
PENGENDALIAN GERAK LONGITUDINAL PESAWAT FIXED WING FT-EXPLORER

Enrico Hadi Pranata¹, Try Susanto², Rikendry³, Ajeng Savitri Puspaningrum⁴

^{1,2,3,4} Fakultas Teknik dan Ilmu Komputer, Universitas Teknokrat Indonesia
JL.ZA. Pagar Alam No.9-11, Labuhan Ratu, Bandar Lampung, Indonesia 35312
enricohadi09@gmail.com

Abstract

An Unmanned Aerial Vehicle (UAV) or often called unmanned aircraft is a vehicle that can fly by being controlled using radio waves or flying independently autonomously. This aircraft has an electro-mechanical-based system to be able to carry out programmed missions using aerodynamic laws. One of these aircraft is a fixed-wing type aircraft, which has a control plane in the form of ailerons to control roll angles, elevators to control pitch angles, and rudders to control yaw angles. When the plane is on a flying mission, it encounters many disturbances that disrupt the stability of the aircraft's flight, one of which is weather such as strong winds which causes it to lose stability and experience spinning and thwart the flight mission. Therefore, it is necessary to have a control system so that the aircraft can overcome these disturbances. One of the control methods that can be used is the PID control method which utilizes feedback errors to reach a point of stability as well as previous errors and predict future errors. The test results show that the PID control method can overcome the given disturbance properly when testing was carried out by providing disturbances at the roll angle, the aircraft was able to overcome the disturbances and return to stable flight while maintaining longitudinal motion. The best response results were obtained with an overshoot of 6.9°, a rise time of 0.45 seconds, a settling time of 1.2 seconds, and a steady state error of 0.45°.

Keywords: UAV, PID, Longitudinal, FT-Explorer

Abstrak

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) atau sering disebut pesawat tak berawak adalah wahana yang dapat terbang dengan cara dikendalikan menggunakan gelombang radio ataupun terbang mandiri secara autonomus. Pesawat ini memiliki sistem yang berbasis elektro-mekanik untuk dapat melakukan misi-misi secara terprogram menggunakan hukum aerodinamika. Salah satu pesawat ini adalah pesawat tipe fixed wing, yang memiliki bidang kendali berupa aileron untuk mengendalikan sudut roll, elevator untuk mengendalikan sudut pitch, dan rudernya untuk mengendalikan sudut yaw. Ketika pesawat menjalankan misi terbang, banyak gangguan yang dihadapi sehingga mengganggu kestabilan terbang pesawat, salah satunya yaitu cuaca seperti angin kencang yang menyebabkan kehilangan kestabilan dan mengalami spinning dan menggagalkan misi terbang. Oleh karena itu perlu adanya sistem kendali agar pesawat dapat mengatasi gangguan tersebut. Salah satu metode kendali yang dapat digunakan adalah metode kendali PID yang memanfaatkan Feedback error untuk mencapai titik kestabilan dan juga error terdahulu serta memprediksi error yang akan datang. Hasil pengujian menunjukkan metode kendali PID mampu mengatasi gangguan yang diberikan dengan baik ketika dilakukan pengujian dengan memberikan gangguan pada sudut roll, pesawat mampu mengatasi gangguan dan kembali terbang stabil mempertahankan gerak longitudinal. Hasil respon terbaik yang diperoleh dengan overshoot sebesar 6,9°, rise time sebesar 0,45 sekon, settling time 1,2 sekon, dan steady state error sebesar 0,45°.

Kata kunci: UAV, PID, Longitudinal, FT-Explorer

1. PENDAHULUAN

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) atau sering disebut dengan pesawat tak berawak adalah wahana yang dapat terbang secara mandiri dengan menggunakan gelombang radio ataupun terbang secara autonomus [1][2]. Pesawat tak berawak memiliki sistem yang berbasis elektro-mekanik yang dapat melakukan misi-misi secara terprogram dan menggunakan hukum aerodinamika [3][4]. Sistem pengendalian pesawat tak berawak di bagi menjadi dua yaitu manual dan auto pilot. Pengendalian manual pesawat tak berawak di kendalikan oleh pilot atau operator menggunakan komunikasi jarak jauh. Sedangkan pengendalian auto pilot pesawat tak berawak akan di kendalikan oleh flight controller yang ditanam pada pesawat, sehingga dapat bergerak sesuai misi yang di berikan [5][6].

