiliki 4 propeler/aktuator yang pada umumnya disusun dengan konfigurasi X. Konfigurasi X ini membuat *quadrotor* memiliki momentum yang lebih tinggi, sehingga memiliki kemampuan manuver yang lebih tinggi karena semua aktuator terlibat dalam setiap manuver yang dilakukan (Partovi et al., 2012). *Quadrotor* memiliki 6 derajat kebebasan; 3 translasi dan 3 rotasi, dengan hanya memiliki 4 aktuator (Emran & Najjaran, 2018). Hal ini, meskipun mengindikasikan bahwa *quadrotor* relatif low-cost dan desainnya sederhana, menyebabkan dinamika dan kendali *quadrotor* relatif lebih rumit.

Quadrotor secara instrinsik bersifat tidak stabil (Hartono et al., 2023). Jika terdapat gangguan angin secara tiba-tiba, maka gangguan angin ini akan teramplifikasi sehingga sikap *quadrotor* menjadi tidak terkendali. Oleh karena itu, *quadrotor* harus dilengkapi dengan sistem kendali. Sistem kendali ini akan berfungsi sebagai pelengkap untuk menstabilkan setiap manuver yang dilakukan *quadrotor*, menstabilkan *quadrotor* setelah mendapatkan gangguan, atau bahkan berfungsi supaya *quadrotor* dapat terbang secara otonom sesuai dengan trajektori yang diinginkan.

Jawa Barat merupakan salah satu Kawasan di Indonesia yang memiliki gangguan angin yang cukup tinggi. Bahkan, Jawa Barat merupakan Provinsi yang memiliki angka kerusakan akibat gangguan angin tertinggi (Sarli et al., 2020). Gangguan angin harian yang tercatat menyentuh angka 6,99 m/s dengan nilai maksimum 9,95 m/s (Abdillah et al., 2022). Nilai ini di atas rata-rata kecepatan gangguan angin di Indonesia yang hanya di angka 4,89 m/s (Energydata.info, 2024). Fakta ini

menjadikan sistem kendali terbang yang andal sangat dibutuhkan untuk dapat mengkompensasi gangguan angin yang masif dan tidak pasti di Kawasan Jawa Barat.

Pada penelitian ini, diusung sistem kendali yang berbasis pada algoritma *sliding mode control* (SMC). Algoritma ini, secara teknis, 'memaksa' sistem yang dikendalikan untuk *sliding* sepanjang *sliding* manifolds yang nantinya akan mengarahkan sistem ke kondisi stabil (Konwar, 2017). Keunggulan dari algoritma kendali ini adalah kemampuannya yang mampu mengkompensasi gangguan yang tidak pasti. Hal ini sangat baik untuk diterapkan sebagai kendali *quadrotor* karena *quadrotor* seringkali mendapatkan gangguan yang tidak pasti saat terbang. Algoritma kendali *sliding mode control* akan dikembangkan dan disimulasikan untuk melihat kemampuannya dalam mengendalikan posisi *quadrotor*, dibandingkan dengan algoritma kendali lain yang konvensional.

Beberapa penelitian mengenai kendali terbang *quadrotor* menggunakan SMC sudah dilakukan. (Herrera et al., 2015) menerapkan algoritma SMC untuk kendali *quadrotor* di fase *take-off* dan *landing*. (Zheng et al., 2014) mengembangkan algoritma SMC menjadi orde dua yang meningkatkan prestasi kendali terhadap *quadrotor*. (Wang et al., 2017) menerapkan sistem kendali terbang berbasis SMC pada helicopter berkonfigurasi *quadrotor* untuk meningkatkan *robustness* respons. (Reinoso et al., 2016) melakukan penelitian untuk melakukan *trajectory tracking* pada UAV *quadrotor* berbasis kendali terbang SMC. Bahkan, (Karahana et al., 2023) mengembangkan sistem kendali SMC yang *fault-tolerant* pada UAV *quadrotor*.

Sayangnya, penelitian-penelitian yang sudah dilakukan tersebut masih belum memasukkan aspek gangguan angin random ke dalam studinya. Lebih jauh lagi, penelitian-penelitian tersebut juga belum secara spesifik memasukkan gangguan angin yang terjadi di Kawasan Jawa Barat. Jika melihat data gangguan angin yang disajikan sebelumnya, perlu dikembangkan sistem kendali spesifik yang dapat mengakomodasi gangguan angin di Kawasan Jawa Barat.

