

KENDALI PID PADA QUADCOPTER UNTUK GERAK ATTITUDE PITCH DAN ROLL SAAT HOVERING

Agung Nugroho¹⁾, Haris Khairurozi²⁾, Herwin Suprijono³⁾, dan M Ary Heryanto⁴⁾

^{1, 2, 3, 4)} Teknik Elektro Universitas Dian Nuswantoro

Nakula I No 5-11, Semarang

e-mail: 511202101134@mhs.dinus.ac.id¹⁾, 511201300592@mhs.dinus.ac.id²⁾, herwin.suprijono@dsn.dinus.ac.id³⁾, m.ary-heryanto@dsn.dinus.ac.id³⁾

ABSTRACT

The quadcopter represents one of the emerging research areas in unmanned aerial vehicle (UAV) technology. One of its advantages lies in its simple mechanism and smaller propeller size compared to helicopters, while maintaining the same lifting capacity. The quadcopter employs inner and outer control schemes, where the inner control manages attitude roll, pitch, yaw, and altitude, thereby affecting the motion of the quadcopter. Meanwhile, the outer control governs the direction of the quadcopter's movement. This condition underscores the significance of inner control, ensuring the quadcopter's maneuverability. Consequently, there is a need to design an attitude, pitch, and roll control using the PID method. This experiment focuses on roll and pitch control under hover conditions. The PID control experiment yielded optimal results with parameters $K_P = 60$, $K_I = 22$, and $K_D = 14$, exhibiting rapid response, absence of oscillation, deviations smaller than 20° in both roll and pitch controls, and the ability to return the attitude to the initial setpoint position when disturbances occur.

Keywords: Attitude, hovering, PID controller, quadcopter.

ABSTRAK

Quadcopter merupakan salah satu bidang riset yang baru dalam teknologi unmanned aerial vehicle (UAV). Salah satu keunggulan pada Quadcopter adalah mekanisme yang sederhana dan ukuran pada baling-baling yang lebih kecil dibandingkan dengan helikopter dengan daya angkat yang sama. Quadcopter memiliki skema kendali inner dan kendali outer, dimana kendali inner mengendalikan attitude roll, pitch, yaw, dan altitude yang berimplikasi pada gerak quadcopter. Sedangkan kendali outer mengendalikan arah gerak quadcopter. Kondisi ini menjadikan kendali inner sangat penting sehingga mampu menjaga quadcopter dapat bergerak. Untuk itu perlu dirancang suatu kendali attitude pitch dan roll dengan metode PID. Eksperimen ini fokus pada kendali roll dan pitch di kondisi hover. Hasil eksperimen kendali PID pada roll dan pitch didapatkan hasil terbaik pada parameter $K_P=60$, $K_I=22$, dan $K_D=14$ yang memiliki respon cepat, tidak terjadi osilasi, lonjakan lebih kecil dari 20° baik pada kendali roll maupun pitch, dan mampu mengembalikan attitude pada posisi setpoint awal apabila diberi gangguan.

Kata Kunci: Attitude, hovering, kendali PID, quadcopter.

I. PENDAHULUAN

KEMAJUAN teknologi Quadcopter merupakan salah satu bidang riset yang baru dalam teknologi penerbangan. Saat ini, Quadcopter banyak dimanfaatkan untuk berbagai keperluan, termasuk pemantauan perbatasan, pengambilan foto udara dalam bidang fotografi, pemantauan cuaca di suatu wilayah dalam bidang geografi, dan sebagai alat untuk memantau kondisi di sekitar daerah bencana dari jarak jauh. [1], [2], [3], [4], [5]. Quadcopter merupakan jenis pesawat udara yang memiliki sayap putar (*rotary wing*) dan ditenagai oleh motor *brushless DC* (BLDC). Pada setiap frame Quadcopter terdapat empat motor BLDC yang menggerakkan empat baling-baling. Quadcopter termasuk dalam kategori *unmanned aerial vehicle* (UAV) yang memiliki empat baling-baling yang dioperasikan oleh empat motor brushless, dengan dua motor berputar searah jarum jam dan dua motor berputar berlawanan arah jarum jam [6], [7].

Seperti Helikopter, Quadcopter juga merupakan alat transportasi udara yang menggunakan baling-baling untuk bergerak dan dapat terbang diam di udara.

