

PENGENDALIAN GERAK LATERAL PESAWAT FT-EXPLORER

Dwiki Ramadhani¹, Try Susanto^{2*}

¹Fakultas Teknik & Ilmu Komputer Universitas Teknokrat Indonesia; Jl. ZA. Pagar Alam No.9-11, Labuhan Ratu, Kec. Kedaton, Kota Bandar Lampung; Lampung 35132.

²Institut Teknologi & Bisnis Diniyyah Lampung; Jl. Ganjaran Negeri Sakti KM.16, Kec. Gedong Tataan, Kab. Pesawaran; Lampung 35366.

Keywords:

Unmanned Aerial Vehicle, Kontrol PID, Lateral.

Correspondent Email:

trysusanto@instidla.ac.id

Abstrak. Pengendalian gerak lateral merupakan aspek krusial dalam menjaga kestabilan penerbangan pesawat tanpa awak (*Unmanned Aerial Vehicle*) tipe fixed-wing, khususnya ketika menghadapi gangguan eksternal. Penelitian ini bertujuan untuk merancang dan mengimplementasikan sistem kendali gerak lateral berbasis *Proportional Integral Derivative* (PID) pada pesawat fixed-wing tipe FT-Explorer. Metode penelitian meliputi perancangan perangkat keras berupa sistem embedded yang terintegrasi dengan sensor Inertial Measurement Unit (IMU), aktuator servo, motor *brushless*, serta modul telemetri, dan perancangan perangkat lunak dengan algoritma kendali PID. Pengujian sistem dilakukan melalui uji terbang langsung dengan pemberian gangguan sudut sebesar 20°–25%. Kinerja sistem dievaluasi berdasarkan parameter rise time, settling time, overshoot, dan steady-state error. Hasil pengujian menunjukkan bahwa sistem kendali PID dengan parameter $K_p = 0,4$, $K_i = 0,01$, dan $K_d = 0,02$ mampu menjaga kestabilan gerak lateral pesawat dengan baik. Respon terbaik dicapai dengan *rise time* 1,2 detik, *settling time* 3,9 detik, *overshoot* 3,22°, dan *steady-state error* 0,77°, yang seluruhnya berada dalam batas spesifikasi yang ditetapkan. Hasil penelitian ini menunjukkan bahwa metode PID efektif diterapkan pada pesawat FT-Explorer untuk menjaga kestabilan gerak lateral.



Copyright © [JITET](http://www.jitet.org) (Jurnal Informatika dan Teknik Elektro Terapan). This article is an open access article distributed under terms and conditions of the Creative Commons Attribution (CC BY NC)

Abstract. Lateral motion control is a crucial aspect in maintaining the flight stability of fixed-wing Unmanned Aerial Vehicles (UAVs), especially under external disturbances. This study aims to design and implement a Proportional–Integral–Derivative (PID)-based lateral motion control system for a fixed-wing UAV of the FT-Explorer type. The research method includes the design of hardware in the form of an embedded system integrated with an Inertial Measurement Unit (IMU), servo actuators, brushless motors, and telemetry modules, as well as software development using a PID control algorithm. System testing was conducted through direct flight tests by applying angular disturbances of 20°–25%. The control system performance was evaluated based on rise time, settling time, overshoot, and steady-state error parameters. The experimental results show that the PID controller with parameters $K_p = 0.4$, $K_i = 0.01$, and $K_d = 0.02$ is capable of maintaining lateral stability effectively. The best response achieved a rise time of 1.2 seconds, settling time of 3.9 seconds, overshoot of 3.22°, and steady-state error of 0.77°, all of which meet the specified performance criteria. These results indicate that the PID control method is effective for lateral motion stabilization of the FT-Explorer UAV.

