

PERANCANGAN KONTROLER PROPORSIONAL OUTER-LOOP ATTITUDE QUADCOPTER MELALUI PENDEKATAN MODEL-BASED DESIGN DAN RELAY FEEDBACK ÅSTRÖM–HÄGGLUNDIrfan Fakhri Habibi ¹, Rifqi Firmansyah ²

Program S1 Teknik Elektro, Fakultas Teknik, Universitas Negeri Surabaya

E-mail: irfan.22090@mhs.unesa.ac.id, rifqifirmansyah@unesa.ac.id**Abstract**

This study aims to design a proportional controller for the outer-loop attitude quadcopter using a model-based design approach and the Åström–Hägglund Relay Feedback tuning method. Flight data was obtained through the blackbox logging feature on the INAV firmware and used for system identification using the MATLAB System Identification Toolbox. The vehicle dynamics model was successfully represented as a second-order system with a match rate of 92.23% on the roll axis and 88.91% on the pitch axis. Based on the relay feedback method, the optimal gain parameter was obtained as $K_p = 31$. Simulation test results showed an increase in response speed with a rise time of 0.0207 s on the roll axis and 0.0210 s on the pitch axis. Real flight tests showed a 22.3% decrease in the total Integral Absolute Error (IAE) score compared to the factory default parameters. These results indicate that the model-based design and relay feedback approach can improve the precision and stability of quadcopter flight.

Article History

Submitted: 27 Maret 2026

Accepted: 31 Maret 2026

Published: 1 April 2026

Key Words

Quadcopter, Relay Feedback, P Control, UAV, IAE.

Abstrak

Penelitian ini bertujuan merancang kontroler proporsional pada outer-loop attitude quadcopter menggunakan pendekatan model-based design dan metode tuning Relay Feedback Åström–Hägglund. Data penerbangan diperoleh melalui fitur blackbox logging pada firmware INAV dan digunakan untuk proses identifikasi sistem menggunakan MATLAB System Identification Toolbox. Model dinamika wahana berhasil direpresentasikan sebagai sistem orde dua dengan tingkat kecocokan sebesar 92,23% pada sumbu roll dan 88,91% pada sumbu pitch. Berdasarkan metode relay feedback diperoleh parameter gain optimal sebesar $K_p = 31$. Hasil pengujian simulasi menunjukkan peningkatan kecepatan respons dengan rise time 0,0207 s pada sumbu roll dan 0,0210 s pada sumbu pitch. Uji terbang riil menunjukkan penurunan total skor Integral Absolute Error (IAE) sebesar 22,3% dibandingkan parameter default pabrik. Hasil ini menunjukkan bahwa pendekatan model-based design dan relay feedback mampu meningkatkan presisi dan kestabilan penerbangan quadcopter.

Sejarah Artikel

Submitted: 27 Maret 2026

Accepted: 31 Maret 2026

Published: 1 April 2026

Kata Kunci

Quadcopter, Relay Feedback, Kontroler P, UAV, IAE.

PENDAHULUAN

Perkembangan teknologi pesawat tanpa awak atau Unmanned Aerial Vehicle (UAV), khususnya tipe quadcopter, telah mengalami peningkatan signifikan dalam dekade terakhir. Pemanfaatannya meluas dari sekadar hobi menjadi instrumen vital dalam sektor pemetaan wilayah, pengawasan infrastruktur, hingga operasi tanggap darurat (Nuraini Sekarsih et al., 2025; Nurlaeli et al., 2024). Dalam berbagai misi tersebut, kemampuan hover (terbang diam) dengan orientasi yang presisi menjadi prasyarat mutlak. Namun, performa quadcopter sangat rentan terhadap gangguan eksternal yang bersifat stokastik, seperti hembusan angin atau perubahan distribusi beban, yang dapat mendegradasi efisiensi daya hingga menyebabkan kegagalan misi (Dzaki et al., 2024; Prayoga et al., n.d.). Oleh karena itu, penerapan sistem kendali yang tidak hanya responsif tetapi juga optimal menjadi kebutuhan mendesak.

Strategi pengendalian yang paling umum diadopsi pada quadcopter adalah Cascade Control yang melibatkan algoritma Proportional-Integral-Derivative (PID). Algoritma ini

memisahkan kontrol laju sudut (inner-loop) dan kontrol sudut orientasi (outer-loop)(Syafiq et al., n.d.). Tantangan utama dalam implementasi PID terletak pada proses tuning (tuning) parameter gain (K_p , K_i , K_d). Praktik yang umum dilakukan di lapangan masih didominasi oleh metode manual atau trial-and-error. Pendekatan ini memiliki kelemahan fundamental: sangat bergantung pada intuisi operator, menghabiskan waktu, berisiko tinggi menyebabkan kecelakaan fisik pada wahana, dan jarang menghasilkan parameter yang matematis optimal (Adiastoro et al., 2024).