Quadcopter tidak memiliki bagian yang bergerak selain baling-baling yang didorong oleh motor BLDC, berbeda dengan helikopter konvensional yang memerlukan hub kompleks untuk memutar sumbu motor [8]. Keunggulan Quadcopter terletak pada kemampuannya untuk terbang di wilayah yang sempit. Quadcopter dapat melakukan penerbangan diam di udara (*hovering*) dengan mengatur kecepatan putaran motor dan arah putaran motor ke dalam untuk menghilangkan gaya sentrifugal di sekitar Quadcopter [7].

Terdapat empat pengaturan dasar kecepatan putaran pada propeller yaitu *throttle propeller*, *pitch propeller*, *yaw propeller*, *roll Propeller*. Empat pengaturan dasar ini merupakan attitude quadcopter yang menentukan arah geraknya. Konsep kendali dari quadcopter secara umum terdapat kendali *inner* yaitu kendali attitude dan kendali *outer* sebagai penentu gerak [9]. Penelitian tentang kendali pada quadcopter telah banyak dilakukan, pada penelitian [10] membahas tentang platform kendali lintasan terbang berbasis GPS (*Global Positioning System*) yang di setting melalui aplikasi android. Sedangkan penelitian [11], [12] membahas

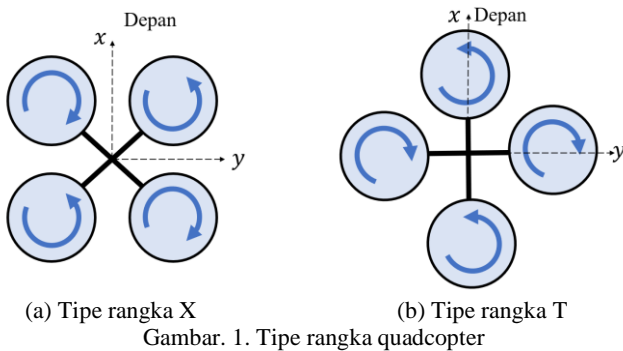
tentang kendali PID pada gerak autonomous, namun kendali yang digunakan merupakan kendali dari modul ardupilot dan arduflyer.

Mengacu kepada penentu gerak adalah kendali inner, dan penggunaan kendali PID maka pada penelitian ini fokus pada respon kendali PID terhadap gerak attitude *pitch* dan *roll* dan ketahanan terhadap gangguan, dimana kedua attitude ini memiliki peran penting pada arah gerak quadcopter.

Struktur makalah ini adalah sebagai berikut: bagian 2 membahas tentang konsep quadcopter, sistem gerak dan model matematis; kemudian pada bagian 3 membahas tentang metode penelitian yang diawali dengan membangun quadcopter dan rancangan skema kendali; pada bagian 4 membahas hasil penelitian dari kendali attitude; dan terakhir pada bagian 5 merupakan kesimpulan dari makalah.

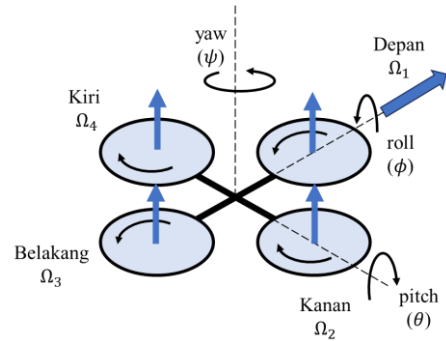
II. QUADCOPTER

Quadcopter memiliki empat penggerak baling-baling pada tiap ujung yang langsung memberikan dampak kepada attitude *pitch* (θ), *roll* (ϕ), dan *yaw* (ψ). Perubahan *Pitch* secara independent berpengaruh langsung ke gerak maju atau mundur, sedangkan *roll* berpengaruh pada gerak ke samping atau ke kiri dan *yaw* mempengaruhi gerak putar quadcopter sehingga mengubah arah orientasinya. Quadcopter memiliki dua tipe rangka seperti pada Gambar. 1, yaitu (a) rangka X dengan arah depan adalah ditengah antara dua baling-baling dan (b) rangka T dengan arah depan adalah salah satu baling-baling [13], [14].