Salah satu pesawat tak berawak adalah pesawat tipe fixed-wing yang memiliki bentuk seperti pesawat komersil. Pesawat tipe fixed-wing memiliki kendali terbang berupa aileron yang berada di kedua sayap yang mengendalikan sudut roll (longitudinal), elevator mengendalikan sudut pitch (lateral) dan rudder mengendalikan sudut yaw (directional) yang berada di buntut pesawat. Hal tersebut memungkinkan pesawat tipe fixed-wing mampu terbang secara gliding dan memiliki daya jelajah yang bagus [7][8].

Dalam dunia penerbangan banyak sekali gangguan yang dihadapi oleh pesawat ketika terbang salah satunya adalah cuaca. Cuaca yang tidak dapat di prediksi seperti angin yang kencang dan mengakibatkan pesawat akan kehilangan kendali yang mengakibatkan pesawat menjadi berputar (Spinning) pada sumbu longitudinal sehingga dapat menyebabkan kegagalan misi terbang [9]. Hal tersebut membuat pesawat tak berawak membutuhkan kendali yang bisa menjaga kestabilan sikap agar tidak terjadi stall. Sikap longitudinal adalah salah satu factor untuk menjaga kestabilan sikap pesawat, sudut roll sangat diperlukan untuk menjaga kestabilan sikap longitudinal, pergerakan pada sudut roll di sebut dengan gerak berguling (rolling). Gerak berguling dimana pesawat akan menggerakkan aileron pada kedua sayap (wing) secara berlawanan arah agar tercapai kestabilan pada sikap longitudinal [10].

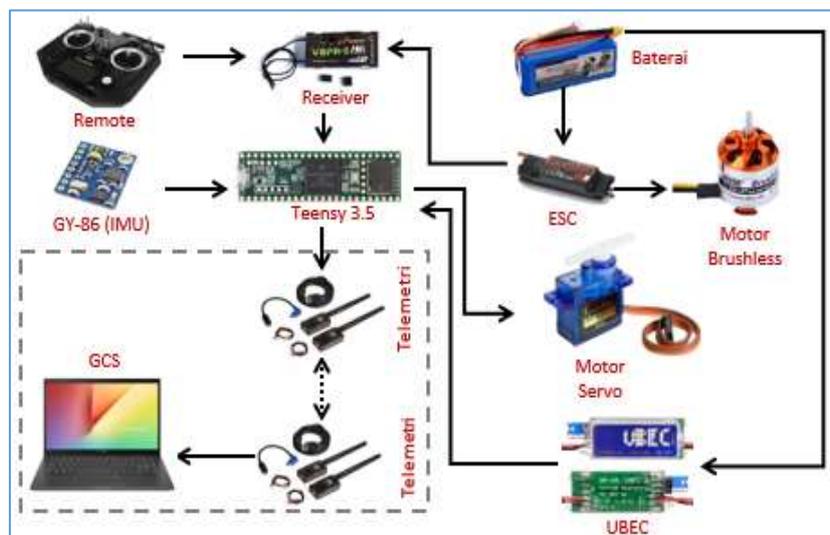
Pesawat tak berawak perlu menggunakan sistem kendali untuk menjaga kestabilan sikap terbangnya. Beberapa penelitian telah di lakukan berkaitan dengan sistem pengendalian terbang pesawat tak berawak, salah satunya penelitian yang dilakukan oleh [11], dalam penelitiannya menerapkan metode PD (Proporsional Derivatif) untuk kestabilan terbang pada pesawat tak berawak. Metode yang di terapkan berhasil menjaga kestabilan sikap terbang, namun nilai settling time masih terlalu besar dan mengakibatkan respon sistem menjadi lambat, sehingga perlu adanya perbaikan pada metode tersebut. Salah satu metode yang banyak digunakan adalah metode kendali PID (Proporsional Integral Derivatif). Menurut penelitian [12][13][14] PID adalah metode yang memanfaatkan Feedback error untuk mencapai titik stabil pada sistem, PID tidak hanya memanfaatkan Feedback error yang sekarang (Present) tetapi juga terdahulu (Past) dan memprediksi yang akan datang (Future). Dimana Proporsional sebagai penguat sinyal error sehingga akan mempercepat respon system. Integral dapat mengurangi steady-state error dan juga mempercepat rise-time tetapi dengan rise-time yg cepat menimbulkan overshoot, Derivative akan memperlambat rise-time tetapi akan mengantisipasi terjadinya overshoot dan mempercepat respon saat terjadi osilasi. Dari beberapa keunggulan kendali PID tersebut, pada penelitian ini penulis ingin menerapkan kendali PID untuk menjaga kestabilan sikap longitudinal pada pesawat tak berawak fixed-wing model FT-Explorer.