1. PENDAHULUAN

Perkembangan teknologi pesawat tanpa awak (Unmanned Aerial Vehicle) mengalami peningkatan yang pesat dalam satu dekade terakhir seiring meluasnya pemanfaatan pesawat tanpa awak di berbagai bidang, seperti pemetaan udara, pemantauan lingkungan, dan layanan logistik jarak pendek [1][2]. Berdasarkan konfigurasi aerodinamiknya, pesawat tanpa awak umumnya diklasifikasikan menjadi multirotor dan fixed-wing, di mana pesawat fixed-wing memiliki keunggulan berupa jangkauan terbang yang lebih jauh, endurance yang lebih tinggi, serta efisiensi energi yang lebih baik dibandingkan multirotor, sehingga lebih sesuai untuk misi dengan cakupan area yang luas [3].

Dalam sistem penerbangan pesawat tanpa awak, mekanisme pengendalian dibedakan menjadi dua mode utama, yaitu kendali manual dan kendali otomatis (*autopilot*). Pada mode manual, pilot mengendalikan pesawat secara langsung melalui sistem komunikasi jarak jauh, sedangkan pada mode *autopilot*, seluruh perintah penerbangan dijalankan oleh *flight controller* yang terpasang di dalam pesawat berdasarkan algoritma kendali yang telah deprogram [4]. Mode *autopilot* memiliki peran penting dalam menjaga kestabilan dan akurasi lintasan terbang, khususnya ketika pesawat menghadapi gangguan eksternal seperti angin dan turbulensi. Salah satu aspek kritis dalam pengendalian pesawat tanpa awak adalah gerak lateral, yang mencakup pengaturan sudut *pitch* dan *yaw*, agar pesawat tetap berada pada lintasan yang diinginkan meskipun terdapat gangguan dari lingkungan [5].

Dinamika gerak lateral pada pesawat fixed-wing bersifat kompleks karena melibatkan keterkaitan antara sudut *pitch*, *yaw*, karakteristik aerodinamika sayap, serta kecepatan maju pesawat [6]. Kompleksitas ini menjadi tantangan utama dalam perancangan sistem kendali, khususnya pada pesawat berukuran kecil dan ringan yang cenderung lebih sensitif terhadap gangguan, terutama pada kondisi kecepatan rendah atau saat melakukan manuver tajam. Beberapa penelitian terdahulu menunjukkan bahwa sistem kendali yang tidak dirancang secara optimal dapat menyebabkan osilasi lateral maupun deviasi lintasan yang signifikan, sehingga berpotensi menurunkan kinerja dan keselamatan penerbangan [7].

Salah satu metode pengendalian yang paling banyak digunakan untuk menjaga kestabilan penerbangan pesawat tanpa awak adalah pengendali PID karena memiliki struktur yang sederhana, keandalan tinggi, serta mudah diimplementasikan pada microcontroller [8][9]. Pengendali PID terbukti mampu memberikan respons yang memadai dalam menjaga sudut *pitch* dan *yaw* UAV melalui mekanisme umpan balik dari sensor inersia [10], meskipun memiliki keterbatasan berupa sensitivitas terhadap perubahan parameter sistem dan kondisi nonlinier sehingga proses tuning menjadi faktor penentu performa kendali [11].

Pesawat FT Explorer, merupakan pesawat tanpa awak jenis fixed-wing yang ringan mudah dimodifikasi dan banyak digunakan sebagai wahana uji sistem kendali [12], namun karakteristik aerodinamiknya yang sensitif terhadap gangguan menjadikan pengendalian gerak lateral sebagai tantangan utama [13][14]. Oleh karena itu, penelitian ini difokuskan pada pengembangan dan implementasi sistem kendali gerak lateral berbasis PID pada pesawat FT Explorer untuk mengevaluasi efektivitasnya dalam menjaga kestabilan lintasan penerbangan terhadap gangguan eksternal.

2. TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Pesawat Tanpa Awak

Pesawat tanpa awak atau *Unmanned Aerial Vehicle* merupakan wahana terbang yang dapat dikendalikan dari jarak jauh. Pengoperasiannya bisa dilakukan oleh pilot menggunakan remote control, atau berjalan sendiri dengan sistem otomatis. Dengan memanfaatkan prinsip aerodinamika untuk menghasilkan gaya angkat, pesawat tanpa awak mampu digunakan berulang kali [1].