Di sisi lain, metode tuning analitik klasik seperti Ziegler-Nichols (1942) tipe osilasi seringkali tidak dapat diterapkan pada quadcopter. Hal ini disebabkan oleh karakteristik dinamik plant (wahana) yang umumnya dimodelkan sebagai sistem orde dua tanpa zero (2nd Order System). Secara teoritis, sistem ini bersifat stabil asimtotik mutlak (strictly stable), di mana peningkatan gain proporsional sebesar apa pun tidak akan pernah membawa sistem mencapai kondisi marginal stability atau osilasi berkelanjutan yang menjadi syarat metode Ziegler-Nichols (Juliansah, 2024). Akibatnya, parameter kritis Ultimate Gain (K_u) dan Ultimate Period (T_u) tidak dapat ditentukan secara konvensional.

Untuk mengatasi hambatan teoritis dan praktis tersebut, penelitian ini mengusulkan pendekatan Model-Based Design menggunakan metode tuning Relay Feedback (Åström–Hägglund). Metode ini memanfaatkan elemen non-linier relay untuk memaksa sistem linier yang stabil agar menghasilkan osilasi siklus batas (limit cycle oscillation) yang terkendali, sehingga parameter karakteristik sistem dapat diekstraksi secara presisi tanpa membahayakan wahana.

Penelitian ini bertujuan untuk merancang kontroler Proporsional pada outer-loop (sumbu Roll) berdasarkan model matematis hasil identifikasi sistem, kemudian menala parameternya menggunakan metode Relay Feedback. Efektivitas metode ini akan divalidasi melalui uji terbang eksperimental dengan membandingkan kinerja kestabilan diukur menggunakan parameter Integral Absolute Error (IAE) antara parameter hasil tuning Relay melawan parameter default pabrikan. Hasil penelitian diharapkan memberikan bukti empiris mengenai keunggulan metode berbasis model dalam meningkatkan kekakuan (stiffness) dan presisi terbang UAV.

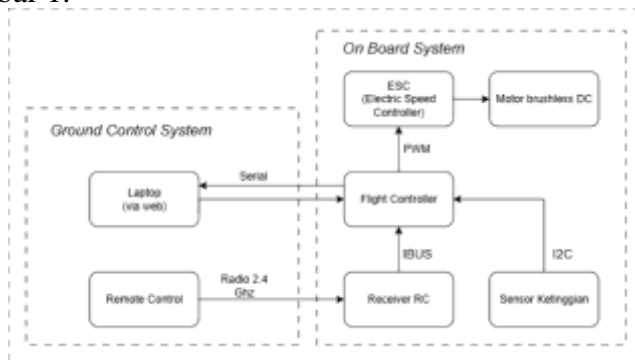
METODE

Perancangan Sistem

Pada sub bab ini membahas tiga tahapan perancangan yang meliputi perancangan arsitektur sistem, perancangan mekanik dan desain prototipe, serta perancangan sistem elektrikal.

perancangan arsitektur sistem

Arsitektur sistem pada prototipe ini dibagi menjadi dua bagian utama, yaitu *on-board system* dan *ground station system*. Kedua bagian tersebut dijelaskan melalui diagram alir yang ditunjukkan pada Gambar 1.



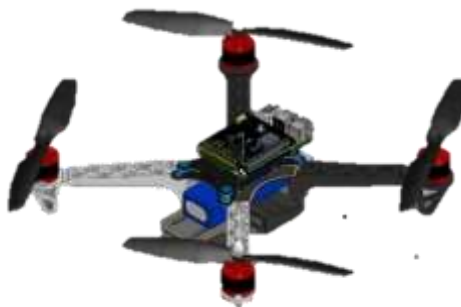
Gambar 1. Diagram alir arsitektur sistem

Sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 1, *on-board system* merupakan sistem yang terpasang langsung pada prototipe. Sistem ini mencakup *flight controller* yang berfungsi sebagai pusat pengendalian gerak, *receiver RC* sebagai penerima input perintah dari pilot, serta sensor ketinggian yang digunakan sebagai pendukung dalam pengendalian ketinggian. Selain itu, terdapat aktuator berupa motor *brushless* yang berperan sebagai penggerak utama prototipe, di mana kecepatan putarnya dikendalikan melalui *Electronic Speed Controller (ESC)*.

Ground station system terdiri atas dua perangkat utama, yaitu *remote control* dan komputer. *Remote control* menggunakan transmisi sinyal radio pada frekuensi 2,4 GHz dan berfungsi sebagai sarana kendali utama dalam pergerakan prototipe. Komputer digunakan untuk melakukan konfigurasi firmware prototipe, serta sebagai media untuk proses pengumpulan dan pengolahan data.