Gambar. 1. Tipe rangka quadcopter

Pada [9] dijelaskan tentang attitude *pitch*, *roll*, dan *yaw* dari rangka T seperti pada Gambar. 2. Kecepatan putar tiap baling-baling yaitu $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$, dan Ω_4 merepresentasikan letak masing-masing depan, kanan, belakang, dan kiri. Apabila terjadi perbedaan kecepatan putar antara Ω_1 dengan Ω_3 mengakibatkan sudut *pitch* (θ) berubah, sedangkan apabila terjadi perbedaan kecepatan putar pada Ω_2 dengan Ω_4 akan mengubah sudut *roll* (ϕ). Perubahan sudut *yaw* (ψ) terjadi apabila perbedaan kecepatan putar antara Ω_1 dan Ω_3 dengan Ω_2 dan Ω_4 , dengan $\Omega_1 = \Omega_3$; $\Omega_2 = \Omega_4$.



Gambar. 2. Gerak attitude *pitch*, *roll*, dan *yaw* pada konstruksi rangka T quadcopter

Dari penjelasan diatas didapat model gerak attitude dari quadcopter adalah sebagai berikut:

$$\begin{aligned}
 U_1 &= b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\
 U_2 &= lb(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\
 U_3 &= lb(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \\
 U_4 &= d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\
 \Omega &= -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

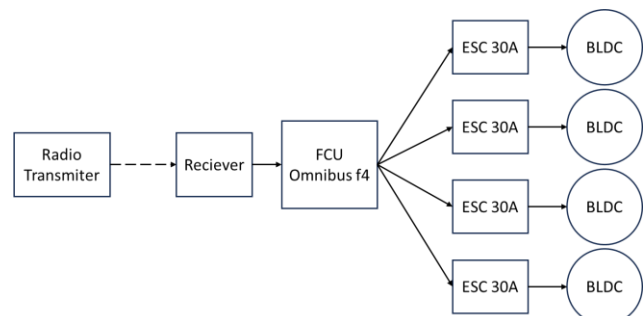
dimana

U_1 adalah *thrust* yang berkorelasi pada altitude, U_2 adalah *roll*, U_3 adalah *pitch*, U_4 adalah *yaw*, b adalah koefisien *thrust* (Ns^2), d adalah koefisien *drag* (Nms^2), dan l adalah jarak antara pusat quadcopter dengan pusat baling-baling (m). Sedangkan Ω merupakan jumlah total kecepatan sudut tiap baling-baling.

III. METODOLOGI PENELITIAN

A. Test bed dan Quadcopter

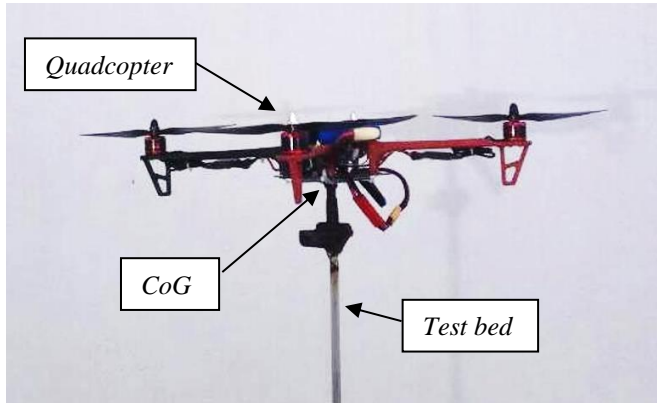
Tahapan dalam penelitian ini dimulai dengan membuat wahana quadcopter menggunakan rangka T. Quadcopter yang dibangun menggunakan rangka DJI F450, *electronic speed controller* (ESC) 30A untuk menggerakkan motor BLDC dengan tipe 2212 dan spesifikasi 920KV, baterai lippo 4s yang memiliki tegangan 14.8 V dan kapasitas arus 2200 mA, dan *flight control unit* (FCU) omnibus f4 yang dilengkapi sensor MPU-6050 dimana didalamnya telah disematkan integrasi antara *accelerometer* dan *gyro*. Blok diagram rangkaian elektrik dari quadcopter dapat dilihat pada Gambar. 3



Gambar. 3. Blok diagram rangkaian elektrik Quadcopter

Untuk mengurangi resiko, penelitian ini masih menggunakan test bed dan tidak terbang. Test bed