2.2 Kendali PID

Kendali Proportional Integral Derivative (PID) merupakan pendekatan pengendalian umpan balik yang bekerja dengan mengombinasikan tiga aksi utama, yaitu proporsional, integral, dan derivatif, untuk mengarahkan sistem agar mengikuti nilai yang diinginkan secara stabil. Aksi proporsional memberikan respons langsung terhadap selisih keluaran, aksi integral membantu mengurangi kesalahan yang tersisa dari waktu ke waktu,

sementara aksi derivatif berperan dalam meredam perubahan yang terlalu cepat sehingga respons sistem menjadi lebih halus. Dengan karakteristik yang sederhana dan mudah diimplementasikan, kendali PID banyak digunakan dalam berbagai sistem teknik, termasuk pada pengendalian pesawat tanpa awak [15]

2.3 Motor Brushless

Motor brushless atau Brushless Direct Current (BLDC) merupakan motor listrik arus searah yang tidak menggunakan sikat mekanik, di mana proses komutasi dilakukan secara elektronik melalui Electronic Speed Controller (ESC). Konfigurasi ini memanfaatkan interaksi antara medan magnet permanen pada rotor dan arus listrik terkontrol pada stator, sehingga menghasilkan efisiensi energi yang lebih tinggi, keandalan yang lebih baik, serta umur pakai yang lebih panjang dibandingkan motor bersikat. Karakteristik tersebut menjadikan motor brushless banyak diterapkan pada sistem yang menuntut kinerja tinggi dan presisi, seperti sistem propulsi pesawat tanpa awak, robotika, dan kendaraan listrik. [16].

2.4 Elektronik Spees Control

Electronic Speed Controller (ESC) merupakan perangkat elektronika daya yang berfungsi mengatur kecepatan dan arah putaran motor brushless dengan cara mengendalikan besar tegangan dan arus yang diberikan ke stator motor melalui proses komutasi elektronik. ESC menerima sinyal kendali dari flight controller, umumnya dalam bentuk sinyal *Pulse Width Modulation* (PWM), yang merepresentasikan perintah perubahan kecepatan motor. Variasi lebar pulsa PWM digunakan untuk mengatur duty cycle, sehingga mempengaruhi kecepatan sudut dan torsi motor secara proporsional. [17].

2.5 Motor Servo

Motor servo merupakan aktuator elektromekanik yang dirancang untuk mengendalikan posisi sudut poros secara akurat melalui mekanisme kendali umpan balik tertutup. Pengaturan posisi dilakukan berdasarkan sinyal kendali, yang umumnya berbentuk *Pulse Width Modulation* (PWM), sehingga motor mampu bergerak dan

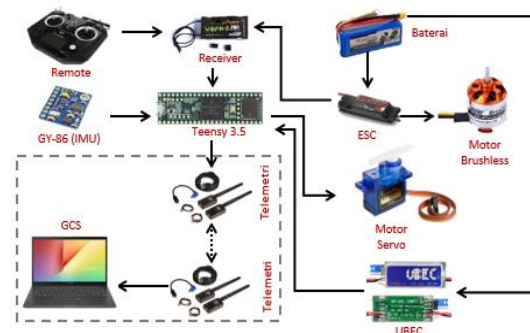
mempertahankan sudut yang diinginkan dengan tingkat presisi yang tinggi. Secara konstruktif, motor servo tersusun atas motor listrik, rangkaian kendali, sistem roda gigi reduksi, serta sensor posisi seperti potensiometer atau encoder, yang secara bersama-sama memungkinkan respons gerak yang stabil dan andal pada berbagai aplikasi kontrol posisi. [16].

3. METODE PENELITIAN

Objek yang digunakan pada penelitian ini adalah pesawat jenis *fixed wing* tipe FT-Explorer dengan menerapkan metode kendali Proportional Integral Derivative (PID). Secara sistematis, penelitian ini dibagi ke dalam beberapa tahapan utama, meliputi perancangan perangkat keras serta perancangan perangkat lunak.