Oleh karena itu, penelitian ini menginvestigasi penerapan algoritma kendali SMC dalam implementasinya ke dalam *quadrotor* dengan memasukkan aspek gangguan angin ke dalam model. Lebih spesifik lagi, gangguan angin disesuaikan dengan gangguan angin yang terjadi di Jawa Barat. Penelitian dilakukan secara numerik dengan simulasi menggunakan MATLAB/Simulink, dengan variabel posisi yang akan menjadi fokus utama.

II. METODE

Penelitian dilakukan dengan metode simulasi numerik. Model dinamika *quadrotor* dibangun dengan mengacu pada persamaan gerak *quadrotor* dengan 6 derajat kebebasan (3 gerak translasi dan 3 gerak rotasi). Kemudian, algoritma kendali terbang SMC dibangun dan diimplementasikan kepada model dinamika *quadrotor* tersebut untuk dilihat performa kendalinya ketika diberi gangguan acak dalam kecepatan angin di tiga sumbu. Lebih jauh lagi, algoritma kendali terbang SMC ini juga akan dibandingkan dengan hasil respons yang diperoleh dari algoritma kendali terbang konvensional PID terhadap posisi di sumbu x , y , dan z .

Model Dinamika *Quadrotor*

Model dinamika *quadrotor* tersaji pada beberapa penelitian yang telah dilakukan, di mana terdapat model linear dan nonlinear (Basri et al., 2015; FRANCESCO SABATINO, 2015; Ibrahim Jenie et al., 2018). Perbedaan dari kedua model tersebut terletak pada *coupling* dari sistem persamaan model dinamika masing-masing. Pada model linear ada *coupling* di sistem persamaan modelnya, sehingga sistem persamaan dapat dibentuk menjadi sebuah matriks *state-space*.

Penelitian ini menggunakan pendekatan linear dengan matriks *state-space*. Pada penelitian yang sebelumnya penulis lakukan model dinamika *quadrotor* sudah diperoleh dan didapatkan bahwa model linear sudah cukup baik merepresentasikan model nonlinear (Zuhri et al., 2024). Persamaan (1) menyajikan model linear *state-space* yang diadopsi untuk simulasi numerik di penelitian ini.

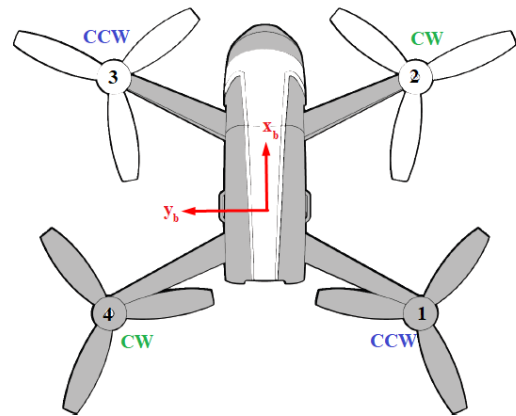
$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \\ \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{f_w l_x^2}{I_x} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{f_w l_y^2}{I_y} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -g & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 4f_w & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \\ p \\ q \\ r \\ u \\ v \\ w \\ x \\ y \\ z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{f_{t\delta} l_y}{I_x} & -\frac{f_{t\delta} l_y}{I_x} & \frac{f_{t\delta} l_y}{I_x} & \frac{f_{t\delta} l_y}{I_x} \\ \frac{f_{t\delta} l_y}{I_x} & -\frac{f_{t\delta} l_y}{I_x} & -\frac{f_{t\delta} l_y}{I_x} & \frac{f_{t\delta} l_y}{I_x} \\ \frac{\tau_{z\delta}}{I_x} & \frac{\tau_{z\delta}}{I_x} & -\frac{\tau_{z\delta}}{I_x} & -\frac{\tau_{z\delta}}{I_x} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{f_{t\delta}}{m} & \frac{f_{t\delta}}{m} & \frac{f_{t\delta}}{m} & \frac{f_{t\delta}}{m} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \end{pmatrix} \quad (1)$$