2. METODOLOGI PENELITIAN

Pada penelitian ini, objek yang digunakan yaitu pesawat FT-Explorer berjenis fixed wing dengan metode kendali yang diterapkan Poporsional Integral Derivarif (PID). Penelitian ini secara sistematis dibagi menjadi beberapa tahapan yaitu perancangan sistem electronics, perancangan mekanik dan perancangan perangkat lunak.

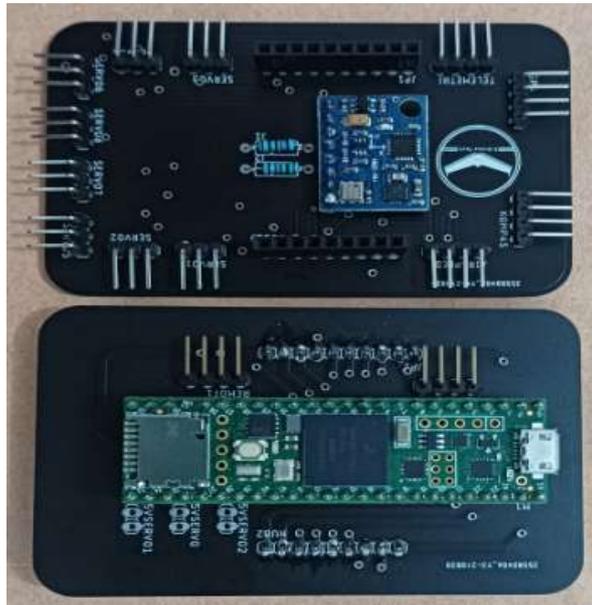
2.1. Perancangan Elektronik

Perancangan sistem elektronik adalah proses merancang hubungan antar komponen elektronik yang dibutuhkan system ke dalam bentuk blok diagram. Sistem elektronik terdiri dari beberapa bagian, yaitu perangkat catu daya, perangkat pemroses, dan juga perangkat input dan output. Hasil rancangan blok diagram sistem elektronik dapat dilihat pada gambar 1.



Gambar 1. Blok Diagram Sistem

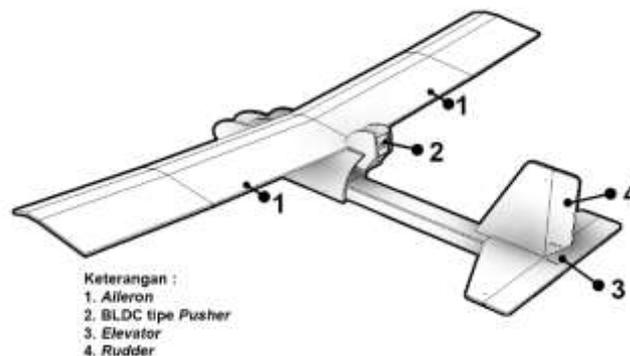
Perangkat input berupa sensor IMU untuk mendapatkan besaran sudut dari pergerakan pesawat, nilai PWM dari *Remote Control* untuk menggerakkan servo dan juga motor *brushless* DC secara manual. Mikrokontroler digunakan sebagai pemroses utama yang di dalamnya ditanamkan program kendali PID untuk menjaga kestabilan terbang pesawat secara mandiri ketika pesawat bekerja secara *autonomous*. Motor servo bergerak berdasarkan nilai masukan dari sensor IMU yang telah di kalkulasi oleh sistem kendali. Modul telemetry digunakan untuk berkirim dan menerima data antara pesawat dan juga perangkat yang ada didarat. Hasil dari rancangan blok diagram sistem, selanjutnya di implementasikan ke dalam rangkaian embedded sistem yang terintegrasi menjadi satu kesatuan. Gambar rangkaian embedded sistem yang telah di buat dapat dilihat pada gambar 2.



