

Implementasi *Fuzzy PID* untuk Pengendalian Sudut *Pitch* pada Pesawat Tanpa Awak

Try Susanto^{1*}, Jihad Caesar Pratama²

[Submission: 06-06-2026, Accepted: 30-06-2026]

Abstract—Flight attitude control is a crucial aspect of ensuring the stability and performance of an Unmanned Aerial Vehicle (UAV), particularly in the pitch axis. Conventional Proportional–Integral–Derivative (PID) controllers with fixed parameters have limitations in handling nonlinear system dynamics and external disturbances, often resulting in slower responses, overshoot, and oscillatory behavior. This study aims to implement a Mamdani-based Fuzzy PID controller to adaptively auto-tune the proportional (K_p), integral (K_i), and derivative (K_d) gains for the pitch angle control of an FT-Explorer unmanned aerial vehicle. The controller was implemented on a Teensy 3.5 microcontroller using the error and change of error (delta error) as input variables. A 49-rule (7×7) fuzzy rule base and the weighted average method were employed in the defuzzification process. The controller performance was evaluated through flight experiments and compared with a conventional PID controller using overshoot, rise time, settling time, and steady-state error as performance metrics. Experimental results demonstrate that the proposed Fuzzy PID controller achieved a rise time of 0.8 s, an overshoot of 3.14° , a settling time of 3.3 s, and a steady-state error of 0.24° , outperforming the conventional PID controller, which recorded a rise time of 2.5 s, an overshoot of 5.19° , a settling time of 7.7 s, and a steady-state error of -0.90° . These results indicate that the proposed Fuzzy PID controller improves response speed, flight stability, and system adaptability, making it a more effective approach for pitch angle control in unmanned aerial vehicle applications.

Keywords— UAV; Fuzzy PID; Pitch Control; Attitude Control.

Intisari—Kestabilan sikap terbang (*attitude control*) pada pesawat tanpa awak (*Unmanned Aerial Vehicle/UAV*), khususnya pada sumbu *pitch*, merupakan aspek penting yang menentukan keberhasilan sistem penerbangan. Pengendali *Proportional Integral Derivative* (PID) konvensional dengan parameter tetap memiliki keterbatasan dalam menghadapi karakteristik sistem yang bersifat nonlinier dan gangguan eksternal, sehingga berpotensi menghasilkan respons yang lambat, *overshoot*, dan osilasi. Penelitian ini bertujuan mengimplementasikan pengendali *Fuzzy PID* berbasis inferensi Mamdani untuk melakukan penalaan (*auto-tuning*) parameter K_p , K_i , dan K_d secara adaptif pada sistem kendali sudut *pitch* pesawat tanpa awak tipe *FT-Explorer*. Sistem diimplementasikan menggunakan mikrokontroler Teensy 3.5 dengan masukan berupa *error* dan

delta error, serta menggunakan basis aturan (*rule base*) sebanyak 49 aturan (7×7) dan metode *weighted average* pada proses defuzzifikasi. Evaluasi dilakukan melalui pengujian terbang dan dibandingkan dengan pengendali PID konvensional berdasarkan parameter *overshoot*, *rise time*, *settling time*, dan *steady-state error*. Hasil pengujian menunjukkan bahwa pengendali *Fuzzy PID* menghasilkan *rise time* sebesar 0,8 detik, *overshoot* sebesar $3,14^\circ$, *settling time* sebesar 3,3 detik, dan *steady-state error* sebesar $0,24^\circ$, lebih baik dibandingkan PID konvensional yang menghasilkan *rise time* 2,5 detik, *overshoot* $5,19^\circ$, *settling time* 7,7 detik, dan *steady-state error* $-0,90^\circ$. Hasil tersebut menunjukkan bahwa *Fuzzy PID* mampu meningkatkan kecepatan respons, kestabilan, dan kemampuan adaptasi sistem sehingga lebih efektif diterapkan pada pengendalian sudut *pitch* pesawat tanpa awak.

Keywords— UAV; Fuzzy PID; Pitch Control; Attitude Control.

I. PENDAHULUAN

Ilmu pengetahuan dan teknologi pada era modern berkembang sangat pesat dan memberikan pengaruh besar dalam mendukung berbagai aktivitas manusia, khususnya pada bidang otomasi dan sistem kendali [1][2]. Salah satu perkembangan teknologi yang banyak digunakan saat ini adalah *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) atau pesawat tanpa awak. Pesawat tanpa awak telah dimanfaatkan dalam berbagai bidang, seperti pemantauan wilayah, pertanian presisi, pemetaan area, pengawasan keamanan, hingga misi pencarian dan penyelamatan karena memiliki kemampuan *menjangkau* area yang sulit diakses serta dapat dioperasikan secara *fleksibel* tanpa keterlibatan langsung manusia [3][4].

Dalam sistem penerbangan pesawat tanpa awak, kestabilan sikap terbang (*attitude control*) menjadi salah satu aspek penting yang menentukan keberhasilan sistem penerbangan [5]. Salah satu sumbu yang berperan penting dalam menjaga kestabilan pesawat tanpa awak adalah sumbu *pitch*. Kendali pada sumbu *pitch* berfungsi untuk mengatur gerakan naik dan turun (*elevation*) serta menjaga arah terbang pesawat tanpa awak tetap stabil. *Error* kecil pada sudut *pitch* dapat menyebabkan ketidakstabilan sistem, memunculkan osilasi, bahkan meningkatkan risiko kegagalan misi penerbangan [6]. Oleh karena itu, diperlukan metode kendali yang mampu memberikan respon cepat, stabil, dan adaptif terhadap perubahan kondisi sistem maupun gangguan eksternal secara *real-time* [7].

Metode *Proportional Integral Derivative* (PID) merupakan salah satu metode kendali yang paling banyak digunakan karena memiliki struktur yang sederhana, mudah diimplementasikan, dan mampu memberikan performa kontrol

p-ISSN:1693 – 2951; e-ISSN: 2503-2372

¹Dosen, Institut Teknologi & Bisnis Diniyyah Lampung, Jl. Raya Negeri Sakti No. 16, Negeri Sakti, Kec. Gedong Tataan, Kab. Pesawaran, Lampung 35366; try.ts1991@gmail.com)

²Engineer, Visionet Data International, Jl. Boulevard Gajah Mada No. 2120, Panunggang Barat, Cibodas, Tangerang, Banten 15811; jihadcaesar07@gmail.com



yang cukup baik pada berbagai sistem [8]. Namun demikian, PID konvensional memiliki keterbatasan dalam menangani sistem pesawat tanpa awak yang bersifat nonlinier dan dinamis. Pada kondisi tertentu, penggunaan PID dapat menyebabkan *overshoot* yang tinggi, osilasi yang berlebihan, serta *settling time* yang relatif lama, terutama ketika pesawat tanpa awak menerima gangguan eksternal seperti perubahan beban atau hembusan angin [9] [10].