Di mana $[\phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r \ u \ v \ w]$ adalah variabel *state*; l_x dan l_y adalah posisi propeller ke terhadap pusat massa *quadrotor*; f_w adalah koefisien *thrust* terhadap kecepatan w ; $f_{t\delta}$ adalah koefisien *thrust* terhadap *throttle*; $\tau_{z\delta}$ adalah koefisien torsi terhadap *throttle*; serta δ_i menyatakan besar *throttle* masing-masing propeller. Selanjutnya, akan lebih mudah jika input *throttle* berdasarkan jenis manuver, bukan berdasarkan individu propeller. Untuk itu didefinisikan *thrust logic* sebagaimana persamaan (2) berdasarkan konfigurasi *quadrotor* yang ditunjukkan oleh Gambar. 1. δ_r , δ_p , δ_y , dan δ_H berturut-turut didefinisikan sebagai *throttle* manuver *roll*, *pitch*, *yaw*, dan elevasi.

Lebih jauh lagi, jika mengacu pada *thrust logic* di persamaan (2), input kendali tidak secara langsung mengendalikan posisi *quadrotor* x dan y . Untuk itu, didefinisikan hubungan gerak *roll* dan *pitch* terhadap perpindahan x dan y sebagaimana persamaan (3) (Kotarski et al., 2016).

$$\begin{pmatrix} \delta_r \\ \delta_p \\ \delta_y \\ \delta_H \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} -1 & -1 & 1 & 1 \\ 1 & -1 & -1 & 1 \\ -1 & 1 & -1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{pmatrix} \phi_d \\ \theta_d \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \sin \psi & -\cos \psi \\ \cos \psi & \sin \psi \end{bmatrix} \begin{pmatrix} x_d \\ y_d \end{pmatrix} \quad (3)$$



Gambar 1. Konfigurasi *quadrotor*

Algoritma Kendali SMC

Misalkan sebuah sistem yang diekspresikan sebagai:

$$\dot{x}_1 = x_2$$

$$\dot{x}_2 = h(x) + g(x)u \quad (4)$$

dengan $h(x)$ dan $g(x)$ adalah fungsi dengan ketidakpastian, $g(x) \geq g_0 > 0$, dan g_0 adalah sebuah konstanta. Kemudian, definisikan *sliding manifolds* dan *control logic*:

$$s = ax_1 + x_2, \quad a > 0 \tag{5}$$

$$u = -\beta(x)sgn(s) \tag{6}$$

dengan

$$\beta(x) \geq \rho(x) + \beta_0, \quad \beta_0 > 0$$

$$\rho(x) \geq \left| \frac{ax_2 + h(x)}{g(x)} \right| \tag{7}$$

Dengan mengambil fungsi Lyapunov $V = \frac{1}{2}s^2$, *Sliding manifolds* dan *control logic* di atas akan memastikan bahwa sistem konvergen dalam waktu:

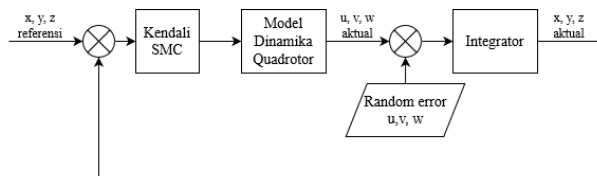
$$t_f \leq \frac{|s(0)|}{\beta_0 g_0} \tag{8}$$

Namun, *control logic* di atas akan menghasilkan *chattering effect*, di mana input kendali akan bergerak bolak-balik dari nilai positif ke negatif dan sebaliknya akibat adanya fungsi signum yang bersifat diskrit. Fenomena ini perlu dihindari karena akan sulit untuk diimplementasikan di sistem kendali yang sebenarnya. Oleh karena itu, *control logic* yang digunakan adalah sebagai berikut:

$$u = -\beta(x)sat\left(\frac{s}{\epsilon}\right), \quad \epsilon > s \tag{9}$$

Fungsi signum digantikan dengan fungsi saturasi, sehingga dapat mengeliminasi fenomena *chattering* (Suleiman et al., 2018). Fungsi saturasi ini memastikan bahwa input kendali akan tetap kontinu, tidak diskrit, sehingga akan meningkatkan prestasi kendali pula (Faiz et al., 2023).