Gambar 2. Rangkaian Sistem Embedded

2.2. Perancangan Mekanik

Perancangan mekanik adalah proses model pesawat tak berawak yang di lengkapi dengan actuator yang diperlukan. Pesawat tak berawak yang dirancang adalah pesawat bertipe *fixed-wing* berjenis FT-Explorer. Dimensi pesawat tak berawak yang digunakan memiliki *wingspan* atau bentang sayap selebar 1447 mm, root chord dan tip chord 220 mm, wing area 318.340 mm² dengan berat tanpa baterai 493g. Berdasarkan kalkulasi diperoleh wing load pesawat adalah 0.0015487 g/mm² atau 1.5487 kg/m² dan *wing cube loading* (WCL) 2.745 kg/m³, Thrust up to 1200 gram. Berdasarkan spesifikasi tersebut maka tipikal pesawat tak berawak adalah model *Slow Flyers* dan *Thermal Gliders* untuk detail konfigurasi gerak pada pesawat tak berawak model ini bisa dilihat pada gambar 3.



Gambar 3. Konfigurasi Sistem Gerak Pesawat

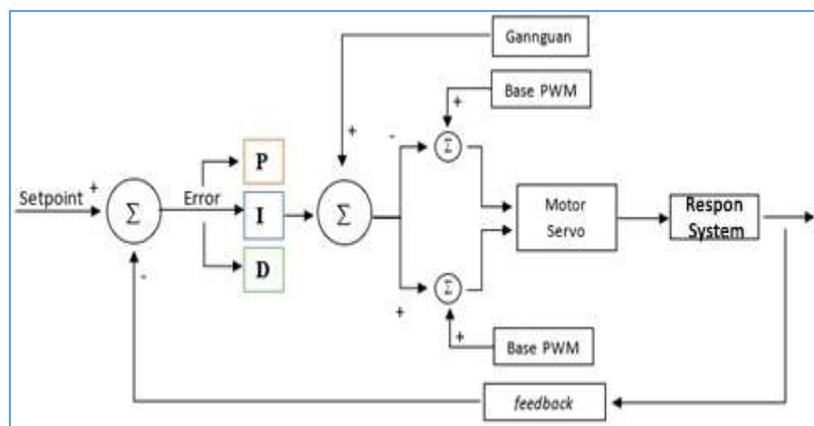
2.3. Perancangan Perangkat Lunak

Perancangan perangkat lunak adalah proses merancang sistem kendali dan memprogramnya ke dalam embedded sistem yang telah dibuat. Sistem kendali yang diterapkan yaitu sistem kendali PID (Proporsional Integral Derivatif). Sistem kendali PID

digunakan untuk menjaga kestabilan sikap terbang pesawat pada sikap lateral dengan memanfaatkan *error* yang didapat dari sensor IMU dengan karakteristik adanya umpan balik (*feedback*) dari sistem tersebut. Kontroler PID akan memberikan nilai *output* kepada motor servo berdasarkan *error* yang telah dikalkulasi ditambah dengan base PWM yang telah ditentukan, persamaan kendali PID dapat dilihat pada persamaan 1

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

Sedangkan untuk blok diagram sistem kendali PID pada pesawat dapat dilihat pada gambar 4 berikut.



Gambar 4. Diagram Blok Kontrol PID

Pada gambar 4 *error* diperoleh berdasarkan selisih antara nilai aktual dan *setpoint* yang telah ditentukan. Kemudian *error* tersebut akan dikalkulasi oleh kendali *proportional*, *integral*, dan juga *derivative* untuk kemudian mendapatkan nilai yang akan ditambahkan ke *base pwm* yang telah ditentukan dan selanjutnya diteruskan ke aktuator (motor servo). Ketika motor servo mendapatkan nilai masukan, pesawat akan bergerak sesuai dengan perintah yang diberikan oleh sistem kendali.

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada bagian ini diberikan hasil penelitian yang dilakukan sekaligus dibahas secara komprehensif. Hasil bisa berupa gambar, grafik, tabel dan lain-lain yang mempermudah pembaca paham dan diacu di naskah. Jika bahasan terlalu panjang dapat dibuat sub-sub judul, seperti contoh berikut.