Untuk mengatasi permasalahan tersebut, berbagai penelitian mulai mengembangkan pendekatan berbasis logika *fuzzy* sebagai metode kontrol yang lebih adaptif [11]. Logika *fuzzy* memungkinkan sistem mengambil keputusan berdasarkan aturan linguistik dan derajat keanggotaan sehingga lebih fleksibel dalam menghadapi ketidakpastian dan perubahan kondisi sistem. Selain itu, logika *fuzzy* juga dinilai mampu meningkatkan kemampuan adaptasi sistem kendali pesawat tanpa awak terhadap perubahan lingkungan dan dinamika sistem yang kompleks [12], [13].

Penggabungan metode PID dengan logika *fuzzy* menghasilkan metode *fuzzy PID*, yaitu metode kendali yang mampu melakukan penyesuaian parameter PID secara adaptif berdasarkan kondisi *error* dan perubahan *error* sistem. Metode ini telah banyak digunakan pada sistem pesawat tanpa awak karena mampu meningkatkan performa respon sistem dan menjaga kestabilan terbang lebih baik dibandingkan PID konvensional [14]. Beberapa penelitian menunjukkan bahwa *fuzzy PID* memiliki kemampuan yang baik dalam mengurangi osilasi, mempercepat respon sistem, dan meningkatkan stabilitas pada sistem nonlinier dengan tingkat ketidakpastian yang tinggi [15] [16].

Berdasarkan berbagai penelitian terdahulu, metode *fuzzy PID* dinilai mampu meningkatkan kemampuan adaptasi sistem kendali pada aplikasi yang memiliki karakteristik *nonlinier*, termasuk sistem kendali pesawat tanpa awak. Oleh karena itu, penelitian ini mengimplementasikan pengendali *fuzzy PID* untuk melakukan penyesuaian parameter PID secara adaptif melalui proses *fuzzifikasi*, *inferensi* berbasis aturan (*rule base*), dan *defuzzifikasi* menggunakan metode *weighted average*. Kinerja metode yang diusulkan kemudian dibandingkan dengan pengendali PID konvensional berdasarkan parameter *overshoot*, *rise time*, *settling time*, dan *steady-state error* guna mengevaluasi efektivitasnya dalam meningkatkan performa pengendalian sudut *pitch* pesawat tanpa awak.

II. STUDI PUSTAKA

A. Pesawat Tanpa Awak

Pesawat tanpa awak atau UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) merupakan kendaraan udara tanpa awak yang dapat dioperasikan dari jarak jauh. Pengendaliannya dapat dilakukan oleh pilot menggunakan *remote control* maupun melalui sistem otomatis atau otonom. Dengan memanfaatkan prinsip aerodinamika untuk menghasilkan gaya angkat, pesawat tanpa awak mampu digunakan berulang kali serta membawa berbagai jenis muatan, baik perlengkapan tertentu, barang logistik, maupun peralatan lainnya [17]. Secara umum, pesawat tanpa awak dibedakan menjadi dua jenis utama, yaitu *fixed-wing* dan *multicopter*. *Fixed-wing* memiliki bentuk dan sistem kerja yang menyerupai pesawat terbang dengan desain aerodinamika yang lebih kompleks, sedangkan *multicopter* dapat terbang dengan

mengandalkan putaran beberapa baling-baling sebagai sumber gaya angkatnya.

B. Pengendali PID

Pengendali PID merupakan salah satu metode kontrol klasik yang paling banyak digunakan dalam sistem industri. Struktur PID terdiri dari tiga komponen utama, yaitu:

- *Proportional* = mempercepat respon sistem
- *Integral* = mengurangi *error steady state*
- *Derivative* = meredam osilasi

Secara matematis, PID dituliskan pada persamaan 1:

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

Keterangan:

- $u(t)$: Keluaran kontroler (*control output/action*) pada fungsi waktu
- K_p : Konstanta penguatan proporsional (Konstanta *proportional*)
- $e(t)$: Sinyal kesalahan (*error*) pada waktu
- K_i : Konstanta penguatan integral (Konstanta *integral*)
- $\int e(t) dt$: Integral galat terhadap waktu
- K_d : Konstanta penguatan derivatif (Konstanta *derivative*)
- $\frac{de(t)}{dt}$: Turunan (derivatif) galat terhadap waktu

Keunggulan PID terletak pada kesederhanaan implementasi dan kemampuannya dalam berbagai aplikasi. Namun, performa PID sangat bergantung pada penentuan parameter yang tepat. Pada sistem *nonlinier*, parameter PID yang konstan seringkali tidak mampu memberikan performa optimal dalam seluruh kondisi operasi. Meskipun banyak digunakan, PID konvensional memiliki beberapa keterbatasan, antara lain:

- 1) Tidak adaptif terhadap perubahan parameter sistem
- 2) Sensitif terhadap gangguan eksternal
- 3) Sulit di-*tuning* pada sistem *nonlinier*
- 4) Berpotensi menghasilkan *overshoot* yang tinggi

Metode *tuning* klasik seperti *Ziegler-Nichols* sering menghasilkan respon sistem yang kurang optimal, terutama pada sistem dengan dinamika kompleks [18].

C. Logika Fuzzy

Logika fuzzy merupakan metode yang diperkenalkan oleh Zadeh untuk menangani ketidakpastian dalam sistem. Berbeda dengan logika biner, logika *fuzzy* menggunakan derajat keanggotaan dalam rentang [0,1] untuk merepresentasikan kondisi suatu variabel. Struktur dasar sistem *fuzzy* terdiri dari:

- 1) *Fuzzifikasi* = mengubah *input crisp* menjadi *fuzzy*
- 2) *Inferensi* = menggunakan aturan berbasis linguistik
- 3) *Defuzzifikasi* = mengubah *output fuzzy* menjadi nilai *crisp*

Keunggulan logika *fuzzy* adalah kemampuannya dalam menangani sistem yang tidak memiliki model matematis yang jelas serta fleksibilitas dalam mengakomodasi pengetahuan pakar [19].