3.1. Perancangan Sistem Elektronik

Perancangan sistem elektronika merupakan tahap penyusunan hubungan antar komponen elektronika yang diperlukan oleh sistem dalam bentuk blok diagram. Sistem elektronika ini terdiri atas beberapa bagian utama, yaitu catu daya, unit pemroses, serta perangkat input dan output. Hasil rancangan blok diagram dari sistem elektronika tersebut ditunjukkan pada Gambar 1.

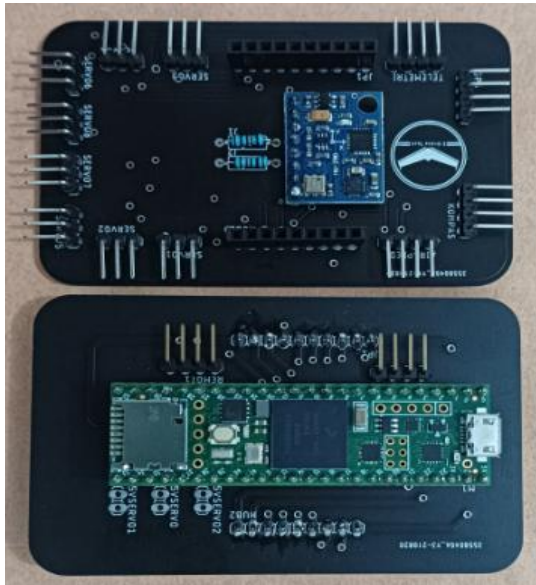


Gambar 1. Blok diagram system

Perangkat input yang digunakan terdiri dari sensor IMU untuk memperoleh data sudut pergerakan pesawat, serta sinyal PWM dari remote kontrol yang berfungsi menggerakkan servo dan motor brushless DC secara manual. Mikrokontroler berperan sebagai unit pemroses utama yang di dalamnya diimplementasikan algoritma kendali PID guna menjaga kestabilan penerbangan pesawat secara otomatis ketika berada dalam mode autonomous.

Gerakan motor servo dikendalikan berdasarkan nilai masukan dari sensor IMU

yang telah diolah oleh sistem kendali. Selain itu, modul telemetry digunakan untuk mengirim dan menerima data antara pesawat dan perangkat di darat. Rancangan blok diagram sistem yang telah dibuat kemudian diimplementasikan ke dalam rangkaian sistem embedded yang terintegrasi sebagai satu kesatuan. Bentuk rangkaian *embedded sistem* tersebut di tampilkan pada Gambar 2.

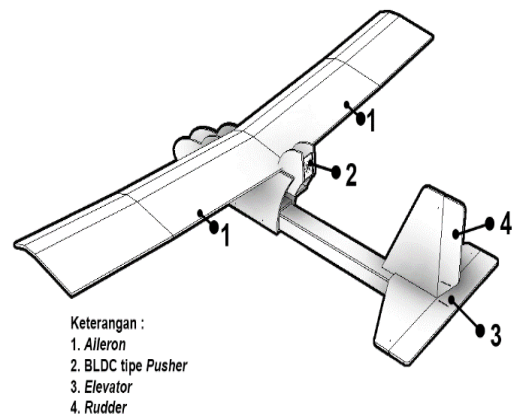


Gambar 2. Rangkaian sistem embedded

3.2. Perancangan Mekanik Wahana

Perancangan mekanik merupakan tahap pembuatan model pesawat tak berawak yang dilengkapi dengan aktuator sesuai kebutuhan sistem. Jenis pesawat yang dirancang adalah fixed-wing FT-Explorer, dengan desain dan model yang diadaptasi dari Bixler et al. (2014). Pesawat ini memiliki bentang sayap (wingspan) sepanjang 1447 mm, root chord dan tip chord masing-masing 220 mm, serta luas sayap sebesar 318.340 mm² dengan berat tanpa baterai mencapai 493 gram.