Perancangan Mekanik dan Desain Prototipe

Perancangan mekanik pada penelitian ini difokuskan pada pemilihan dan konfigurasi frame yang mendukung kestabilan gerak selama proses pengujian. Prototipe menggunakan frame DJI F330 dengan konfigurasi quadcopter berbentuk huruf X, yang umum digunakan pada pengembangan wahana skala kecil karena ringan dan mudah dimodifikasi.(Gillich et al., 2025).



Gambar 2. Desain 3D prototipe

Desain 3D prototipe ditunjukkan pada Gambar 2. Struktur frame dirancang kompak, ringan, dan cukup kuat untuk menopang seluruh komponen elektrik. Material utama terdiri atas glass fiber pada pelat utama serta polyamide nylon pada lengan (arm) untuk membantu mereduksi getaran selama operasi(Noviyanto Firmansyah et al., 2024).

Kombinasi motor brushless dan propeler dipilih untuk memberikan keseimbangan antara gaya dorong dan efisiensi daya. Selain itu, distribusi massa dan posisi pusat gravitasi dirancang sedekat mungkin dengan pusat frame guna mendukung kestabilan sistem. Spesifikasi lengkap desain disajikan pada Tabel 1.

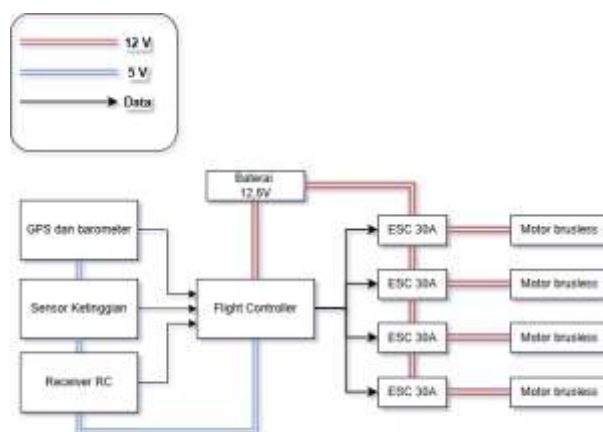
Tabel 1. Spesifikasi mekanik

Komponen	Spesifikasi
Material	
Pelat utama	Glass Fiber
Lengan	Polyamide-Nylon
Dudukan motor	Polyamide-Nylon
Dudukan komponen elektrik	Glass Fiber
Dimensi Dan berat	
Diagonal wheelbase	330 mm
Tinggi frame	± 48 mm

Berat <i>frame</i>	± 150–170 gram (tanpa elektronik)
Diameter <i>propeller</i> maksimum	8 inci
Jarak antar motor	Disesuaikan dengan <i>wheelbase</i>
Konfigurasi dan Kompabilitas	
Konfigurasi frame	Quadcopter (X-Frame)
Tipe motor	Brushless DC 2212
Ukuran propeler	8 × 4.5 inci (8045)
Pola dudukan motor	16/19 mm atau 22 × 12 mm
Orientasi lengan	2 merah dan 2 putih

Perancangan Sistem Elektrikal

Perancangan sistem elektrikal pada penelitian ini mencakup manajemen daya dan perancangan jalur data. Diagram alir sistem elektrikal disajikan pada Gambar 3.



Gambar 3. Diagram alir sistem elektrikal

Berdasarkan diagram alir pada Gambar 3, prototipe menggunakan suplai daya 12 V sebagai sumber utama untuk menyuplai mikrokontroler, sensor, dan aktuator. *Motor brushless* memperoleh daya melalui *Electronic Speed Controller* (ESC). Sensor pendukung, seperti sensor ketinggian, GPS, barometer, serta *receiver* RC, memperoleh tegangan 5 V hasil penurunan (*step-down*) dari *flight controller*. *Flight controller* sendiri menerima suplai daya secara langsung dari baterai. Spesifikasi lengkap sistem elektrikal yang digunakan disajikan pada Tabel 2.

Tabel 2. Spesifikasi elektrikal

Komponen	Spesifikasi
Suplai daya	
Baterai	LiPo 3S 12,6 V 5200 mAh 35C
Aktuator	
Electric Speed Controller (ESC)	30A
Motor	<i>Motor brushless</i> A2212

Sistem Kendali dan Sensor

Flight Controller (FC)	SpeedyBee F7 V3
------------------------	-----------------

Sensor IMU	BMI270
------------	--------

Sensor Barometer	BMP280
------------------	--------

Sensor Kompas	HMC5883L
---------------	----------

Sensor GPS	Ublox M8N
------------	-----------

Sistem Remote Control (RC)

Remote Control	FlySky
----------------	--------

Receiver	FlySky FS-iA6B
----------	----------------

Perancangan Perangkat Lunak

Perancangan perangkat lunak pada penelitian ini mencakup konfigurasi dasar sistem pada wahana serta pengaturan yang digunakan selama proses pengujian. Spesifikasi lengkap perangkat lunak yang diterapkan disajikan pada Tabel 3.