D. Fuzzy PID

Fuzzy PID merupakan metode yang menggabungkan pengendali PID dengan logika *fuzzy*. Pada metode ini, parameter PID tidak bersifat konstan, melainkan disesuaikan secara dinamis berdasarkan kondisi sistem. Secara umum, input *fuzzy* terdiri dari:

- Error $e(t)$
- Delta error $\Delta e(t)$

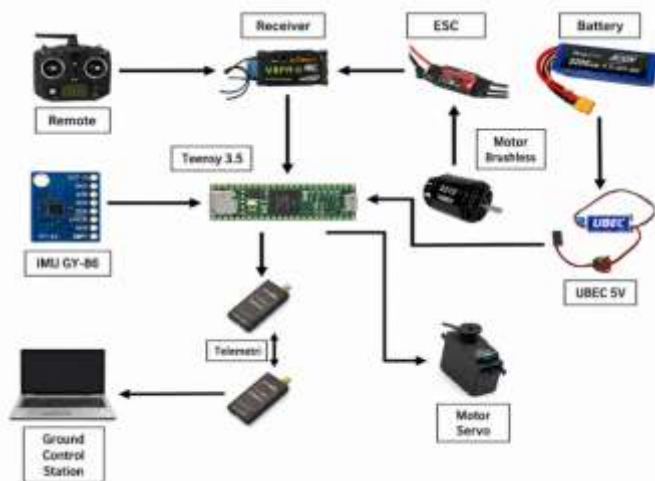
Sedangkan *output fuzzy* berupa K_p, K_i, K_d . Metode ini memungkinkan sistem untuk meningkatkan respon saat *error* besar serta menstabilkan sistem saat mendekati *setpoint*. Beberapa penelitian menunjukkan bahwa *fuzzy PID* mampu meningkatkan performa sistem dibandingkan PID konvensional, terutama dalam sistem nonlinier dan kompleks [18]

III. METODOLOGI

Metode penelitian yang digunakan pada penelitian ini adalah metode eksperimen (*experimental research*) dengan melakukan implementasi sistem kendali *fuzzy PID* pada pengendalian sudut *pitch* pesawat. Penelitian dilakukan melalui beberapa tahapan, yaitu: Perancangan perangkat keras, Perancangan perangkat lunak. Metode *fuzzy* digunakan untuk melakukan *tuning* parameter PID secara adaptif berdasarkan nilai *error* dan perubahan *error* pada sudut *pitch*.

A. Perancangan Perangkat Elektronis

Sistem elektronika yang diterapkan dirancang dalam bentuk diagram blok untuk menggambarkan hubungan antar komponen secara keseluruhan. Perangkat elektronika yang digunakan terdiri atas beberapa bagian utama, yaitu perangkat pemrosesan, sistem catu daya, serta perangkat masukan (*input*) dan keluaran (*output*). Gambar 1 menunjukkan rancangan diagram blok sistem elektronika yang telah dibuat.



Gambar 1. Diagram blok sistem

Berdasarkan diagram blok tersebut, mikrokontroler berfungsi sebagai pusat pemrosesan utama yang ditanamkan program kendali *fuzzy PID*. Sensor IMU digunakan untuk memperoleh data sudut, kemudian data tersebut diproses oleh sistem sehingga menghasilkan sinyal PWM sebagai keluaran untuk

mengendalikan servo. Pesawat tanpa awak dirancang bekerja secara otomatis, di mana pergerakan servo ditentukan oleh nilai PWM yang diperoleh dari pembacaan sensor IMU serta hasil perhitungan mikrokontroler menggunakan metode *fuzzy PID*. Selain itu, modul *telemetry* digunakan sebagai media komunikasi antara pesawat tanpa awak dan GCS (*Ground Control Station*) dalam proses pengiriman data dan informasi. Tahap selanjutnya adalah merancang perangkat keras dengan mengintegrasikan seluruh komponen sistem kendali pada sebuah board PCB. Board dirancang menggunakan aplikasi Eagle dan yang nantinya dicetak pada PCB untuk meningkatkan kestabilan koneksi antar perangkat.

B. Perancangan Perangkat Mekanik

Perancangan perangkat keras mekanik merupakan tahapan pembuatan model pesawat yang akan digunakan. Rancangan pesawat menggunakan tipe *fixed wing* dengan bentang sayap (*wingspan*) sebesar 1447 mm, *root chord* dan *tip chord* masing-masing 220 mm, serta luas sayap (*wing area*) sebesar 318.340 mm² dengan *aspect ratio* 6,55 dan tipe sayap *straight wing*. Berat pesawat tanpa baterai adalah 493 gram. Berdasarkan spesifikasi tersebut, diperoleh nilai *wing loading* sebesar 0,0015487 g/mm² atau setara 1,5487 kg/m², serta *wing cube loading* (WCL) sebesar 2,745 kg/m³. Pesawat ini juga memiliki gaya dorong (*thrust*) hingga 1200 gram, sehingga karakteristik wahana termasuk ke dalam kategori *slow flyers* dan *thermal gliders*. Detail konfigurasi rancangan ditunjukkan pada Gambar 2.

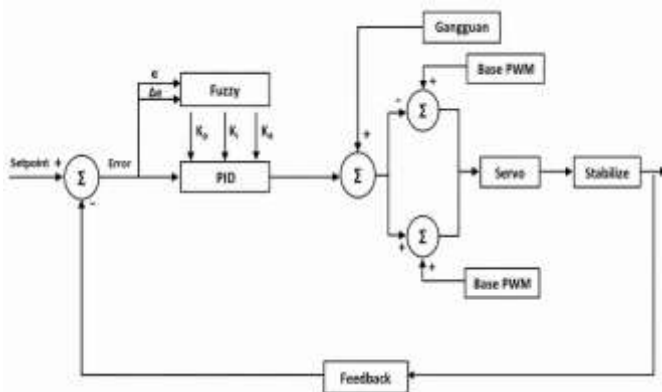


Gambar 2. Rancangan pesawat tanpa awak

C. Perancangan Sistem Kendali

Sistem kendali yang dirancang merupakan sistem kendali *fuzzy PID* pada pesawat tanpa awak tipe *FT Explorer* yang bertujuan untuk mempertahankan sudut *pitch* agar kestabilan sikap terbang pesawat tetap terjaga. Sistem ini bekerja dengan memanfaatkan nilai *error* yang diperoleh dari sensor IMU serta menggunakan mekanisme umpan balik (*feedback*). Kontroler *fuzzy PID* menghasilkan keluaran berupa sinyal untuk motor servo berdasarkan hasil perhitungan *error* yang kemudian ditambahkan dengan nilai *base PWM* yang telah ditentukan sebelumnya. Diagram blok sistem kendali *fuzzy PID* ditunjukkan pada gambar 3.





Gambar 3. Diagram blok sistem kendali fuzzy PID

Pada Gambar 3, nilai *error* diperoleh dari selisih antara nilai aktual dengan *setpoint* yang telah ditetapkan, sedangkan nilai $\Delta error$ dihitung dari selisih antara *error* saat ini dengan *error* sebelumnya ($\Delta error = error(t) - error(t - 1)$). Kedua parameter tersebut, yaitu *error* dan $\Delta error$, digunakan sebagai masukan pada sistem *fuzzy* untuk menentukan parameter K_p , K_i , dan K_d pada kontrol PID. Selanjutnya, nilai *error* diproses menggunakan persamaan *proportional*, *integral*, dan *derivative* sehingga menghasilkan sinyal kendali yang akan ditambahkan ke *base PWM* sebelum diteruskan ke aktuator berupa motor servo. Saat motor servo menerima sinyal masukan, pesawat tanpa awak akan bergerak sesuai perintah sistem dalam mekanisme *close-loop*. Pergerakan pesawat tersebut akan menghasilkan *feedback* berupa data sudut aktual yang dibaca kembali oleh sensor IMU. Nilai *feedback* ini kemudian digunakan untuk menghitung *error* terbaru yang secara terus-menerus dikoreksi dan diproses.