Diagram model simulasi yang dibangun di Matlab/Simulink tersaji pada Gambar. 2 di bawah.



Gambar 2. Diagram model simulasi

III. HASIL DAN PEMBAHASAN

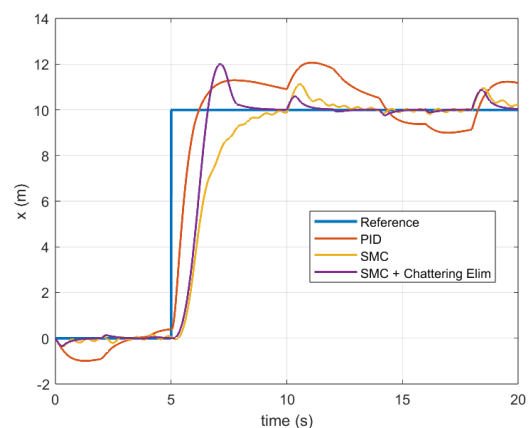
Model *quadrotor* yang telah dilengkapi dengan kendali berbasis SMC diberikan target nilai posisi yang diinginkan (x , y , dan z) disertai dengan gangguan acak pada kecepatan angin u , v , dan w .

Gangguan berupa distribusi seragam dengan nilai minimum -4 m/s dan maksimum 4 m/s yang muncul setiap 2 detik simulasi. Gambar. 2, 3 dan 4 berturut-turut menampilkan respons posisi x , y , dan z *quadrotor* yang diperoleh.

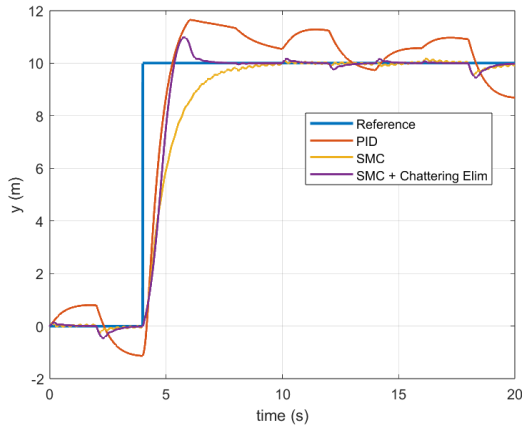
Dari hasil yang tersaji pada Gambar. 3-5, dapat dilihat bahwa algoritma kendali PID tidak mampu mengakomodasi gangguan angin yang terjadi. Kendali PID yang diimplementasikan kepada *quadrotor* tidak mampu dengan cepat mengembalikan *quadrotor* ke posisi semula akibat gangguan yang acak. Respons posisi *quadrotor* pada ketiga sumbu menjadi sangat berfluktuasi, bahkan hampir tidak mampu memenuhi target nilai posisi x , y , dan z yang diinginkan.

Sementara itu, algoritma kendali SMC, baik dengan eliminasi *chattering* atau pun tidak, tampak mampu lebih baik mengantisipasi gangguan angin acak yang diberikan. Algoritma kendali SMC mampu mengendalikan *quadrotor* untuk mencapai nilai x , y , dan z yang diinginkan, meskipun terdapat gangguan angin acak yang diberikan.

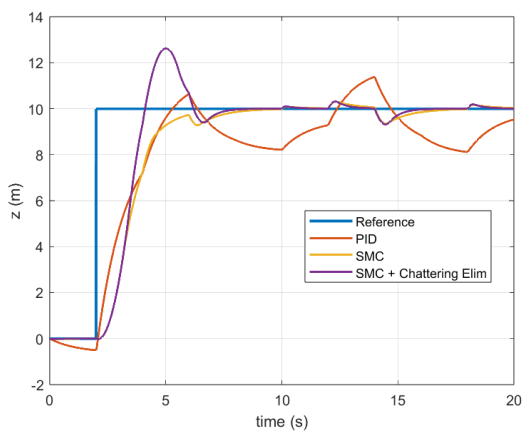
Quadrotor yang diberikan kendali SMC tanpa eliminasi *chattering* (grafik dengan garis kuning pada Gambar. 3-5) terlihat memiliki *rise time* yang lebih lambat daripada *quadrotor* yang diberi kontrol PID. Hal ini dapat dicermati dari kebutuhan waktu yang lebih lama bagi kendali SMC tanpa eliminasi *chattering* untuk bisa mencapai nilai target untuk masing-masing posisi x , y , dan z . Meskipun begitu, setelah *quadrotor* dengan kendali SMC tersebut mencapai nilai target, deviasi posisi akibat gangguan acak jauh lebih kecil dibandingkan dengan *quadrotor* yang dilengkapi dengan kontrol PID.