Parameter	Pengaturan (Setting)	Keterangan
Firmware	INAV 8.0.1	Target: SpeedyBee F7 V3
Platform Type	Multirotor	-
Mixer	Quad X	Motor 1-4 sesuai orientasi frame
Max Angle	30 Derajat	Batas aman kemiringan wahana
Flight Mode	Angle Mode	Mode kestabilan otomatis
Blackbox Logging	Onboard Flash	Perekaman data internal
Blackbox Fields	Attitude, RC Command, Motor Output	Variabel untuk Identifikasi Sistem

Akuisisi dan Prapemrosesan Data

Pengujian awal dilakukan dalam kondisi *hover* menggunakan parameter awal (*default*) dengan nilai *proportional gain* (K_p) sebesar 20. Pengujian ini bertujuan untuk memverifikasi fungsionalitas sistem sekaligus memperoleh data *input-output* yang akan digunakan pada proses identifikasi sistem. Data penerbangan direkam menggunakan fitur *blackbox logging* pada perangkat lunak INAV, yang meliputi data perintah RC (PWM) sebagai *input* dan data *attitude* (satuan *deci-degree*) sebagai *output* sistem.

Data mentah diproses menggunakan Python. Data waktu yang semula dalam satuan mikrodetik dikonversi ke detik dan dinormalisasi agar dimulai dari nol:

$$t_{\text{detik}} = \frac{t_{\text{raw}} - t_{\text{awal}}}{1.000.000} \quad (1)$$

Data *input* PWM dengan rentang -500 hingga 500 dikonversi ke satuan derajat berdasarkan batas sudut maksimum 30° yang telah ditentukan pada konfigurasi perangkat lunak:

$$input_{(deg)} = \left(\frac{rcCommand}{500} \right) \times Max\ Angle \quad (2)$$

Data *output* yang direkam dalam satuan *deci-degree* dikonversi menjadi derajat dengan membaginya terhadap 10:

$$output_{(deg)} = \frac{attitude_{(deci-deg)}}{10} \quad (3)$$

Untuk meningkatkan akurasi identifikasi, dilakukan koreksi *offset* dengan menyelaraskan nilai rata-rata *input* dan *output* pada kondisi awal yang stabil. Dataset yang telah dibersihkan kemudian diekspor ke MATLAB untuk proses identifikasi sistem.

Identifikasi Sistem dan Perancangan Pengendali

Identifikasi sistem dilakukan menggunakan MATLAB *System Identification Toolbox*. Dinamika gerak horizontal wahana didekati menggunakan model fungsi alih orde dua (*two poles, no zero*) dalam domain waktu kontinu (Aisuwarya et al., 2022):

$$G(s) = \frac{K}{s^2 + as + b} \quad (4)$$

Perancangan pengendali dilakukan menggunakan metode *relay feedback* untuk memperoleh parameter kritis berupa *ultimate gain* (K_u) dan *ultimate period* (T_u) (Juliansah, 2024). Parameter tersebut kemudian digunakan untuk menentukan nilai penguatan berdasarkan kaidah Åström–Hägglund (Prayoga et al., n.d.).

Karena keterbatasan arsitektur INAV yang hanya memperbolehkan pengendali proporsional pada *outer loop* (iNavFlight, 2026), maka parameter yang diimplementasikan adalah:

$$K_p = 0.5 \times K_u \quad (5)$$

Skenario Pengujian

Evaluasi dilakukan melalui dua pendekatan:

1. Simulasi *closed-loop* untuk menganalisis karakteristik respons transien menggunakan model plant yang sama.
2. Uji terbang riil dengan membandingkan parameter awal dan parameter hasil tuning, dengan data direkam melalui sistem blackbox.

Evaluasi Kinerja Sistem

Evaluasi pada simulasi dilakukan berdasarkan karakteristik respons transien yang meliputi:

- *Rise Time* (T_r)
- *Steady-State Error* (SSE)
- *Maximum Overshoot* (M_p)

Untuk evaluasi uji terbang riil, digunakan metode *Integral Absolute Error* (IAE) (Zhang et al., 2025) yang didefinisikan sebagai:

$$IAE = \int_0^T |e(t)| dt \quad (6)$$

dengan $e(t)$ merupakan galat antara sudut target dan sudut aktual, serta T adalah durasi pengujian.

Metode IAE digunakan untuk mengukur akumulasi galat pelacakan terhadap waktu, sehingga memungkinkan perbandingan kuantitatif antara parameter awal dan parameter hasil tuning (Zhang et al., 2025).