D. Implementasi Perangkat Keras

Implementasi perangkat keras diawali dengan pembuatan board integrasi yang digunakan untuk menghubungkan seluruh perangkat input dan output pada sistem. Board dirancang menggunakan aplikasi Eagle dan dicetak pada *Printed Circuit Board* (PCB). Komponen utama yang digunakan pada penelitian ini terdiri dari: Mikrokontroler teensy 3.5, Sensor IMU, Servo elevator, ESC motor DC, receiver transmitter, dan modul telemetry. Desain board dan alokasi pin digunakan untuk memastikan komunikasi antar perangkat berjalan dengan baik serta mempermudah proses integrasi pada wahana UAV. Selain itu, sistem catu daya menggunakan dua UBEC 5V yang berbeda untuk memisahkan suplai daya mikrokontroler dan aktuator, sehingga sistem menjadi lebih stabil dan meminimalkan gangguan *noise* pada sensor. Kemudian wahana yang telah dirancang sebelumnya dibuat menggunakan material *polyfoam* yang dibentuk sesuai dengan sketsa desain model, kemudian dirakit hingga menjadi pesawat tanpa awak yang siap digunakan untuk pengujian terbang. Hasil akhir dari pesawat tak berawak yang berhasil direalisasikan pada penelitian ini ditunjukkan pada gambar 4.



Gambar 4. Pesawat FT-Explorer

Selanjutnya, Board yang telah dibuat di pasang dan di integrasikan pada pesawat, seluruh komponen dan perangkat dihubungkan serta dirangkai sedemikian rupa agar sistem dapat terpasang dengan baik dan bekerja secara optimal pada wahana. Setelah proses pemasangan selesai, board akan diuji berdasarkan skenario pengujian yang telah disusun, meliputi pengujian fungsi perangkat keras, performa wahana, serta sistem kendali yang digunakan.

E. Implementasi Sistem Kendali

Implementasi sistem kendali dilakukan dengan cara menuliskan algoritma *fuzzy PID* dalam bahasa C menggunakan Arduino IDE dan mengunggah ke dalam embedded sistem. Sistem dirancang untuk membaca data sensor IMU secara *real time*, menghitung *error* sudut *pitch*, melakukan proses *inferensi fuzzy*, dan menghasilkan parameter PID adaptif yang digunakan untuk mengontrol gerakan elevator pada pesawat. Metode *fuzzy* yang digunakan pada penelitian ini adalah *fuzzy Mamdani*. Metode *Mamdani* dipilih karena memiliki struktur inferensi yang sederhana, mudah diimplementasikan pada sistem *embedded*, serta mampu merepresentasikan pengetahuan pakar melalui aturan linguistik sehingga sesuai untuk sistem kendali UAV yang memiliki karakteristik nonlinier. dengan proses yang terdiri dari:

1. Penentuan Variabel Fuzzy

Tahap awal implementasi dilakukan dengan menentukan variabel input dan output yang digunakan pada sistem *fuzzy*. Variabel input terdiri dari:

- *Error pitch* (e_{pitch})
- *Delta error pitch* (Δe_{pitch})

Sedangkan variabel output terdiri dari:

- Parameter *proportional* (K_p)
- Parameter *integral* (K_i)
- Parameter *derivative* (K_d)

Error pitch diperoleh dari selisih antara sudut referensi dengan sudut aktual UAV, sedangkan *delta error* merupakan perubahan *error* terhadap waktu sebelumnya.

2. Pembentukan himpunan fuzzy

Setelah variabel ditentukan, tahap berikutnya adalah membentuk himpunan *fuzzy* beserta domain masing-masing variabel. Fungsi keanggotaan dibentuk menggunakan

fungsi segitiga dan trapesium untuk menghasilkan transisi yang halus antar kondisi sistem.

TABEL 1
HIMPUNAN FUZZY VARIABEL INPUT & OUPUT

Fungsi	Variable	Himpunan	Semesta	Domain
Input	Δe_{pitch}	Negatif Big (NB)	[-2-2]	[-2 -2 -1.3]
		Negatif Medium (NM)	[-2-2]	[-1.5 -1.15 -0.8]
		Negatif Small (NS)	[-2-2]	[-1 -0.7 -0.3]
		Zero (Z)	[-2-2]	[-0.5 0 0.5]
		Positif Small (PS)	[-2-2]	[0.3 0.7 1]
		Positif Medium (PM)	[-2-2]	[0.8 1.15 1.5]
		Positif Big (PB)	[-2-2]	[1.3 2 2]
	e_{pitch}	Negatif Big (NB)	[-25-25]	[-25 -25 -18]
		Negatif Medium (NM)	[-25-25]	[-20 -15 -10]
		Negatif Small (NS)	[-25-25]	[-13 -7 -3]
		Zero (Z)	[-25-25]	[-5 0 5]
		Positif Small (PS)	[-25-25]	[3 7 13]
		Positif Medium (PM)	[-25-25]	[10 15 20]
		Positif Big (PB)	[-25-25]	[18 25 25]
Output	Kp_{pitch}	Small (S)	[1.3-3]	[1.3 1.3 2]
		Normal (N)	[1.3-3]	[1.5 2 2.5]
		Big (B)	[1.3-3]	[2 3 3]
	Ki_{pitch}	Small (S)	[0.001-0.004]	[0.001 0.001 0.0025]
		Normal (N)	[0.001-0.004]	[0.0022 0.0025 0.0022]
		Big (B)	[0.001-0.004]	[0.0025 0.004 0.004]
	Kd_{pitch}	Small (S)	[0.3-2]	[0.3 0.3 1]
		Normal (N)	[0.3-2]	[0.5 1 1.5]
		Big (B)	[0.3-2]	[1 2 2]

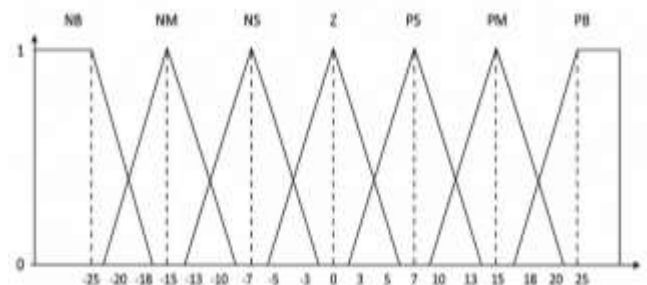
Pada penelitian ini, basis aturan (*rule base*) dirancang menggunakan 49 aturan (7×7) untuk menjaga kontinuitas perubahan parameter pengendali PID. Basis aturan disusun berdasarkan pengetahuan pakar mengenai karakteristik respon sistem *pitch* serta beberapa penelitian terdahulu mengenai tuning *fuzzy PID*. Jumlah aturan tersebut dipilih agar proses transisi nilai parameter berlangsung secara halus (*smooth*), sehingga perubahan sinyal kendali pada sumbu *pitch* tidak terjadi secara tiba-tiba yang berpotensi menimbulkan respons sistem yang kurang stabil. Dengan