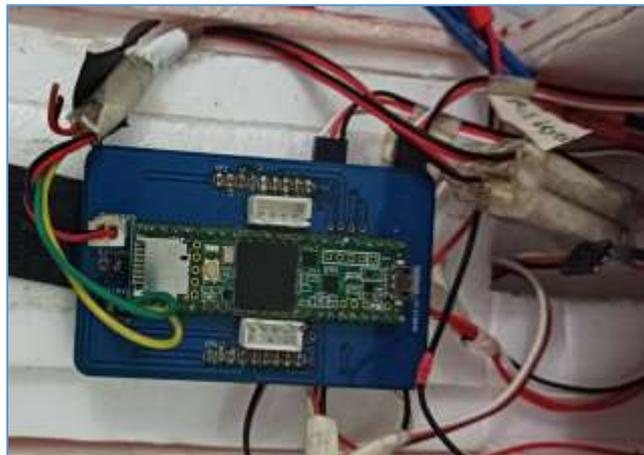
3.1. Implementasi Sistem

Implementasi sistem adalah proses pembuatan semua hasil rancangan dan menggabungkan semua sistem menjadi satu kesatuan yang saling terintegrasi. Pembuatan wahana pesawat tanpa awak fixed wing dan pembuatan embedded sistem flight control seperti yang sudah dirancang sebelumnya. Wahana dibuat dengan bahan polyfoam yang dibentuk sesuai sketch model wahana dan digabung sehingga sedemikian rupa menjadi wahana yang siap di uji terbang. Pesawat tak berawak yang berhasil dibuat pada penelitian terlihat seperti pada gambar 5.



Gambar 5 Pesawat Fixed Wing FT-Explorer

Tahapan selanjutnya adalah proses instalasi sistem yang dibuat kedalam pesawat yang digunakan untuk proses pengujian. Seluruh perangkat Input dan Output yang akan disusun sedemikian rupa agar sistem terpasang dengan baik pada pesawat tak berawak. Sistem kendali kemudian akan diuji berdasarkan skenario pengujian yang sudah dibuat, baik itu pengujian fungsionalitas hardware, pesawat tak berawak, dan juga sistem kendali yang telah dibuat. Untuk gambar pemasangan board dan perangkat I/O dapat dilihat pada gambar 6.



Gambar 6 Integrasi Sistem Input dan Sistem Output

3.2. Pengujian Sistem

Proses pengujian sistem dilakukan setelah kode program upload ke board embedded sistem yang telah dilengkapi mikrokontroler dan sensor-sensor yang dibutuhkan dan selanjutnya diimplementasikan ke pesawat tak berawak. Setelah semua sistem terpasang, maka dilakukan fungsionalitas untuk memastikan apakah sistem sudah berfungsi sesuai dengan yang diharapkan. Pengujian ini dilakukan untuk memastikan apakah komponen yang digunakan berjalan dengan baik, dan meminimalisir kesalahan yang akan terjadi.

Pengujian performa sistem kendali dilakukan dengan cara menerbangkan langsung pesawat, selanjutnya memberikan skenario gangguan yang sudah dirancang untuk melihat respon dari pesawat apakah sistem kendali yang sudah berhasil dibuat dapat menjalankan fungsinya dengan baik. Pengujian ini dilakukan untuk mengetahui nilai *settling time*,

overshoot, *rest time* dan juga simpangan error sudut dari pesawat tak berawak. Skenario gangguan diberikan ketika pesawat tak berawak dirasa sudah cukup stabil setelah dilakukan proses *tuning*.

Hasil pengujian kemudian akan dibandingkan dengan spesifikasi kebutuhan sistem yang telah dibuat. Spesifikasi kebutuhan sistem [15] dalam penelitian ini agar memiliki kinerja yang baik dan optimal adalah sebagai berikut:

1. *Maximum overshoot* untuk sistem kendali $\pm 10^\circ$
2. *Rise time* (waktu naik) yang dihasilkan untuk kestabilan terbang pesawat tak berawak 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 detik.
4. *Steady-state error* pesawat tak berawak agar dapat menjaga kestabilan memiliki nilai toleransi sebesar $\pm 4,5^\circ$.

Skenario pengujian dilakukan dengan cara menerbangkan pesawat secara langsung, selanjutnya dilakukan tuning nilai konstanta Proporsional (*kp*), kontanta Integral (*ki*), dan Kontanta Derivatif (*kd*) agar diperoleh respon sistem yang baik. Hasil tuning diperoleh ketiga nilai konstanta tersebut adalah $kp = 1.30$, $ki = 0.01$, dan $kd = 0.01$. Setelah diperoleh nilai konstanta yang memberikan respon pesawat yang baik, selanjutnya diberikan gangguan secara langsung pada pesawat menggunakan remote kontrol. Besarnya gangguan yang diberikan berkisar 20° - 25° . Hasil pengujian pesawat ditampilkan pada tabel 1 dimana pengujian pertama memberikan hasil terbaik.