HASIL DAN PEMBAHASAN

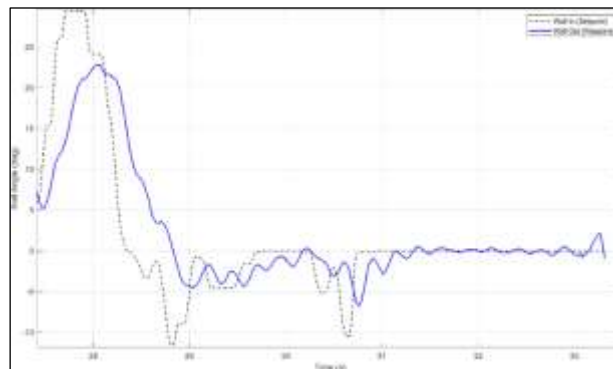
Realisasi Wahana dan Uji Fungsionalitas Awal



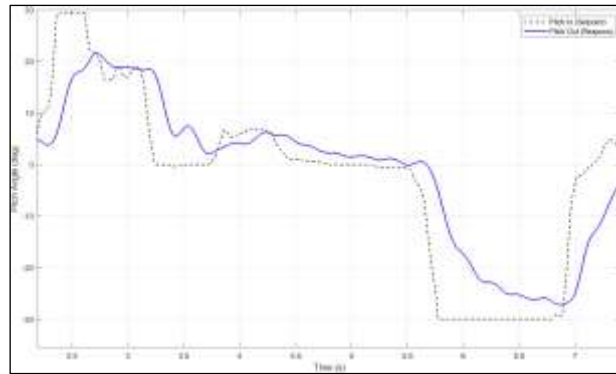
Gambar 4. Realisasi wahana

Pada Gambar 4. wahana *quadcopter* telah berhasil direalisasikan menggunakan *frame* F330 dengan total bobot terbang (*take-off weight*) sebesar 1,2 kg. Sistem kendali dijalankan menggunakan *flight controller* SpeedyBee F7 V3 yang ditanamkan *firmware* INAV versi 8.0.1 berkonfigurasi *Quadcopter X*.

Sebelum melakukan identifikasi sistem, dilakukan uji fungsionalitas terbang (*hover*) dengan parameter bawaan pabrik/ *default* (Gain Proporsional = 20).



Gambar 5. Grafik uji fungsionalitas sumbu roll



Gambar 6. Grafik uji fungsionalitas sumbu pitch

Pada Gambar 5. dan Gambar 6., hasil grafik menunjukkan bahwa wahana mampu menjaga kestabilan dengan deviasi maksimum (*overshoot*) pada sumbu *Roll* hanya sebesar 0,65° dan galat keadaan tunak (*steady-state error*) di bawah 0,5°. Hal ini mengonfirmasi bahwa platform wahana dan sistem akuisisi data (*Blackbox*) telah berfungsi dengan normal dan valid untuk digunakan sebagai objek eksperimen identifikasi sistem.

Hasil Identifikasi Sistem

Proses identifikasi sistem dilakukan dengan pendekatan *Model-Based Design* menggunakan *System Identification Toolbox* pada MATLAB. Mengingat dinamika wahana, pendekatan pemodelan yang dipilih adalah fungsi alih orde dua tanpa zero (*2 Poles, No Zero*). Berdasarkan estimasi algoritma *tfest* dari data penerbangan riil, diperoleh fungsi alih untuk sumbu roll sebagai berikut:

$$G_{roll(s)} = \frac{140.8}{s^2 + 45.07s + 149.7} \tag{7}$$

Juga diperoleh fungsi alih untuk sumbu pitch sebagai berikut:

$$G_{pitch(s)} = \frac{146.4}{s^2 + 45.82s + 155.3} \tag{8}$$

Model matematika tersebut menunjukkan tingkat kecocokan (*Best Fit*) yang tinggi terhadap data aktual wahana, yakni sebesar 92,23% untuk sumbu *Roll* dan 88,91% untuk sumbu *Pitch*. Tingginya tingkat kecocokan ini membuktikan bahwa model yang dihasilkan representatif dan presisi untuk digunakan sebagai acuan perancangan sistem kendali.