Try Susanto: Implementasi Fuzzy PID untuk ...

cakupan aturan yang lebih rinci, mekanisme *inferensi fuzzy* mampu menghasilkan penyesuaian parameter yang lebih bertahap sesuai dengan kondisi *error* dan perubahan *error* yang terjadi. Secara umum, peningkatan jumlah aturan *fuzzy* dapat menambah beban komputasi selama proses *inferensi*. Namun, kondisi tersebut tidak menjadi kendala pada implementasi penelitian ini karena sistem dijalankan menggunakan mikrokontroler Teensy 3.5 yang mengosong prosesor ARM Cortex-M4 berkecepatan 120 MHz serta dilengkapi dengan *hardware floating-point unit* (FPU). Dukungan perangkat keras tersebut memungkinkan seluruh proses evaluasi 49 aturan *fuzzy* dieksekusi dalam orde *mikrodetik*, sehingga tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap waktu eksekusi *control loop*. Dengan demikian, algoritma *fuzzy PID* tetap mampu bekerja secara *real-time* tanpa menimbulkan penundaan yang dapat memengaruhi kestabilan pengendalian pesawat.

3. Fuzzifikasi

Berdasarkan variabel dan domain himpunan *fuzzy* yang telah ditetapkan, langkah selanjutnya adalah menentukan fungsi keanggotaan untuk masing-masing variabel serta menghitung nilai sesuai dengan fungsi keanggotaan yang telah dirancang. Fungsi keanggotaan dibentuk menggunakan fungsi segitiga dan trapesium untuk menghasilkan transisi yang halus antar kondisi sistem. Pada sistem kendali ini digunakan dua variabel masukan yaitu *error pitch* (e) dan *delta error pitch* (Δe). *Error pitch* merepresentasikan selisih antara sudut *pitch* yang diinginkan (*setpoint*) dengan sudut *pitch* aktual UAV, sedangkan *delta error pitch* menunjukkan perubahan *error* terhadap waktu yang menggambarkan kecepatan perubahan *error* sistem. Fungsi keanggotaan *error pitch* ditunjukkan seperti pada gambar 5.



Gambar 5. Fungsi keanggotaan variabel *error pitch*

Variabel *error pitch* digunakan untuk mengetahui besar penyimpangan sudut *pitch* UAV dari nilai *referensi*. Berdasarkan fungsi keanggotaan yang ditunjukkan pada Gambar 5, *error pitch* dibagi menjadi tujuh himpunan *fuzzy*, yaitu *Negative Big* (NB), *Negative Medium* (NM), *Negative Small* (NS), *Zero* (Z), *Positive Small* (PS), *Positive Medium* (PM), dan *Positive Big* (PB), dengan rentang nilai antara -25° hingga 25° . Rentang yang lebih lebar digunakan karena *error pitch* dapat mengalami perubahan yang cukup besar akibat gangguan aerodinamika, perubahan kecepatan, maupun manuver UAV. Selain *error pitch*, sistem juga menggunakan *delta error pitch* sebagai parameter yang

p-ISSN:1693 – 2951; e-ISSN: 2503-2372



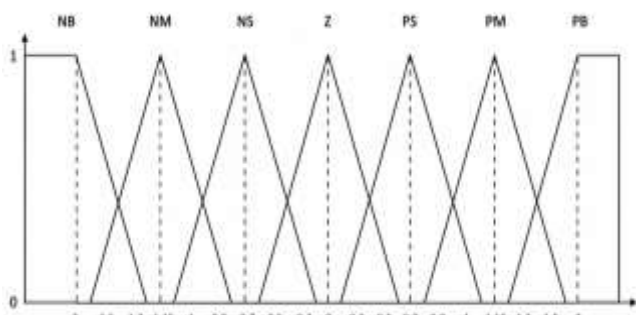
menggambarkan arah dan laju perubahan *error*. Nilai *delta error pitch* menunjukkan apakah *error* sedang meningkat, menurun, atau berada pada kondisi stabil. *Delta error pitch* dihitung menggunakan persamaan:

$$\Delta e(k) = e(k) - e(k-1) \quad (2)$$

Keterangan:

- $\Delta e(k)$ = perubahan (*delta*) *error* pada iterasi ke- k
- $e(k)$ = *error* pada saat iterasi ke- k
- $e(k-1)$ = *error* pada iterasi sebelumnya

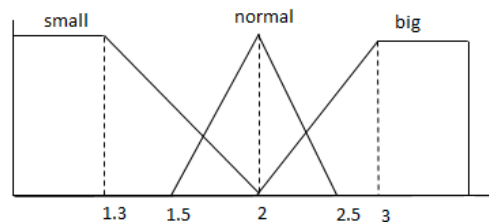
Fungsi keanggotaan *delta error pitch* juga dibagi menjadi tujuh himpunan *fuzzy* yang sama, yaitu NB, NM, NS, Z, PS, PM, dan PB. Namun, rentang nilainya lebih sempit, yaitu dari -2 hingga 2. Rentang yang lebih kecil dipilih karena *delta error pitch* hanya merepresentasikan perubahan *error* antar waktu sampel, sehingga nilainya umumnya jauh lebih kecil dibandingkan *error pitch* itu sendiri. Kombinasi kedua variabel tersebut memungkinkan pengendali *fuzzy* tidak hanya mengetahui besar *error* yang terjadi, tetapi juga memahami kecenderungan perubahan *error*. Sebagai contoh, ketika *error pitch* bernilai positif besar (PB) dan *delta error pitch* juga bernilai positif besar (PB), hal ini menunjukkan bahwa pesawat tidak hanya memiliki *error* sudut yang besar, tetapi *error* tersebut masih terus meningkat sehingga diperlukan aksi kendali yang lebih agresif. Sebaliknya, apabila *error pitch* masih besar tetapi *delta error pitch* bernilai negatif (NS atau NM), maka sistem dapat mengidentifikasi bahwa *error* sedang berkurang sehingga aksi kendali dapat dibuat lebih halus untuk menghindari *overshoot* dan *osilasi*. Selanjutnya, nilai *error pitch* dan *delta error pitch* diproses pada mekanisme inferensi *fuzzy* untuk menghasilkan parameter PID yang bersifat adaptif. Pada penelitian ini, keluaran sistem *fuzzy* berupa tiga parameter PID, yaitu konstanta *proportional* (K_p), konstanta *integral* (K_i), dan konstanta *derivative* (K_d), yang masing-masing direpresentasikan oleh tiga fungsi keanggotaan, yaitu *small*, *normal*, dan *big*. Fungsi keanggotaan *delta error pitch* ditunjukkan seperti pada gambar 6.