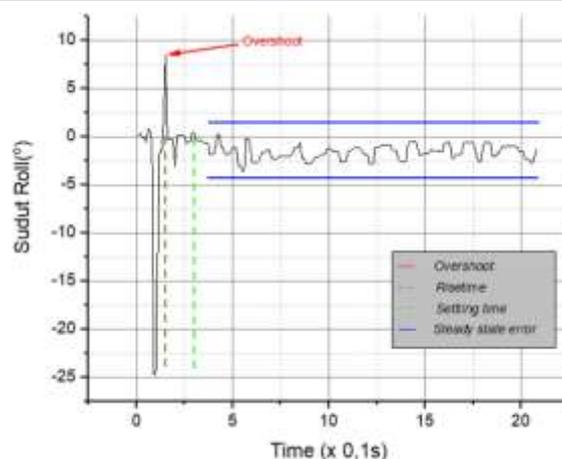
Tabel 1 Pengujian Respon Pesawat

Respon Sistem	Pengujian 1*	Pengujian 2	Pengujian 3	Spesifikasi Minimum sistem
Overshoot	6,9°	8,51°	7,70°	$\leq 10^\circ$
Rise Time	0,45s	0,6 s	0,5 s	$\leq 2,5s$
Setling Time	1,2 s	1,6 s	1,4 s	$\leq 4s$
Steady State Error	0,45°	-1,56°	-1,13°	$\leq 4,5^\circ$

*Hasil terbaik

3.3. Analisa Hasil

Berdasarkan hasil dari beberapa kali pengujian kendali PID secara langsung, nilai dari setiap pengujian sudah menunjukkan repon yang cukup baik untuk menyatakan bahwa pesawat tak berawak dapat terbang stabil dan dapat menuju setpoint yang telah ditentukan. Grafik analisa hasil untuk respon terbaik dari pesawat pada pengendalian gerak longitudinal ditampilkan pada gambar 7.



Gambar 7. Grafik Analisa Gerak Longitudinal

Respon sistem dikatakan baik apabila nilai rise time, settling time, overshoot dan steady state error telah memenuhi spesifikasi minimum yang sudah ditentukan. Berdasarkan tabel hasil pengujian setelah dilakukan beberapa kali pengujian, secara keseluruhan sistem memberikan respon yang baik dan memenuhi kebutuhan spesifikasi yang telah ditentukan dengan hasil terbaik diperoleh pada percobaan pertama. Pada gambar grafik analisa, terlihat sistem mengalami overshoot sesaat setelah diberikan gangguan. Overshoot terjadi dalam rangka system memberikan respon untuk mempertahankan posisi dari setpoint. Overshoot yang terjadi sebesar $6,9^\circ$ dengan waktu naik (rise time) sebesar 0,45 sekon, dan masih dibawah batasan yang ditentukan, yaitu sebesar 10o untuk overshoot dan 2,5 sekon untuk rise time. Sistem juga dapat dengan cepat stabil menuju setpoint settling time) dalam waktu 1,2 sekon. Pada grafik terlihat system berosilasi setelah mencapai setpoint, keadaan tersebut akan terus dialami system dalam rangka system mempertahankan kestabilan terbangnya dan keadaan tersebut disebut juga dengan steady state error. Besar steady state error yang dialami oleh system juga masih dibatasan spesikasi yang telah ditentukan, yaitu sebesar $0,45^\circ$.

4. KESIMPULAN DAN SARAN

Berdasarkan hasil pengujian yang dilakukan secara langsung, maka dapat ditarik kesimpulan bahwa metode kendali PID (*Proporsional Integral Derivatif*) telah berhasil diterapkan pada pesawat fixed wing model FT-Explorer. Metode kendali PID yang diterapkan mampu membuat pesawat tak berawak mempertahankan gerak longitudinal. Terbukti ketika diberikan gangguan secara langsung pada sudut roll, pesawat mampu kembali ke setpoint dan terbang stabil mempertahankan gerak longitudinal. Hasil respon terbaik yang diperoleh pada percobaan pertama dengan overshoot sebesar $6,9^\circ$, rise time sebesar 0,45 sekon, settling time 1,2 sekon, dan steady state error sebesar $0,45^\circ$. Adapun saran untuk penelitian selanjutnya, perlu ditambahkan pengendalian pada gerak lateral agar pesawat tak berawak dapat terbang dengan stabil pada gerak longitudinal dan gerak lateral.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Majid, A., Sumiharto, R. and Wibisono, S.B., 2015. *Identifikasi Model Dari Pesawat Udara Tanpa Awak Sayap Tetap Jenis Bixler*. IJEIS, 5(1), pp.43-54.