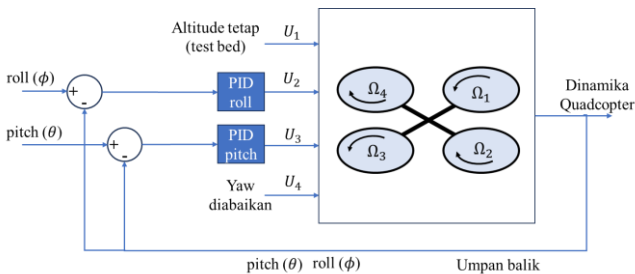
adalah perangkat pendukung dimana keadaan quadcopter ditopang dalam suatu keadaan sehingga tidak terbang tetapi mampu melakukan gerak attitude Pitch dan Rollnya [15]. Konstruksi test bed dapat dilihat pada Gambar. 4. Konstruksi testbed menyangga quadcopter pada *Center of Gravity* (CoG) sehingga tidak memberikan pengaruh berarti kepada sistem kendali. Penelitian ini dilakukan di laboratorium Robotik dan Kendali Cerdas Fakultas Teknik Universitas Dian Nuswantoro Semarang.



Gambar. 4. Quadcopter pada test bed

B. Skema kendali PID

Mengacu kepada persamaan 1 maka dibuat kendali attitude pitch dan roll yang berdampak pada U_2 dan U_3 . Kendali PID dibuat seperti pada Gambar. 5. Pada penelitian ini altitude dan yaw diabaikan.



Gambar. 5. Blok diagram kendali PID pitch dan roll

Pengendali PID adalah kendali yang terdiri dari tiga jenis pengendali, yaitu pengendali (P) Proportional, (I) Integral, dan (D) Derivative sehingga kendali PID dapat dilihat pada persamaan (2).

$$u(t) = K_P e(t) + K_I \int_0^t e(\tau) d\tau + K_D \frac{de(t)}{dt} \quad (2)$$

Dimana u adalah variabel kendali, e adalah error, K_P adalah koefisien P, K_I adalah koefisien I, dan K_D adalah koefisien D [16], [17], [18], [19].

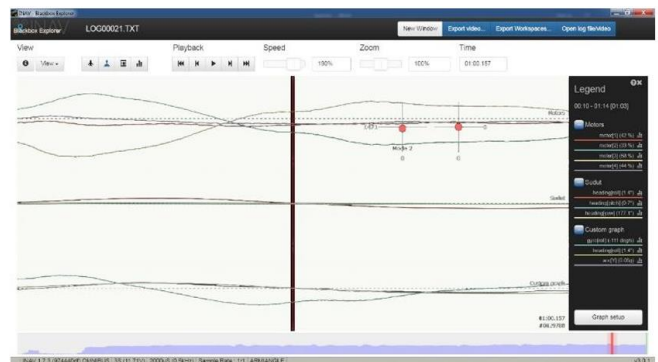
Pada penelitian ini dicari koefisien K_P , K_I , dan K_D yang sesuai untuk masing-masing kendali pitch dan roll. Karena quadcopter pada penelitian ini simetris dan diasumsikan pusat gravitasi berada di tengah quadcopter maka perubahan koefisien K_P , K_I , dan K_D pada kendali pitch dan roll menggunakan angka yang sama.

C. Akuisisi data

Pada penelitian ini menggunakan perangkat software

Inav configurator untuk mengambil data dan di konversi didalam *blackbox explorer* dan perangkat lunak Matlab dilakukan untuk pengambilan grafik PID, dan mendapatkan nilai parameter yang sesuai sehingga mampu mengendalikan kondisi pitch dan roll pada Quadcopter.

Proses pengambilan data pengujian pada penelitian ini adalah memanfaatkan slot sdcard yang ada pada FCU yang digunakan untuk menyimpan data selama pengujian. Data pengujian yang disimpan dalam sdcard tersebut dikonversi menggunakan program *blackbox explorer* seperti ditunjukkan pada Gambar. 6. Dari data yang telah di decode oleh *blackbox explorer* kemudian diolah dan dianalisis pada program matlab. Setelah mengolah data kemudian dilakukan pengujian pada Quadcopter.

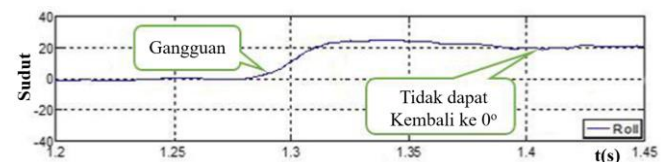


Gambar. 6. Akuisisi data menggunakan *blackbox explorer*

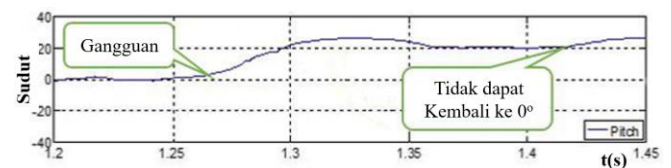
IV. HASIL DAN PEMBAHASAN

Pengujian dilakukan dengan memberikan nilai set-point untuk roll dan pitch adalah 0° , yaitu kondisi hovering. Setelah kondisi quadcopter dalam keadaan hovering diberikan gangguan sehingga didapatkan respon kendalinya. Pengujian dilakukan pada beberapa scenario parameter K_P , K_I , dan K_D pada kendali PID.