Gambar 6. Fungsi keanggotaan variabel Δe pitch

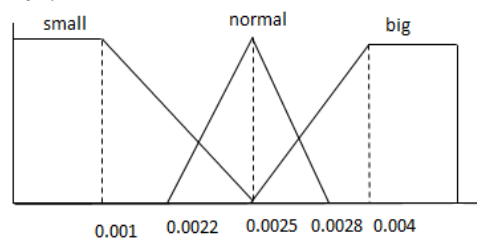
Selanjutnya, nilai *error pitch* dan *delta error pitch* diproses pada mekanisme inferensi *fuzzy* untuk menghasilkan parameter PID yang bersifat adaptif. Pada penelitian ini, keluaran sistem *fuzzy* berupa tiga parameter PID, yaitu konstanta *proportional* (K_p), konstanta *integral* (K_i), dan konstanta *derivative* (K_d), yang masing-masing direpresentasikan oleh tiga fungsi keanggotaan, yaitu *small*,

normal, dan *big*. Fungsi keanggotaan keluaran K_p ditunjukkan pada Gambar 7 dengan rentang nilai 1,3 hingga 3.



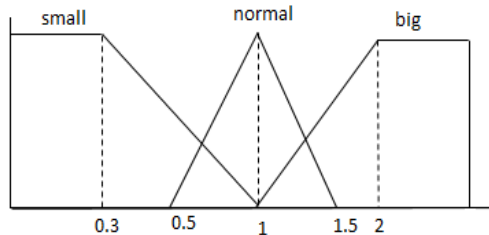
Gambar 7. Fungsi keanggotaan variabel output k_p

Parameter K_p berfungsi menentukan tingkat respons sistem terhadap *error* yang terjadi. Semakin besar nilai K_p yang dihasilkan, maka aksi koreksi yang diberikan oleh pengendali akan semakin agresif sehingga sistem dapat lebih cepat mencapai kondisi yang diinginkan. Sebagai contoh, apabila *error pitch* dan *delta error pitch* sama-sama berada pada kondisi *Positive Big* (PB), maka sistem *fuzzy* akan cenderung menghasilkan nilai K_p pada kategori *big* untuk mempercepat proses koreksi sudut *pitch*. Fungsi keanggotaan keluaran K_i ditunjukkan pada Gambar 8 dengan rentang nilai 0,001 hingga 0,004. Parameter K_i berfungsi mengurangi kesalahan tunak (*steady-state error*) yang masih tersisa setelah sistem mendekati *setpoint*. Ketika *error* dan *delta error* berada di sekitar kondisi Zero (Z), sistem *fuzzy* dapat menghasilkan nilai K_i pada kategori *normal* sehingga proses eliminasi kesalahan tunak dapat dilakukan secara bertahap tanpa menimbulkan osilasi yang berlebihan.



Gambar 8. Fungsi keanggotaan variabel output k_i

Sementara itu, fungsi keanggotaan keluaran K_d ditunjukkan pada Gambar 9 dengan rentang nilai 0,3 hingga 2.



Gambar 9. Fungsi keanggotaan variabel output k_d

Parameter K_d berfungsi sebagai peredam yang memperhatikan kecenderungan perubahan *error*. Nilai K_d yang lebih besar akan meningkatkan kemampuan sistem dalam meredam *overshoot* dan *osilasi*. Sebagai contoh, ketika *error* masih relatif kecil tetapi *delta error* menunjukkan peningkatan yang cepat, maka sistem *fuzzy* dapat menghasilkan nilai K_d pada kategori *big* untuk mengantisipasi terjadinya lonjakan respons sistem. Dengan demikian, *error pitch* dan *delta error pitch* berperan sebagai sumber informasi utama yang menggambarkan kondisi

aktual sistem, sedangkan parameter K_p , K_i , dan K_d merupakan keluaran hasil inferensi fuzzy yang digunakan untuk menyesuaikan karakteristik pengendali PID secara real-time. Integrasi kedua variabel masukan tersebut memungkinkan pengendali memahami tidak hanya besarnya *error*, tetapi juga arah perubahan *error*, sehingga parameter PID yang dihasilkan dapat beradaptasi terhadap kondisi penerbangan pesawat. Melalui mekanisme ini, sistem kendali *pitch* mampu menghasilkan respons yang lebih cepat, stabil, serta memiliki kemampuan yang lebih baik dalam mengurangi *overshoot*, osilasi, dan *steady-state error* dibandingkan PID konvensional dengan parameter tetap.

4. Pembentukan aturan fuzzy

Aturan fuzzy dibentuk menggunakan pendekatan IF-THEN berdasarkan hubungan antara *error* dan *delta error* terhadap parameter PID. Penyusunan aturan dilakukan dengan mengacu pada konsep inferensi logika fuzzy Mamdani, di mana basis aturan (*rule base*) dibangun berdasarkan pengetahuan pakar (*expert knowledge*) mengenai perilaku sistem serta hubungan antar variabel linguistik yang merepresentasikan kondisi sistem [19]. Selain itu, karakteristik aksi *proportional*, *integral*, dan *derivative* digunakan sebagai dasar dalam menentukan keluaran parameter PID agar mampu menghasilkan respons yang cepat sekaligus stabil. Hubungan antara *error* dan *delta error* terhadap perubahan parameter PID juga disusun mengikuti karakteristik umum pengendali fuzzy PID yang telah banyak digunakan pada sistem kendali sikap UAV, di mana nilai *error* yang besar menghasilkan aksi kendali yang lebih agresif, sedangkan kondisi mendekati titik referensi menghasilkan aksi kendali yang lebih halus [20]. Aturan fuzzy yang telah dibentuk ditunjukkan pada table 2.

TABEL 2
ATURAN FUZZY PARAMETER K_p , K_i , K_d

K_p K_i K_d		<i>error</i>						
		NB	NM	NS	Z	PS	PM	PB
$\Delta error$	NB	B	N	S	S	S	N	B
		S	B	B	S	B	B	S
		B	N	S	S	S	N	B
	NM	B	B	N	S	N	B	B
		S	N	B	B	B	N	S
		B	N	N	S	N	N	B
	NS	B	B	N	S	N	B	B
		S	S	N	B	N	S	S
		B	B	N	S	N	B	B
	Z	B	B	B	N	B	B	B
		S	S	S	N	S	S	S
		B	B	B	N	B	B	B
	PS	B	B	N	S	N	B	B
		S	S	N	B	N	S	S
		B	B	N	S	N	B	B
	PM	B	B	N	S	N	B	B
		S	N	B	B	B	N	S
		B	N	N	S	N	N	B
	PB	B	N	S	S	S	N	B
		S	B	B	S	B	B	S
		B	N	S	S	S	N	B

Aturan fuzzy dirancang berdasarkan karakteristik respons sistem pesawat. Ketika *error* dan *delta error* bernilai besar, sistem meningkatkan nilai K_p , K_i , dan K_d untuk mempercepat respons serta meningkatkan redaman terhadap kecenderungan *overshoot*. Sebaliknya, ketika *error* mendekati nol, parameter PID diturunkan agar sistem tetap stabil. Pendekatan penyusunan aturan seperti ini banyak digunakan pada pengendali fuzzy PID karena mampu menghasilkan penyesuaian parameter secara adaptif sesuai kondisi sistem [18].