Berdasarkan hasil perhitungan, diperoleh wing loading sebesar 0.0015487 g/mm² atau 1.5487 kg/m², dan *wing cube loading* (WCL) sebesar 2.745 kg/m³, dengan kemampuan thrust maksimum hingga 1200 gram. Berdasarkan spesifikasi tersebut, pesawat tak berawak ini termasuk dalam kategori Slow Flyers dan Thermal Gliders. Rincian konfigurasi gerak pesawat model ini dapat dilihat pada Gambar 3.



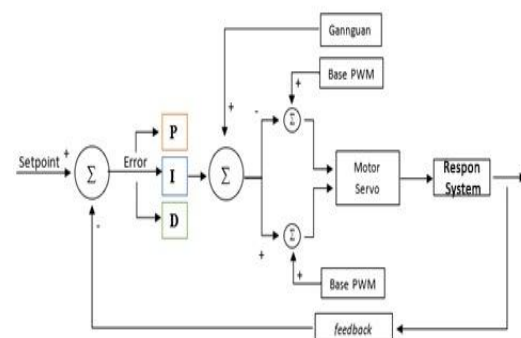
Gambar 3. Sistem mekanik wahana

3.3 Perancangan Perangkat Lunak

Perancangan perangkat lunak merupakan tahap pengembangan sistem kendali yang diprogram ke dalam embedded system yang telah dirancang sebelumnya. Sistem kendali yang digunakan adalah PID (Proportional Integral Derivative). Pengendali PID ini berfungsi untuk menjaga stabilitas sikap terbang pesawat pada sumbu lateral, dengan memanfaatkan nilai error yang diperoleh dari sensor IMU melalui mekanisme umpan balik. Kontroler PID kemudian menghasilkan nilai keluaran (output) untuk menggerakkan motor servo, berdasarkan hasil perhitungan error yang dikombinasikan dengan nilai dasar PWM (base PWM) yang telah ditetapkan. Persamaan kendali PID ditampilkan pada Persamaan 1.

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (1)$$

Sementara itu, blok diagram sistem kendali PID yang diterapkan pada pesawat dapat dilihat pada Gambar 4 berikut.



Gambar 4. Blok diagram sistem kendali PID

4. HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Implementasi Sistem

Implementasi sistem merupakan tahap realisasi dari seluruh hasil perancangan dengan mengintegrasikan setiap komponen menjadi satu kesatuan yang utuh dan saling terhubung. Pada tahap ini dilakukan pembuatan wahana pesawat tanpa awak jenis fixed-wing serta perakitan embedded system flight control sesuai desain yang telah direncanakan sebelumnya. Wahana dibuat menggunakan bahan polyfoam yang dibentuk mengikuti sketsa model dan dirakit hingga menjadi pesawat yang siap untuk uji terbang. Hasil akhir dari pesawat tak berawak yang telah berhasil dibuat dalam penelitian ini ditampilkan pada Gambar 5.



Gambar 5. Pesawat FT-Xplorer

Tahap berikutnya adalah proses instalasi sistem ke dalam pesawat yang digunakan untuk proses pengujian. Seluruh perangkat input dan output dipasang serta diatur sedemikian rupa agar sistem dapat terintegrasi dengan baik pada pesawat tak berawak. Setelah itu, sistem kendali akan diuji berdasarkan skenario pengujian yang telah dirancang, mencakup pengujian fungsionalitas perangkat keras, kinerja pesawat tak berawak, serta efektivitas sistem kendali yang telah dikembangkan. Ilustrasi pemasangan papan kendali (board) dan perangkat I/O dapat dilihat pada Gambar 6.



Gambar 6. Integrasi sistem embedded

4.2 Pengujian Sistem

Pengujian sistem dilakukan setelah program diunggah ke papan *embedded system* yang terintegrasi dengan mikrokontroler dan sensor pendukung, kemudian dipasang pada pesawat tanpa awak. Setelah instalasi selesai, dilakukan pengujian fungsional untuk memastikan setiap komponen bekerja sesuai dengan fungsinya. Tahap ini bertujuan memverifikasi kinerja sistem secara keseluruhan serta mengurangi kemungkinan terjadinya kesalahan saat pengujian maupun pengoperasian.