Gambar 3. Perbandingan respons posisi x



Gambar 4. Perbandingan respons posisi y

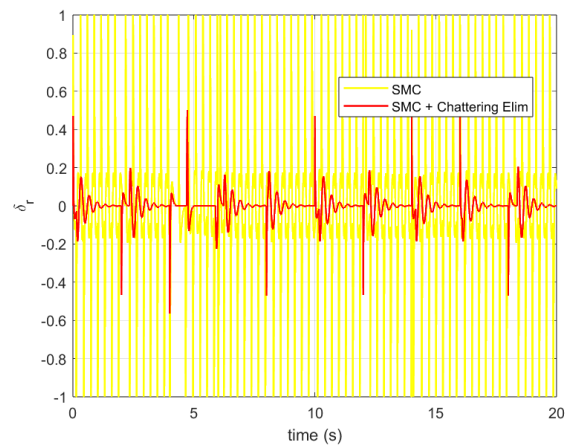


Gambar 5. Perbandingan respons posisi z

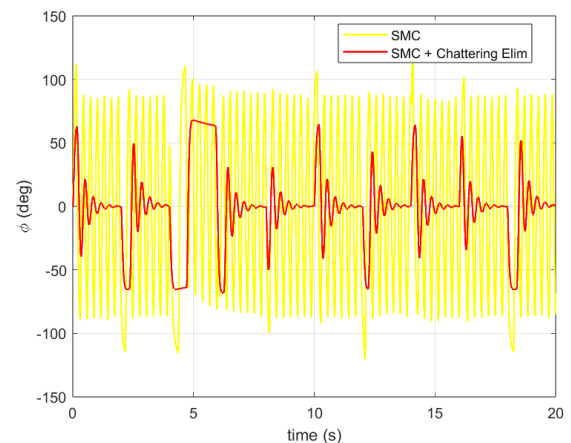
Akan tetapi, fenomena *chattering* masih terjadi pada *quadrotor* dengan kendali SMC tanpa eliminasi *chattering*. Dapat dilihat pada grafik respons posisi x dan y *quadrotor* untuk kendali ini masih menunjukkan profil naik-turun seperti gerigi (lihat Kembali Gambar. 3 dan 4). Fenomena ini dapat diatasi dengan penerapan eliminasi *chattering* yang mengacu persamaan (9), sebagaimana ditunjukkan oleh grafik dengan garis ungu pada Gambar. 3 dan 4, di mana respons *quadrotor* sudah tidak menunjukkan profil naik-turun seperti gerigi.

Untuk memperjelas perbandingan fenomena *chattering* ini, Gambar. 6 dan 7 berturut-turut menampilkan input manuver *roll* δ_r dan respons *roll* yang terjadi untuk *quadrotor* yang dilengkapi kendali SMC dengan dan tanpa eliminasi *chattering*. Terlihat dengan jelas bahwa input manuver *roll* untuk kendali SMC tanpa eliminasi *chattering* memiliki profil yang sangat naik-turun dan diskret. Hal ini dikarenakan fungsi *signum* yang diimplementasikan pada *control logic* sebagaimana mengacu pada persamaan (6). Pada realitasnya, input manuver seperti ini akan sangat tidak mungkin untuk diterapkan pada *quadrotor* karena perubahan nilai inputnya yang terlalu drastis terhadap waktu.