Perancangan Kontroler Menggunakan *Relay Feedback*

Karakteristik *plant* wahana yang bersifat *strictly stable* menyebabkan parameter kritis tidak dapat dicari menggunakan metode osilasi konvensional (*Ziegler-Nichols*). Oleh karena itu, digunakan simulasi *Relay Feedback Test* (metode *Åström-Hägglund*) untuk membangkitkan *limit cycle* (osilasi stabil) secara terkendali. Berdasarkan pengujian, didapatkan parameter *Ultimate Gain* (*Ku*) dan *Ultimate Period* (*Tu*) sebagai berikut:

Tabel 3. Hasil *Ku* dan *Tu* berdasarkan metode *relay feedback*

	<i>Ku</i>	<i>Tu</i>
Plant roll	61,45	0,0718
Plant pitch	61,7	0,0704

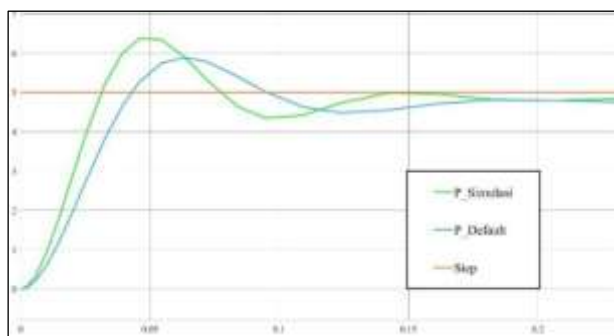
Melalui perhitungan penalaan Åström-Hägglund untuk kontroler Proporsional (P), didapatkan nilai K_p Roll sebesar 30,73 dan K_p Pitch sebesar 30,85. Karena keterbatasan arsitektur *firmware* INAV pada *outer-loop* yang hanya memperbolehkan input bilangan bulat dan satu nilai untuk kedua sumbu, parameter hasil penalaan tersebut dirata-ratakan dan dibulatkan menjadi $K_p = 31$.

Hasil Perbandingan Evaluasi Kinerja Sistem

Kinerja parameter hasil *tuning* ($K_p = 31$) dievaluasi dan dibandingkan terhadap parameter *default* ($K_p = 20$) melalui dua skenario, yaitu simulasi *closed-loop* dan uji terbang riil. Pada

Simulasi Closed-Loop (Karakteristik Transien)

Mengingat karakteristik dinamika *plant* sumbu *Roll* dan *Pitch* yang hampir identik akibat rancang bangun wahana yang simetris, serta penggunaan parameter *gain* yang sama ($K_p = 31$), hasil simulasi *closed-loop* untuk kedua sumbu menunjukkan profil respons yang serupa. Oleh karena itu, grafik respons sumbu *Roll* pada Gambar 7. digunakan sebagai representasi visual dari karakteristik transien sistem, sedangkan komparasi nilai evaluasi untuk kedua sumbu secara lengkap dirangkum pada Tabel 4.



Gambar 7. Grafik respon sumbu roll

Tabel 4. Hasil perbandingan simulasi sistem *closed-loop*

Metode Kontrol	Rise Time (s)	Settling Time (s)	Overshoot (%)	SSE (deg)	Peak
P Tuning Roll	0.0207	0.1651	31.71	0.1658	6.3670
P Default Roll	0.0276	0.1546	23.98	0.2523	5.8863
P Tuning Pitch	0.0210	0.1680	31.98	0.1590	6.3401
P Default Pitch	0.0259	0.1671	23.21	0.2523	6.1341

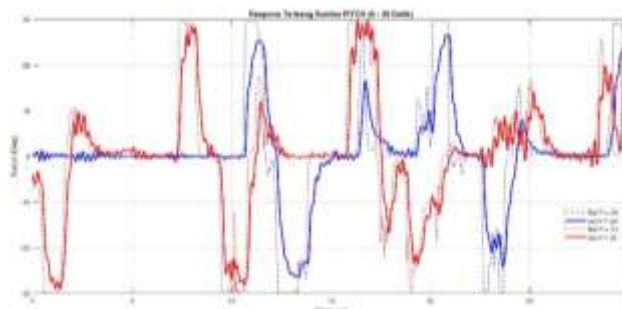
Berdasarkan hasil simulasi pada Tabel 4, terbukti bahwa peningkatan nilai *gain* menjadi $K_p = 31$ membuat respons wahana menjadi lebih agresif dan presisi pada kedua sumbu. Waktu naik (*Rise time*) menjadi lebih cepat, yaitu 0,0207 detik untuk sumbu *Roll* dan 0,0210 detik untuk *Pitch*, dibandingkan parameter *default* (0,0276 detik dan 0,0259 detik). Selain itu, sistem dengan parameter hasil *tuning* mampu mencapai target dengan lebih akurat, ditandai dengan reduksi galat keadaan tunak (*steady-state error* / SSE) yang signifikan menjadi 0,1658° (*Roll*) dan 0,1590° (*Pitch*) dari yang sebelumnya sebesar 0,2523° pada kedua sumbu.