5. Defuzzifikasi

Tahap akhir pada sistem fuzzy adalah defuzzifikasi, yaitu proses mengubah output fuzzy menjadi nilai crisp yang digunakan sebagai parameter PID aktual. Metode defuzzifikasi yang digunakan adalah *Weighted Average*.

$$z = \frac{\sum \mu_i(x) \cdot k_i}{\sum \mu_i(x)} \quad (3)$$

Keterangan:

- $\mu_i(x)$ = derajat keanggotaan output fuzzy
- k_i = nilai representatif output
- z = output crisp

Metode *weighted average* dipilih karena memiliki komputasi yang ringan sehingga sesuai diterapkan pada sistem *embedded UAV* yang membutuhkan proses *real-time*. Nilai output hasil defuzzifikasi berupa parameter K_p , K_i , dan K_d kemudian digunakan pada sistem PID untuk mengontrol servo *elevator* UAV. Parameter PID akan berubah secara adaptif sesuai kondisi *error* sistem sehingga UAV mampu mempertahankan kestabilan sudut *pitch* meskipun mengalami gangguan eksternal.

IV. HASIL DAN PEMBAHASAN

A. Pengujian Sistem

Pengujian dilakukan setelah kode program dan board berhasil diimplementasikan pada pesawat, dengan tujuan memastikan bahwa sistem dapat bekerja sesuai dengan yang diharapkan. Pengujian mencakup aspek fungsional perangkat lunak, perangkat keras, serta performa sistem kendali.

Pengujian performa sistem kendali dilakukan dengan cara menerbangkan pesawat di udara. Sebelum masuk ke tahap pengujian, terlebih dahulu dilakukan *tuning* parameter hingga sistem dirasa cukup stabil. Pengujian dilakukan untuk mengetahui performa sistem kendali *pitch* berbasis fuzzy PID dan PID konvensional pada UAV. Performa parameter yang dianalisis meliputi:

- *Overshoot*
- *Rise time*
- *Settling time*
- *Steady-state error*

Hasil pengujian performa parameter sistem kendali *pitch* ditunjukkan pada Tabel 3

p-ISSN:1693 – 2951; e-ISSN: 2503-2372



TABEL 3.
PENGUJIAN PERFORMA SISTEM

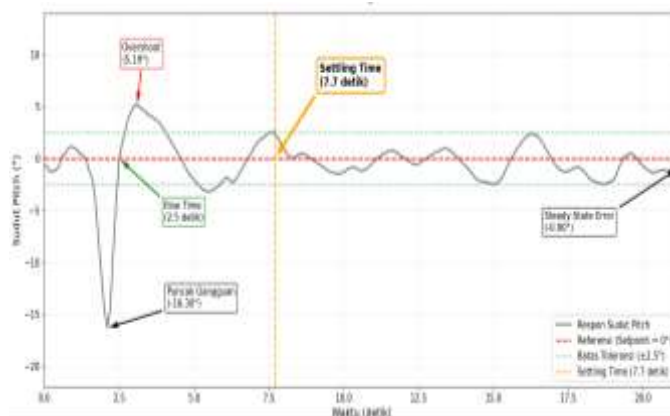
Respon Sistem	PID	Fuzzy PID	Spesifikasi minimum
Gangguan Puncak	-16,30	-16,32	
Overshoot	5,19°	3,14°	$\leq 10^\circ$
Rise time	2,5 s	0,8 s	$\leq 2,5$
Settling time	7,7 s	3,3 s	≤ 10 s
Steady State Error	-0,9°	0,24°	$\leq 2,5^\circ$

B. Analisa Hasil

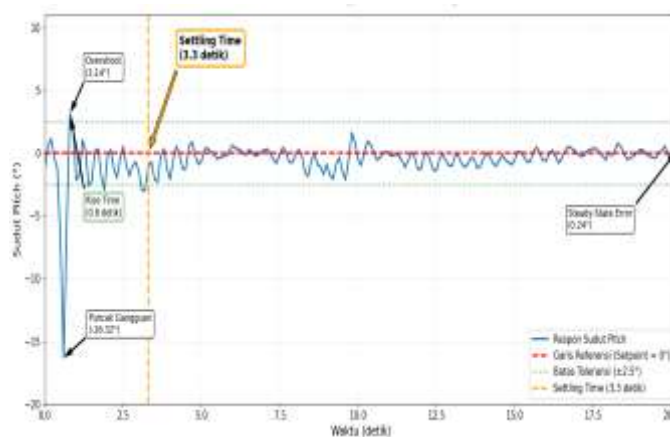
Berdasarkan hasil pengujian komparatif yang telah dilakukan, sistem kendali *fuzzy PID* terbukti memiliki unjuk kerja yang lebih baik dibandingkan kontroler PID konvensional dalam menjaga kestabilan sudut *pitch* pesawat saat menghadapi paparan gangguan. Pengujian difokuskan pada satu skenario gangguan untuk memperoleh kondisi yang identik antara PID dan *fuzzy PID* sehingga perbandingan performa dapat dilakukan secara objektif. Evaluasi performa sistem diukur menggunakan parameter respons transien standar, yang meliputi *overshoot*, *rise time*, *settling time*, dan *steady-state error* [21][22]. Spesifikasi kinerja minimum yang ditetapkan dalam penelitian ini mengacu pada batasan toleransi *attitude control* pada literatur terdahulu, dengan rincian sebagai berikut:

- $overshoot \leq 10^\circ$
- $rise\ time \leq 2,5\ detik$
- $settling\ time \leq 10\ detik$
- $steady-state\ error \leq 2,5^\circ$

Pemenuhan parameter-parameter tersebut menjadi tolok ukur krusial untuk memastikan bahwa rancangan sistem kontrol tidak hanya merespons dengan cepat, tetapi juga mampu mempertahankan stabilitas manuver *pitch* pesawat saat dihadapkan pada gangguan eksternal yang tidak terprediksi [23]. Merujuk pada data hasil pengujian, meskipun PID konvensional secara teknis mampu memenuhi standar spesifikasi tersebut, kinerjanya berada pada margin yang kritis dan lambat. Sebaliknya, algoritma *fuzzy PID* secara keseluruhan menunjukkan kemampuan adaptif yang sangat baik dalam melakukan penyesuaian parameter kendali secara dinamis. Kemampuan penalaan otomatis (*auto-tuning*) ini terbukti efektif dalam memulihkan dan mengamankan sikap terbang pesawat dengan respons yang jauh lebih cepat dan tingkat peredaman yang melampaui standar kinerja minimum. Perbandingan respons dinamis dari kedua sistem kendali dalam meredam gangguan dan mempertahankan stabilitas sudut *pitch* divisualisasikan pada Gambar 10 dan Gambar 11.