Sebaliknya, kendali SMC dengan eliminasi *chattering* memberikan input manuver *roll* yang jauh lebih mulus dan kontinu berkat fungsi saturasi yang menggantikan fungsi *signum*. Fenomena *chattering* ini juga dapat dicermati pada grafik respons *roll quadrotor*, di mana *quadrotor* dengan kendali SMC tanpa eliminasi *chattering* menunjukkan respons yang diskret dan naik turun hingga mencapai angka -100° dan 100° . Di lain pihak, respons *quadrotor* yang dilengkapi kendali SMC dengan eliminasi *chattering* memiliki respons yang lebih mulus dan amplitudo yang lebih kecil. Meskipun demikian, nilai amplitudo respons yang diperoleh masih berkisar di angka 50° . Nilai ini masih terbilang besar, yang mengartikan *quadrotor* akan mengalami guncangan yang cukup signifikan saat mendapatkan gangguan kecepatan angin.



Gambar 6. Perbandingan input manuver *roll* SMC tanpa dan dengan eliminasi *chattering*



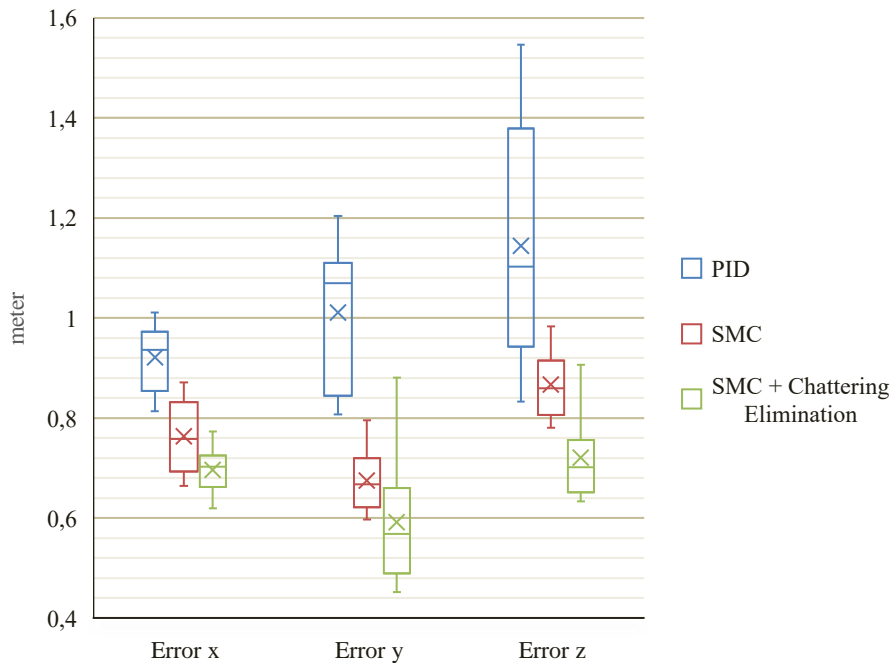
Gambar 7. Perbandingan respons sudut *roll* SMC tanpa dan dengan eliminasi *chattering*

Dibalik fenomena *chattering* yang berhasil dieliminasi, respons *quadrotor* yang dilengkapi kendali SMC dengan eliminasi *chattering* cenderung memiliki *rise time* yang lebih singkat (lihat Kembali

Gambar. 3-5). Namun, akibatnya respons *quadrotor* mengalami *overshoot* yang lebih besar.

Terakhir, Gambar. 8 dan Tabel 1 menampilkan rangkuman nilai error yang didapatkan masing-masing kendali dalam 10 kali percobaan simulasi dengan gangguan acak. Didapatkan bahwa kendali SMC dengan eliminasi *chattering* secara konsisten

memberikan nilai error yang paling rendah untuk ketiga nilai posisi; x , y , dan z . Hal ini menunjukkan bahwa algoritma kendali SMC yang dikembangkan sudah cukup mampu mengakomodasi gangguan angin acak yang terjadi di Kawasan Jawa Barat.



Gambar 8. Perbandingan rerata error kendali quadrotor

Tabel 1. Rangkuman nilai error tiap kendali

Rerata Error (m)	PID	SMC	SMC + Chattering Elimination
Error x	0,935	0,749	0,674
Error y	1,011	0,676	0,592
Error z	1,144	0,867	0,721

IV. PENUTUP

Kesimpulan

Algoritma kendali *quadrotor* berbasis *Sliding mode control* telah berhasil dikembangkan pada penelitian ini. Kendali SMC tanpa eliminasi *chattering* telah menunjukkan performa yang lebih baik dibandingkan kendali PID tradisional dalam mengatasi gangguan angin acak yang mungkin terjadi di Kawasan Jawa Barat. Namun, kendali SMC tanpa eliminasi *chattering* masih memiliki kekurangan berupa input manuver yang terlalu naik-turun dan drastis.