Sebagai konsekuensi logis dari peningkatan agresivitas dan kecepatan respons ini, terjadi kenaikan nilai puncak (*peak*) menjadi 6,3670 (*Roll*) dan 6,3401 (*Pitch*), yang berujung pada peningkatan *overshoot* menjadi 31,71% berbanding 23,98% (*Roll*) serta 31,98% berbanding 23,21% (*Pitch*). Hal ini juga berdampak pada waktu menetap (*settling time*) yang sedikit lebih lama, yakni 0,1651 detik (*Roll*) dan 0,1680 detik (*Pitch*). Meskipun demikian, lonjakan transien tersebut masih dalam batas toleransi yang wajar untuk arsitektur kendali Proporsional murni pada *outer-loop*, serta tidak memicu terjadinya osilasi divergen yang dapat merusak stabilitas

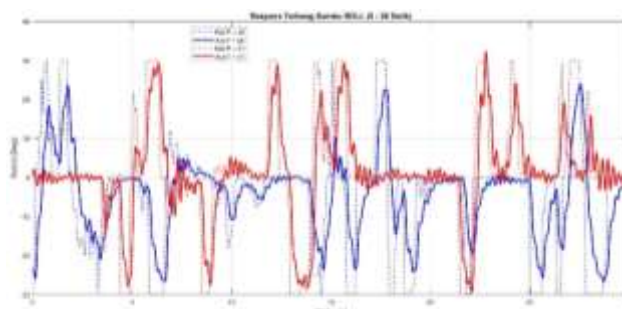
sistem secara menyeluruh.

Uji Terbang Rill

Verifikasi akhir terhadap performa parameter hasil *tuning* ($K_p = 31$) dibandingkan dengan parameter *default* bawaan pabrik ($K_p = 20$) dilakukan melalui eksperimen penerbangan riil (*real-flight*) selama 30 detik. Visualisasi respons terbang untuk sumbu *pitch* dan *roll* secara berurutan disajikan pada Gambar 8 dan Gambar 9. Sementara itu, kuantifikasi akumulasi galat penerbangan dievaluasi menggunakan metode *Integral Absolute Error* (IAE) yang dirangkum pada Tabel 5.



Gambar 8. Grafik hasil perbandingan uji rill sumbu pitch



Gambar 9. Grafik hasil perbandingan uji rill sumbu roll

Tabel 5. Nilai hasil perbandingan rill sumbu roll dan pitch

Setting Parameter	Roll IAE	Pitch IAE	Total Score
P = 20 (Default)	220.17	99.54	319.71
P = 31 (Tuning)	146.55	101.77	248.32

Berdasarkan data pada Tabel 5, implementasi parameter hasil *tuning* ($K_p = 31$) menunjukkan peningkatan performa stabilitas yang signifikan secara keseluruhan. Peningkatan paling masif teramati pada sumbu *Roll*, di mana terjadi penurunan galat yang drastis dengan skor IAE turun dari 220,17 menjadi 146,55. Hal ini mengindikasikan bahwa peningkatan *gain* proporsional efektif dalam meredam gangguan lateral dan menjaga posisi wahana tetap sejajar (*level*) dengan lebih akurat.

Di sisi lain, karakteristik respons pada sumbu *Pitch* menunjukkan skor IAE yang relatif sebanding antara kedua parameter, yakni 99,54 pada sistem *default* dan 101,77 pada sistem hasil *tuning*. Selisih marginal yang hanya berkisar 2% ini masih berada dalam batas toleransi yang wajar untuk pengujian penerbangan luar ruangan (*outdoor*). Dinamika ini terjadi karena wahana dipengaruhi oleh variabel lingkungan yang asimetris secara dinamis, seperti arah hembusan angin frontal yang fluktuatif selama durasi pengujian.

Secara agregat, meskipun terdapat deviasi minor pada sumbu *Pitch*, penggunaan parameter hasil *tuning* terbukti berhasil menurunkan Total Skor IAE penerbangan dari 319,71 menjadi 248,32. Penurunan total akumulasi galat sebesar 22,3% ini membuktikan secara empiris bahwa parameter hasil perancangan *Model-Based Design* yang dipadukan dengan *Relay Feedback* mampu memberikan kualitas penerbangan yang lebih presisi, responsif, dan superior dibandingkan dengan pengaturan standar bawaan pabrik.

PENUTUP

Simpulan

Pendekatan *Model-Based Design* dan simulasi *Relay Feedback* terbukti efektif dalam merancang kontroler proporsional pada *outer-loop* wahana *quadcopter*. Model matematis orde dua yang dihasilkan representatif, sehingga metode penalaan Åström-Hägglund berhasil mengestimasi parameter optimal sebesar $K_p = 31$. Secara empiris pada uji terbang riil, parameter hasil perancangan ini lebih superior dibandingkan pengaturan *default* pabrik karena mampu menurunkan Total Skor akumulasi galat (*Integral Absolute Error / IAE*) sebesar 22,3%, yakni dari 319,71 menjadi 248,32. Hal ini mengonfirmasi bahwa metodologi yang diusulkan berhasil menghasilkan respons terbang yang lebih presisi, responsif, dan stabil.