Pengujian kinerja sistem kendali dilakukan melalui penerbangan langsung dengan menerapkan skenario gangguan yang telah dirancang. Respons pesawat terhadap gangguan tersebut diamati untuk mengevaluasi kemampuan sistem kendali dalam menjaga stabilitas penerbangan. Parameter yang diukur meliputi *settling time*, *overshoot*, *rise time*, serta simpangan error sudut. Gangguan diberikan setelah pesawat mencapai kondisi stabil, yaitu setelah proses penalaan sistem kendali selesai dilakukan.

Hasil pengujian sistem selanjutnya dibandingkan dengan spesifikasi kebutuhan yang telah ditetapkan. Mengacu pada [18], sistem kendali pesawat tak berawak dikatakan memiliki kinerja yang baik apabila memenuhi kriteria berikut:

1. *Maximum overshoot* untuk sistem kendali $\pm 10^\circ$
2. *Rise time* (waktu naik) yang dihasilkan untuk kestabilan terbang pesawat tak ber

- awak lebih cepat atau sama dengan 2,5 detik.
3. *Settling time* atau waktu yang dibutuhkan sistem untuk mencapai titik stabilnya harus lebih cepat atau sama dengan 4,5 detik.
 4. *Steady-state error* pesawat tak berawak agar dapat menjaga kestabilan memiliki nilai toleransi sebesar $\pm 4,5^\circ$.

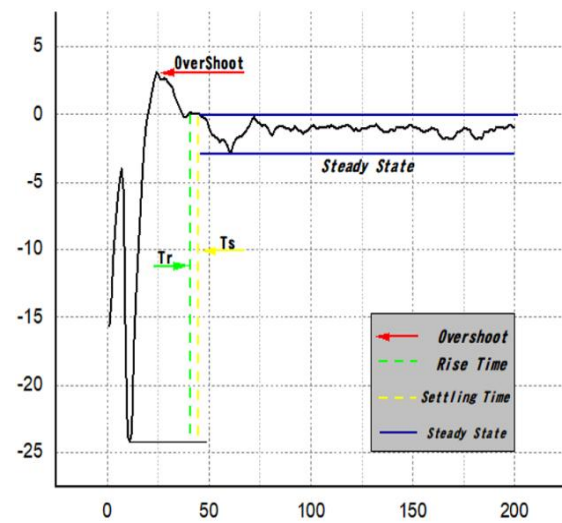
Skenario pengujian dilakukan melalui penerbangan langsung pesawat, yang diikuti dengan proses penalaan (*tuning*) terhadap nilai konstanta proporsional (K_p), integral (K_i), dan derivatif (K_d) untuk memperoleh respons sistem kendali yang paling optimal. Berdasarkan hasil proses penalaan tersebut, diperoleh nilai konstanta terbaik yaitu $K_p = 0,4$, $K_i = 0,01$, dan $K_d = 0,02$. Setelah nilai konstanta ini menunjukkan respons yang baik dan stabil pada pesawat, pengujian dilanjutkan dengan pemberian gangguan secara langsung menggunakan *remote control*. Besar gangguan yang diberikan berada pada kisaran 20° hingga 25° . Selanjutnya, hasil pengujian performa sistem kendali pesawat disajikan dalam bentuk tabel.

Tabel 1. Hasil Pengujian Terbang

Respon Sistem	Hasil			
	Uji 1	Uji 2	Uji 3	Spesifikasi Minimum
Rise Time (t_r)	1,4	1,2	1,6	$< 2,5$ s
Settling Time (t_s)	4,0	3,9	4,1	$< 4,5$ s
Overshoot	3,4	3,22	3,3	$< 10^\circ$
Steady State Error	-0,45	0,77	1,25	$\pm 4,5^\circ$

4.3 Analisa Hasil

Berdasarkan hasil rangkaian pengujian kendali PID yang dilakukan secara langsung, respons sistem menunjukkan kinerja yang baik. Hal ini mengindikasikan bahwa pesawat tak berawak mampu terbang secara stabil serta mencapai setpoint yang telah ditetapkan. Grafik analisis respons terbaik dari pengendalian gerak lateral pesawat ditunjukkan pada Gambar 7.