Pada pengujian pertama dengan parameter $K_P=10$, $K_I=0$, dan $K_D=0$, terlihat pada Gambar. 7 dan Gambar. 8 bahwa setelah diberikan gangguan kendali quadcopter tidak mampu untuk mengembalikan posisi sudut roll dan pitch ke 0° .

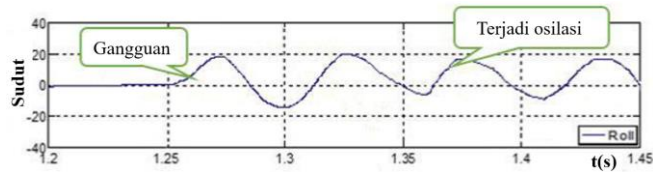


Gambar. 7. Respon kendali sudut roll dengan $K_P=10$, $K_I=0$, dan $K_D=0$

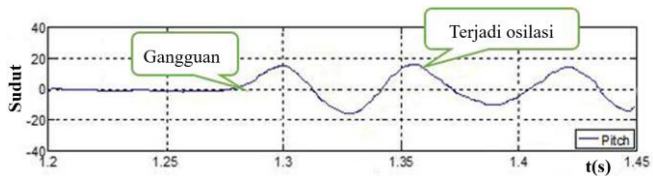


Gambar. 8. Respon kendali sudut pitch dengan $K_P=10$, $K_I=0$, dan $K_D=0$

Pada pengujian kedua dengan parameter $K_P=60$, $K_I=0$, dan $K_D=0$, terlihat pada Gambar. 9 dan Gambar. 10 bahwa setelah diberikan gangguan kendali quadcopter tidak mampu untuk mengembalikan posisi sudut roll dan pitch ke 0° dan dengan nilai K_P yang besar berakibat terjadi osilasi.

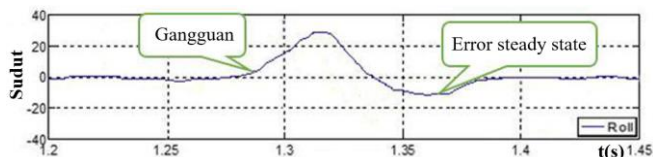


Gambar. 9. Respon kendali sudut roll dengan $K_P=60$, $K_I=0$, dan $K_D=0$

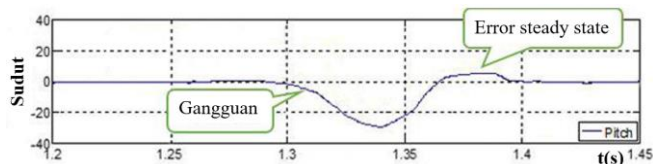


Gambar. 10. Respon kendali sudut pitch dengan $K_P=60$, $K_I=0$, dan $K_D=0$

Pengujian berikutnya dengan parameter $K_P=60$, $K_I=0$, dan $K_D=14$. Pada Gambar. 11 dan Gambar. 12 terlihat bahwa setelah diberikan gangguan, kendali quadcopter mampu untuk mengembalikan posisi sudut roll dan pitch ke 0° namun terjadi lonjakan hingga 30° pada sudut roll dan pitch.