Kendali SMC yang dilengkapi eliminasi *chattering* mampu mengatasi kendala tersebut, di mana input manuver yang dihasilkan bersifat kontinu dan mulus.

Respons yang diperoleh juga memiliki *rise time* yang lebih singkat, walaupun berefek pada nilai *overshoot* yang lebih tinggi. Terlepas dari itu, *quadrotor* yang dilengkapi dengan kendali ini menunjukkan respons yang lebih baik, ditunjukkan dengan nilai rerata error yang lebih rendah. Hal ini menunjukkan bahwa algoritma kendali SMC dengan eliminasi *chattering* yang telah dibuat mampu dengan baik mengatasi gangguan angin acak yang terjadi di Kawasan Jawa Barat.

Saran

Walaupun algoritma yang dikembangkan sudah menunjukkan performa yang cukup baik, peningkatan lebih lanjut tetap harus dilakukan. Di antara peningkatan yang dapat dilakukan adalah nilai

input manuver yang masih beresilasi. Nilai input yang beresilasi akan membutuhkan propeller yang sangat responsif dan akurat, sehingga sulit untuk diwujudkan.

Lebih jauh lagi, penelitian ini masih berupa simulasi numerik. Diperlukan validasi berupa eksperimen menggunakan *quadrotor* nyata untuk memastikan bahwa kendali yang dirancang benar-benar dapat diimplementasikan.

Ucapan Terima Kasih

Penulis berterima kasih kepada Unit Penelitian dan Pengabdian Masyarakat Politeknik Negeri Bandung yang telah memberikan bantuan pendanaan penelitian kepada penulis dalam menuntaskan penelitian ini.

Penulis juga berterima kasih kepada Jurusan Teknik Mesin Politeknik Negeri Bandung atas dukungan moril dan materiil yang diberikan kepada penulis.

V. DAFTAR PUSTAKA

- Abdillah, M. R., Sarli, P. W., Firmansyah, H. R., Sakti, A. D., Fajary, F. R., Muharsyah, R., & Sudarman, G. G. (2022). Extreme Wind Variability and Wind Map Development in Western Java, Indonesia. *International Journal of Disaster Risk Science*, 13(3), 465–480. <https://doi.org/10.1007/s13753-022-00420-7>
- Basri, M. A. M., Husain, A., & Danapalasingam, K. (2015). Stabilization and trajectory tracking control for underactuated quadrotor helicopter subject to wind-gust disturbance. *Sadhana - Academy Proceedings in Engineering Sciences*, 40(5), 1531–1553. <https://doi.org/10.1007/s12046-015-0384-4>
- Emran, B. J., & Najjaran, H. (2018). A review of quadrotor: An underactuated mechanical system. In *Annual Reviews in Control* (Vol. 46). <https://doi.org/10.1016/j.arcontrol.2018.10.009>
- Energydata.info. (2024, February 13). *Global Wind Atlas*. <https://globalwindatlas.info/en/area/Indonesia>
- Faiz, M., Sumantri, B., & Bayu Dewantara, B. S. (2023). Sistem Kontrol pada Automated Guided Vehicle Beroda Mekanum menggunakan Sliding Mode Controller. *Jurnal Rekayasa Elektrika*, 19(1). <https://doi.org/10.17529/jre.v19i1.28127>
- FRANCESCO SABATINO. (2015). Quadrotor control: modeling, nonlinear control design, and simulation. In *KTH Electrical Engineering* (Vol. 41, Issue 3).
- Hartono, B., Rizki Zuhri, M., Asti Rosalia, C., & Fauzan, N. (2023). *METAL: Jurnal Sistem Mekanik dan Termal Autonomous Quadcopter Image Processing for Simulated Search and Rescue Flights*. 7(2), 8–17. <https://doi.org/10.25077/metal.7.2.8-17.2023>
- Herrera, M., Chamorro, W., Gómez, A. P., & Camacho, O. (2015). Sliding Mode Control: An Approach to Control a Quadrotor. *Proceedings - 2015 Asia-Pacific Conference on Computer-Aided System Engineering, APCASE 2015*. <https://doi.org/10.1109/APCASE.2015.62>
- Ibrahim Jenie, Y., Rafi Hadytama, M., Syafi, I., & Arifianto, O. (2018). A State Space Linear Mathematical Model and Simulation of a Quadrotor Unmanned. *International Journal of Mechanical and Production Engineering*, 6, 2321–2071. <http://iraj.>
- Jategaonkar, R. V. (2006). Flight Vehicle System Identification. In *Flight Vehicle System Identification*. <https://doi.org/10.2514/4.866852>
- Karahan, M., Inal, M., & Kasnakoglu, C. (2023). Fault Tolerant Super Twisting Sliding Mode Control of a Quadrotor UAV Using Control Allocation. *International Journal of Robotics and Control Systems*, 3(2). <https://doi.org/10.31763/ijrcs.v3i2.994>
- Konwar, R. (2017). A Review on Sliding Mode Control: An Approach for Robust Control Process. *ADBU Journal of Electrical and Electronics Engineering (AJEEE)*, 1(1).
- Kotarski, D., Benic, Z., & Krznar, M. (2016). Control Design for Unmanned Aerial Vehicles with Four Rotors. *Interdisciplinary Description of Complex Systems*, 14(2). <https://doi.org/10.7906/indecs.14.2.12>
- Partovi, A. R., Kevin, A. Z. Y., Lin, H., Chen, B. M., & Cai, G. (2012). Development of a cross style quadrotor. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference 2012*. <https://doi.org/10.2514/6.2012-4780>
- Rahani, F. F., & Priyambodo, T. K. (2019). Implementasi Full State Feedback LQR dengan JST pada Kendali Ketinggian Quadrotor. *Jurnal Nasional Teknik Elektro Dan Teknologi Informasi (JNTETI)*, 8(4). <https://doi.org/10.22146/jnteti.v8i4.536>
- Reinoso, M., Minchala, L. I., Ortiz, J. P., Astudillo, D., & Verdugo, D. (2016). Trajectory tracking of a quadrotor using sliding mode control. *IEEE*