Saran

Untuk penyempurnaan pada penelitian selanjutnya, disarankan menggunakan *firmware* alternatif yang mengizinkan *input* nilai *gain* desimal secara independen untuk masing-masing sumbu, guna mengatasi keterbatasan arsitektur INAV. Selain itu, penalaan *outer-loop* perlu diintegrasikan dengan penalaan kontroler PID pada *inner-loop* secara bersamaan. Pengujian ketegaran (*robustness*) terhadap gangguan eksternal yang terukur, seperti penambahan beban asimetris atau hembusan angin konstan, juga sangat direkomendasikan untuk menguji batas maksimal performa sistem kendali wahana.

DAFTAR PUSTAKA

- Adiastoro, M., Arundaya, A., Putra Prasetya, G., Anggara, D., Samasta, A., Syah, M. N., & Andrasto, T. (2024). PENGARUH PARAMETER PID KONTROLER PADA ALAT PEMANAS AIR OTOMATIS. *CONTEN: Computer and Network Technology*, 4(1). <http://jurnal.bsi.ac.id/index.php/conten>
- Aisuwarya, R. (Ratna), Yendri, D. (Dodon), Yonas, F. M. (Fitra), & Saputra, I. (Ibrahim). (2022). *Kontrol PID Pada Robot Quadcopter*. Eureka Media Aksara. <https://repository.penerbiteureka.com/ms/publications/559680/>
- Dzaki, M., Haidar¹, A., Ryzty², A., Ramadhan, R., Brian, T., Marpaung, P., Kurniawan, A. R., & Priambodo, A. S. (2024). *Pengembangan Mini Drone Berbasis ESP32 dengan Roll dan Pitch Control Menggunakan Algoritma PID* (Vol. 18, Number 02).
- Gillich, G.-R., Li, N., Gong, H., He, W., Hou, S., Chen, M., Yang, Z., Si, Q., & Zhao, D. (2025). Design and Validation of a New Tilting Rotor VTOL Drone: Structural Optimization, Flight Dynamics, and PID Control. *Sensors* 2025, Vol. 25, Page 3537, 25(11), 3537. <https://doi.org/10.3390/S25113537>
- iNavFlight. (2026). *Navigation*. GitHub.
- Juliansah, J. (2024). *ANALISIS KOMPARATIF METODE CLOSED LOOP TUNING PID CONTROLLER PADA SISTEM QUADCOPTER PX4*.
- Noviyanto Firmansyah, H., Ahmad Roizy, F., Doni Widodo, R., & Safriana, E. (2024). Analisis Tegangan pada Cangkang Helm Keamanan dengan Variasi Jenis Bahan. In *Jurnal Rekayasa Mesin* (Vol. 19, Number 2). <https://jurnal.polines.ac.id/index.php/rekayasa>
- Nuraini Sekarsih, F., Wahyuningtyas, P., Dwi Arfianto, S., Devina, A., & Bayu Muhammad, I. (2025). Pelatihan UAV untuk Mendukung Kawasan Wisata Ngingrong, Kabupaten

Gunungkidul. *Jurnal Pengabdian Kepada Masyarakat Nusantara*, 6(1), 1113–1122.

<https://doi.org/10.55338/JPkMN.V6I1.4526>

Nurlaeli, P. S., Mubiina, F., & Jamaludin, A. (2024). Pengaturan Penggunaan Drone Oleh Masyarakat Sipil Sebagai Upaya Melindungi Keamanan Dan Keselamatan Publik.

Jurnal Hukum Respublica, 24(01).

<https://doi.org/10.31849/RESPUBLICA.V24I01.18015>

Prayoga, D. B., Wiyono, A., Syariffuddin Zuhrie, M., & Rakhmawati, L. (n.d.). *Sistem Positioning pada Wahana Multicopter Menggunakan Metode Simultaneous Localization and Mapping (SLAM) Berbasis LiDAR dan Inertial Measurement Unit (IMU)*.

Syafiq, A., Wiyono, A., Syariffuddin Zuhrie, M., & Rakhmawati, L. (n.d.). *Pemodelan Sistem Kontrol Stabilizer PWM Motor Thruster Menggunakan Electric Speed Controller Pada Prototipe Autonomous Tourism Surface Vessel Berbasis PID*.

Zhang, J., Rivera, C. E. O., Tyni, K., & Nguyen, S. (2025). *AirPilot: Interpretable PPO-based DRL Auto-Tuned Nonlinear PID Drone Controller for Robust Autonomous Flights*.

<http://arxiv.org/abs/2404.00204>