- [2] Gouthami, E. and Rani, M.A., 2014. *Modelling of Closed Loop PID Controller for an Auto-Pilot Aircraft Roll Control*. In International Conference on recent Advances in Communication, VLSI and Embedded Systems.
- [3] Shofiyanti, R., 2011. *Teknologi Pesawat Tanpa Awak Untuk Pemetaan Dan Pemantauan Tanaman Dan Lahan Pertanian*. Informatika Pertanian, 20(2), pp.58-64.
- [4] Jayadi, A., Susanto, T. and Adhinata, F.D., 2021. *Sistem Kendali Proporsional pada Robot Penghindar Halangan (Avoider) Pioneer P3-DX*. Majalah Ilmiah Teknologi Elektro, 20(1), p.47.
- [5] Irmawan, E. and Prasetyo, E.E., 2020. *Kendali Adaptif Neuro Fuzzy PID untuk Kestabilan Terbang Fixed Wing UAV*. Jurnal Nasional Teknik Elektro dan Teknologi Informasi, 9(1), pp.73-78.
- [6] Poksawat, P., Wang, L. and Mohamed, A., 2017. *Gain Scheduled Attitude Control Of Fixed-Wing UAV With Automatic Controller Tuning*. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 26(4), pp.1192-1203.
- [7] Prakoso, T., Setiawan, B. and Safitri, H.K., 2020. *Sistem Kestabilan Sudut Pitch Pada Uav (Unmanned Aerial Vehicle) Glider*. Jurnal Elkolind: Jurnal Elektronika dan Otomasi Industri, 3(2), pp.76-84.
- [8] Widyantara, D.B., Sumiharto, R. and Wibowo, S.B., 2016. *Purwarupa Sistem Kendali Kestabilan Pesawat Tanpa Awak Sayap Tetap Menggunakan Robust PID*. IJEIS (Indonesian Journal of Electronics and Instrumentation Systems), 6(2), pp.141-150.
- [9] Crasta, A. and Khan, S.A., 2014. *Effect of Angle of Incidence on Stability derivatives of a Wing*. International Journal for Research in Applied Science and Engineering Technology (IJRASET), 2(5), pp. 411-422.
- [10] Tuuk, C.P., Poekoel, V.C. and Litouw, J., 2018. *Implementasi Pengendali PID Untuk Kestabilan Posisi Terbang Wahana Tanpa Awak*. Jurnal Teknik Elektro dan Komputer, 7(1), pp.53-62.
- [11] Priambodo, A.S., Cahyadi, A.I. and Herdjunto, S., 2017. *Perancangan Sistem Kendali PD untuk Kestabilan Terbang Melayang UAV Quadcopter*. The 9th National Conference on Information Technology and Electrical Engineering, pp.117-121.
- [12] Kurniawan, R., Winarno, T., and Nurcahyo, S., 2017. *Implementasi Kontrol PID pada Object Tracking Robot Menggunakan Sensor Kamera PIXY CMUCAM5*. Jurnal Elkolind, 4(2), pp. 10-15.
- [13] Castillo-Zamora, J.J., Camarillo-Gomez, K.A., Perez-Soto, G.I. and Rodriguez-Resendiz, J., 2018. *Comparison of PD, PID and Sliding-Mode Position Controllers For V-Tail Quadcopter Stability*. IEEE Access, 6, pp.38086-38096.
- [14] Apriaskar, E., Fahmizal, F., Salim, N.A. and Prastiyanto, D., 2019. *Performance Evaluation Of Balancing Bicopter Using P, PI, and PID Controller*. Jurnal Teknik Elektro, 11(2), pp.44-49.
- [15] López, J., Dormido, R., Dormido, S. and Gómez, J.P., 2015. *A Robust Controller For An UAV Flight Control System*. The Scientific World Journal, Vol.2015, pp.1-11.