Latin America Transactions, 14(5).
<https://doi.org/10.1109/TLA.2016.7530409>

- Saraoğlu, M., Janschek, K., Morozov, A., & Söylemez, M. T. (2020). *Quadrotor Angle Stabilization using Full State Feedback by Partial Robust Pole Assignment Method: Pole Retention*. <https://doi.org/10.2991/csit-19.2019.32>
- Sarli, P. W., Abdillah, M. R., & Sakti, A. D. (2020). Relationship between wind incidents and wind-induced damage to construction in West Java, Indonesia. *IOP Conference Series: Earth and Environmental Science*, 592(1). <https://doi.org/10.1088/1755-1315/592/1/012001>
- Suleiman, H. U., Murazu, M. B., Zarma, T. A., Salawudeen, A. T., Thomas, S., & Galadima, A. A. (2018). Methods of chattering reduction in sliding mode control: A case study of ball and plate system. *IEEE International Conference on Adaptive Science and Technology, ICAST, 2018-August*. <https://doi.org/10.1109/ICASTECH.2018.8506783>
- Suthanthira Vanitha, N., Manivannan, L., Meenakshi, T., & Radhika, K. (2020). Stability analysis of quadrotor using state space mathematical modeling. *Materials Today: Proceedings*, 33. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2020.06.428>
- Wang, C., Chen, Z., & Sun, M. (2017). Sliding mode control of a quadrotor helicopter. *Zhongnan Daxue Xuebao (Ziran Kexue Ban)/Journal of Central South University (Science and Technology)*, 48(4). <https://doi.org/10.11817/j.issn.1672-7207.2017.04.021>
- Zheng, E. H., Xiong, J. J., & Luo, J. L. (2014). Second order sliding mode control for a quadrotor UAV. *ISA Transactions*, 53(4). <https://doi.org/10.1016/j.isatra.2014.03.010>
- Zuhri, M. R., Islami, Z. S., & Rosalia, C. A. (2024). Linear and Nonlinear Simulation for Quadrotor Dynamics Encompassing Induced Disturbance. *Jurnal Jaring Saintek*, 6(1), 9–16.