Gambar 7. Grafik respon sistem

Sistem kendali dinyatakan memiliki respons yang baik apabila nilai *rise time*, *settling time*, *overshoot*, dan *steady-state error* berada dalam batas spesifikasi yang telah ditetapkan. Berdasarkan hasil beberapa kali pengujian, sistem secara keseluruhan menunjukkan respons yang sesuai dengan kriteria tersebut, dengan performa terbaik diperoleh pada pengujian kedua.

Pada grafik analisis respons terlihat adanya overshoot sesaat setelah gangguan diberikan. Hal ini menunjukkan upaya sistem dalam mengembalikan posisi pesawat menuju setpoint. Nilai overshoot yang tercatat sebesar $3,22^\circ$ dengan *rise time* 1,2 detik, yang keduanya masih berada dalam batas yang diizinkan, yaitu maksimal 10° . Sistem selanjutnya mencapai kondisi stabil (*settling time*) dalam waktu 3,9 detik, yang menunjukkan respons yang cukup cepat terhadap perubahan. Selain itu, grafik memperlihatkan adanya osilasi kecil setelah sistem mencapai setpoint. Kondisi ini merupakan bagian dari mekanisme pengendali dalam mempertahankan kestabilan terbang dan dikenal sebagai *steady-state error*. Nilai *steady-state error* yang diperoleh sebesar $0,77^\circ$, yang masih berada dalam batas toleransi sesuai dengan spesifikasi yang telah ditetapkan.

5. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil pengujian dan analisis yang telah dilakukan, dapat dirumuskan beberapa poin kesimpulan yang merepresentasikan kinerja sistem kendali yang dikembangkan. Poin-poin tersebut merangkum capaian utama penelitian serta menegaskan keberhasilan penerapan metode kendali PID pada pesawat tak berawak Tipe FT-Explore:

1. Metode kendali PID (*Proportional Integral Derivative*) berhasil diimplementasikan pada pesawat fixed-wing tipe FT-Explorer melalui pengujian penerbangan langsung.
2. Sistem kendali yang dikembangkan mampu menjaga kestabilan gerak lateral pesawat tak berawak dengan baik.
3. Ketika diberikan gangguan langsung pada sudut pitch, sistem mampu mengembalikan posisi pesawat ke setpoint dan mempertahankan kondisi terbang yang stabil.
4. Performa terbaik diperoleh pada pengujian pertama, dengan karakteristik respon sebagai berikut: Overshoot sebesar 3,22°, Rise time sebesar 1,2 detik, Settling time sebesar 3,9 detik, Steady-state error sebesar 0,77°