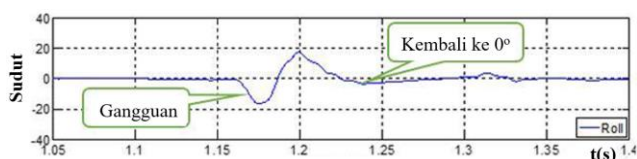


Gambar. 11. Respon kendali sudut roll dengan $K_P=60$, $K_I=0$, dan $K_D=14$

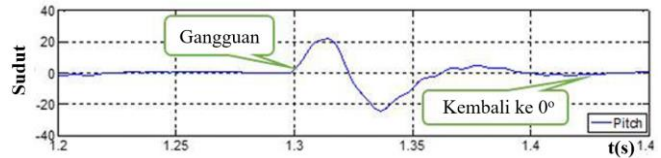


Gambar. 12. Respon kendali sudut pitch dengan $K_P=60$, $K_I=0$, dan $K_D=14$

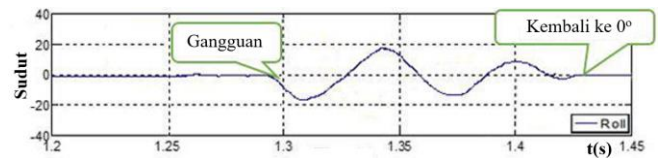
Pengujian berikutnya dengan parameter $K_P=60$, $K_I=22$, dan $K_D=14$. Pada Gambar. 13 dan Gambar. 14 terlihat bahwa setelah diberikan gangguan, kendali quadcopter mampu untuk mengembalikan posisi sudut roll dan pitch ke 0° dengan lonjakan dibawah 20° pada sudut roll dan pitch.



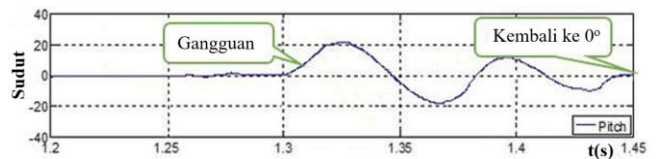
Gambar. 13. Respon kendali sudut roll dengan $K_P=60$, $K_I=22$, dan $K_D=14$



Gambar. 14. Respon kendali sudut pitch dengan $K_P=60$, $K_I=22$, dan $K_D=14$



Gambar. 15. Respon kendali sudut roll dengan $K_P=70$, $K_I=22$, dan $K_D=14$



Gambar. 16. Respon kendali sudut pitch dengan $K_P=70$, $K_I=22$, dan $K_D=14$

Pada pengujian terakhir dengan parameter $K_P=70$, $K_I=22$, dan $K_D=14$, terlihat pada Gambar. 15 dan Gambar. 16 bahwa setelah diberikan gangguan meskipun kendali quadcopter mampu untuk mengembalikan posisi sudut roll dan pitch ke 0° namun terjadi osilasi pada sudut roll dan pitch. Hal ini dikarenakan respon dari kendali proposional yang langsung merespon pada perubahan yang diberikan.

Hasil dari beberapa pengujian dapat dilihat pada Tabel I, bahwa respon kendali dengan beberapa perubahan parameter didapat seting parameter terbaik pada $K_P=60$, $K_I=22$, dan $K_D=14$

TABEL I
PERBANDINGAN HASIL PENGUJIAN DENGAN PERUBAHAN PARAMETER K_P , K_I , DAN K_D

KP	KI	KD	Respon Kendali Saat diberi Gangguan
10	0	0	Lambat, tidak terjadi isolasi, tidak dapat mengembalikan pada posisi setpoint
60	0	0	Cepat, terjadi osilasi, tidak dapat mengembalikan pada posisi setpoint
60	0	14	Cepat, tidak terjadi osilasi, terjadi lonjakan sebesar hampir 30° , dan terdapat error steady state, mampu mengembalikan pada posisi setpoint
60	22	14	Cepat, tidak terjadi osilasi, lonjakan lebih kecil dari 20°, mampu mengembalikan pada posisi setpoint
70	22	14	Cepat, terjadi osilasi, mampu mengembalikan pada posisi setpoint

V. KESIMPULAN

Penelitian ini merupakan penelitian awal sehingga tahap selanjutnya adalah mengembangkan kendali quadcopter untuk mampu mempertahankan kondisi hover tanpa test bed dengan altitude tertentu. Dengan seting parameter $K_P=60$, $K_I=22$, dan $K_D=14$, kendali PID yang dibuat telah menunjukkan hasil yang sangat baik dalam mempertahankan attitude