Seluruh parameter respon tersebut berada dalam batas spesifikasi yang telah ditetapkan. Untuk penelitian selanjutnya, disarankan pengembangan sistem kendali yang mencakup gerak lateral dan longitudinal, sehingga kestabilan pesawat dapat terjaga pada kedua sumbu penerbangan.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] E. Irmawan and E. Eko Prasetyo, "Kendali Adaptif Neuro Fuzzy PID untuk Kestabilan Terbang Fixed Wing UAV (Adaptive Control of Neuro Fuzzy PID for Fixed Wing UAV Flight Stability)," *J. Nas. Tek. Elektro dan Teknol. Inf.*, vol. 9, no. 1, pp. 73–78, 2020, doi: 10.22146/jnteti.v9i1.142.
- [2] A. Hermawan, "Realisasi dan Tuning Pengontrolan PID Drone Fixed Wing untuk Pemetaan Udara," vol. 6, no. 2, 2019.
- [3] Ç. Sezer, "Optimization of PID Controllers for UAVs Using SPSS Algorithm for Enhanced Flight Performance," vol. 9, no. 1, pp. 28–33, 2025.
- [4] A. Israr, E. H. Alkhamash, and M. Hadjouni, "Guidance , Navigation , and Control for Fixed-Wing UAV," vol. 2021, 2021, doi: 10.1155/2021/4355253.
- [5] D. B. Widyantara, R. Sumiharto, and S. B. Wibowo, "Purwarupa Sistem Kendali Kestabilan Pesawat Tanpa Awak Sayap Tetap Menggunakan Robust PID 1," vol. 6, no. 2, pp. 141–150, 2016.
- [6] Selamawit Mekuria Dubale, Mebaye Belete Mamo, and Bethlehem Nigusse Mulugeta, "Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicle Control by Non-linear PID Controller," *J. Electr. Eng. Electron. Control Comput. Sci. – JEECCS*, vol. 7, no. 24, pp. 1–8, 2021.
- [7] A. You, M. Be, and I. In, "Control and navigation system for a fixed-wing unmanned aerial vehicle," vol. 031306, no. November 2019, 2024, doi: 10.1063/1.4866169.
- [8] E. W. Metekia, W. A. Asfaw, C. M. Abdissa, and L. N. Lemma, "Control of a fixed wing unmanned aerial vehicle using a robust fractional order controller," *Sci. Rep.*, vol. 15, no. 1, pp. 1–34, 2025, doi: 10.1038/s41598-025-03552-0.
- [9] T. Komputer, D. T. Elektro, and U. N. Semarang, "BERBASIS PID," vol. 13, no. 3.
- [10] M. Ariyanto and J. D. Setiawan, "Uji Terbang Autonomous Low Cost Fixed Wing UAV Menggunakan PID Compensator," vol. 19, no. 4, pp. 231–236, 2017.
- [11] A. Primagani, Z. Afnan, F. R. Husna, and E. N. Firdausi, "KONTROL LEVEL KETINGGIAN AIR TANDON PENGUN 1500 LITER MENGGUNAKAN MATLAB," vol. 13, no. 3, pp. 229–237.
- [12] Y. Eraslan and T. Oktay, "Simultaneous flight control system and twist-morphing wing design of an unmanned aerial vehicle Bir insansız hava aracının eşzamanlı uçuş kontrol sistemi ve burularak- başkalaşabilen kanat tasarımı," vol. 13, no. 4, pp. 1184–1191, 2024, doi: 10.28948/ngmuh.1501418.
- [13] M. Bilici and M. Karalı, "International Journal of Aviation Modeling and Control of a Fixed-Wing High-Speed Mini-UAV," vol. 3, no. 1, pp. 35–44, 2022, doi: 10.23890/IJAST.vm03is01.0104.
- [14] T. Win, H. L. A. M. Y. O. Tun, H. Tin, and C. H. O. Nyunt, "MODELLING AND PID CONTROL SYSTEM FOR FIXED-WING," no. 6, pp. 8–11, 2018.
- [15] B. K. Aliyu, A. A. Petinrin, and J. A. Adewumi, "PID Control Design of Sideslip Angle for a Fixed- Wing Mini-UAV," vol. 6, no. 3, pp. 1–14, 2016, doi: 10.9734/AIR/2016/22738.
- [16] J. Walalangi *et al.*, "Implementasi Pengendali PID Pada Pendaratan Otomatis Wahana Tanpa

- Awak,” *J. Tek. Elektro dan Komput.*, vol. 7, no. 1, pp. 85–92, 2018, doi: 10.35793/jtek.7.1.2018.19205.
- [17] E. M. Sartika and R. Sarjono, “Pengontrolan Kecepatan Rotor BLDC UAV Berdasarkan Hasil Identifikasi menggunakan Metode Regresi,” vol. 9, no. 1, pp. 114–124, 2021.
- [18] J. López, R. Dormido, S. Dormido, and J. P. Gómez, “A Robust H_∞ Controller for an UAV Flight Control System,” vol. 2015, 2015.