roll dan pitch saat diberi gangguan. Respon kendali saat terjadi gangguan cepat kembali pada posisi setpoint, tanpa ada osilasi, dan lonjakan dibawah 20°. Dari penelitian awal ini akan dilanjutkan pada tahap kendali attitude untuk gerak manuver dengan memberi beberapa set-point sudut roll, pitch, yaw, dan ketinggian attitude.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] J. Febrian and Y. Huda, 'Rancang Bangun Sistem Kontrol Penyemprotan Cairan Pestisida Otomatis Menggunakan Drone UAV Hexacopter', *J. Pendidik. Tambusai*, vol. 8, no. 1, pp. 10423–10437, 2024.
- [2] I. Suroso and E. Irmawan, 'Analysis of UAV multicopter of air photography in New Yogyakarta International Airports', *TELKOMNIKA Telecommun. Comput. Electron. Control*, vol. 17, no. 1, pp. 521–528, 2019.
- [3] D. A. Gandhi and M. Ghosal, 'Novel low cost quadcopter for surveillance application', presented at the 2018 International Conference on Inventive Research in Computing Applications (ICIRCA), IEEE, 2018, pp. 412–414.
- [4] S. Gülci and A. E. Akay, 'Using thermal infrared imagery produced by unmanned air vehicles to evaluate locations of ecological road structures', *J. Fac. For. Ist. tanb. Univ.*, vol. 66, no. 2, pp. 698–709, 2016.
- [5] L. Fabianto, M. K. D. Hardhienata, and K. Priandana, 'Multi-UAV Coordination for Crop Field Surveillance and Fertilization', in *2020 International Conference on Computer Science and Its Application in Agriculture (ICOSICA)*, Sep. 2020, pp. 1–6. doi: 10.1109/ICOSICA49951.2020.9243291.
- [6] S. Bouabdallah, 'Design and control of quadrotors with application to autonomous flying', Eplf, 2007.
- [7] A. R. Maulana, 'Perancangan dan Pembuatan Drone dengan menggunakan Microcontroller berbasis Android', 2018.
- [8] S. N. Ghazbi, Y. Aghli, M. Alimohammadi, and A. A. Akbari, 'Quadrotors unmanned aerial vehicles: A review', *Int. J. Smart Sens. Intell. Syst.*, vol. 9, no. 1, pp. 309–333, 2016.
- [9] T. Bresciani, 'Modelling, identification and control of a quadrotor helicopter', *MSc Theses*, 2008.
- [10] A. K. Rahman, H. Supriyanto, and T. Meizinta, 'Rancang bangun dan implementasi sistem kendali quadcopter melalui jaringan internet berbasis lokasi menggunakan smartphone android', presented at the PROSIDING SEMINAR NASIONAL INSTRUMENTASI, KONTROL DAN OTOMASI, 2018, pp. 307–318.
- [11] B. Hartono, 'Rancang Bangun Low-Budget Autonomous Quadcopter', *Met. J. Sist. Mek. Dan Termal*, vol. 5, no. 2, pp. 60–66, 2021.
- [12] B. Hartono, 'Fully Autonomous Quadcopter Menggunakan ArduFlyer', *Rekayasa Dan Apl. Tek. Mesin Ind. XVI*, pp. 8–13, 2017.
- [13] A. Javir, K. Pawar, S. Dhudum, N. Patale, and S. Patil, 'Design, analysis and fabrication of quadcopter', *J. Int. Assoc. Adv. Technol. Sci.*, vol. 16, no. 11, pp. 1–12, 2015.
- [14] E. Kuantama, D. Craciun, and R. Tarca, 'Quadcopter body frame model and analysis', *Ann Univ Oradea*, pp. 71–74, 2016.
- [15] N. Xuan-Mung and S.-K. Hong, 'A Multicopter ground testbed for the evaluation of attitude and position controller', *Int J Eng Technol*, vol. 7, pp. 65–73, 2018.
- [16] R. Priansyah, 'Single Axis Quadcopter using Proportional Integral Derivative (PID) based Labview', *Telekontran J. Ilm. Telekomun. Kendali Dan Elektron. Terap.*, vol. 4, no. 2, pp. 47–58, 2016.
- [17] N. Xuan-Mung and S.-K. Hong, 'Improved altitude control algorithm for quadcopter unmanned aerial vehicles', *Appl. Sci.*, vol. 9, no. 10, p. 2122, 2019.
- [18] A. K. Nugroho and D. Daniyah, 'Sistem Kendali Hybrid Fuzzy-Pid pada Kinematika Robot Berkaki 4 Menggunakan Sensor Gyroscope', *Elektrika*, vol. 15, no. 1, pp. 1–10, 2023.
- [19] I. A. W. Santoso, P. Slamet, A. H. Andriawan, and A. R. Algopiki, 'Design and Build Two Wheel Balancing Robot Simulation with Fuzzy PID', 2023.