Gambar 10. Karakteristik respon sistem PID



Gambar 11. Karakteristik respon sistem *fuzzy PID*

Berdasarkan hasil visualisasi data dari grafik pengujian kedua metode kendali yang diterapkan, pengendali PID konvensional menunjukkan bahwa sistem masih mampu memenuhi spesifikasi performa yang ditetapkan, meskipun karakteristik responsnya berada pada batas minimum yang diharapkan. Hal ini ditunjukkan oleh nilai *rise time* sebesar 2,5 detik, yang mengindikasikan respons awal sistem relatif lambat. Kondisi tersebut berkaitan dengan penggunaan parameter PID yang bersifat tetap, di mana nilai penguatan *proporsional* ($K_p = 0,4$) belum cukup besar untuk menghasilkan aksi koreksi yang cepat terhadap perubahan kondisi sistem. Di sisi lain, nilai penguatan *derivatif* ($K_d = 0,02$) dan penguatan *integral* ($K_i = 0,01$) yang relatif kecil menyebabkan kemampuan sistem dalam meredam dinamika transien menjadi kurang optimal. Akibatnya, sistem masih mengalami *overshoot* sebesar $5,19^\circ$ disertai osilasi yang memerlukan waktu cukup lama untuk mereda, sehingga *settling time* tercatat mencapai 7,7 detik dengan *steady-state error* sebesar $-0,9^\circ$. Meskipun seluruh parameter tersebut masih berada dalam rentang spesifikasi yang ditetapkan, kondisi operasi yang berada di dekat batas toleransi menunjukkan bahwa sistem memiliki margin kestabilan yang relatif sempit. Dalam kondisi operasional nyata, seperti ketika wahana mengalami gangguan turbulensi secara berulang, karakteristik ini berpotensi menurunkan ketahanan sistem terhadap gangguan eksternal.

Sebaliknya, penerapan pengendali *fuzzy PID* menghasilkan peningkatan performa yang signifikan pada seluruh parameter respons transien. Peningkatan ini diperoleh melalui mekanisme inferensi *fuzzy* yang mampu menyesuaikan nilai parameter PID

secara adaptif sesuai kondisi sistem. Selama proses pengendalian, algoritma menghasilkan nilai parameter yang berubah secara dinamis, yaitu ($K_p = 2,74$), ($K_i = 0,0025$), dan ($K_d = 1,00$). Nilai penguatan *proporsional* yang lebih tinggi memungkinkan sistem memberikan aksi koreksi yang lebih cepat pada fase awal, sehingga *rise time* berhasil dipersingkat menjadi 0,8 detik. Pada saat yang sama, peningkatan nilai penguatan *derivatif* memberikan efek redaman yang lebih efektif ketika respons sistem mendekati titik referensi. Mekanisme tersebut mampu mengurangi kecenderungan terjadinya *overshoot*, yang turun menjadi $3,14^\circ$, sekaligus mempercepat proses pencapaian kondisi tunak dengan *settling time* sebesar 3,3 detik. Selain itu, penyesuaian parameter secara adaptif juga berkontribusi dalam meminimalkan *steady-state error* hingga hanya sebesar $0,24^\circ$.

Secara keseluruhan, hasil pengujian menunjukkan bahwa integrasi logika fuzzy pada pengendali PID tidak hanya meningkatkan kecepatan respons sistem, tetapi juga memperbaiki karakteristik redaman serta akurasi pencapaian titik referensi. Dibandingkan dengan PID konvensional yang menggunakan parameter tetap, *fuzzy PID* mampu memberikan respons yang lebih adaptif terhadap perubahan kondisi operasi sehingga menghasilkan sistem yang lebih stabil, *responsif*, dan memiliki margin kestabilan yang lebih besar. Temuan ini menunjukkan bahwa pendekatan *fuzzy PID* merupakan solusi yang lebih efektif untuk meningkatkan performa sistem kendali, terutama pada aplikasi pesawat tanpa awak yang bekerja dalam lingkungan dengan gangguan dinamis. Metode ini juga menunjukkan potensi untuk dikembangkan lebih lanjut pada sistem kendali *multi-axis*, seperti kombinasi *pitch* dan *roll*, sehingga mampu menghasilkan sistem *attitude control* pesawat yang lebih optimal dan kompleks

V. KESIMPULAN

Penelitian ini berhasil mengimplementasikan pengendali *Fuzzy PID* berbasis inferensi Mamdani pada sistem kendali sudut *pitch* pesawat tanpa awak tipe FT-Explorer menggunakan mikrokontroler Teensy 3.5. Penggunaan mekanisme *auto-tuning* berdasarkan nilai *error* dan *delta error* memungkinkan parameter K_p , K_i , dan K_d disesuaikan secara *adaptif* mengikuti perubahan kondisi sistem. Selain itu, penerapan *rule base* sebanyak 49 aturan (7×7) mampu menghasilkan transisi parameter kendali yang berlangsung secara halus, sehingga proses pengendalian dapat dijalankan secara *real-time* tanpa memberikan pengaruh yang signifikan terhadap waktu eksekusi sistem.

Berdasarkan hasil pengujian, pengendali *fuzzy PID* menunjukkan peningkatan kinerja dibandingkan dengan pengendali PID konvensional pada seluruh parameter respons transien yang dievaluasi. Nilai *rise time* berhasil dipersingkat dari 2,5 detik menjadi 0,8 detik, *overshoot* berkurang dari $5,19^\circ$ menjadi $3,14^\circ$, *settling time* menurun dari 7,7 detik menjadi 3,3 detik, sedangkan *steady-state error* menurun dari $-0,90^\circ$ menjadi $0,24^\circ$. Hasil tersebut menunjukkan bahwa penyesuaian parameter PID secara adaptif mampu meningkatkan kecepatan respons, memperbaiki karakteristik redaman, serta

menghasilkan kestabilan sistem yang lebih baik dibandingkan penggunaan parameter PID yang bersifat tetap.

Secara keseluruhan, penelitian ini menunjukkan bahwa integrasi logika fuzzy pada pengendali PID merupakan pendekatan yang efektif untuk meningkatkan performa pengendalian sudut *pitch* pada pesawat tanpa awak, terutama ketika sistem menghadapi perubahan kondisi operasi dan gangguan eksternal. Pada penelitian selanjutnya, metode ini dapat dikembangkan dengan menerapkan pengendalian *adaptif* pada sistem kendali multi-sumbu, seperti *pitch*, *roll*, dan *yaw*, serta melakukan pengujian pada berbagai skenario penerbangan untuk mengevaluasi ketahanan dan keandalan sistem secara lebih komprehensif.

REFERENSI

- [1] E. Ryzty, "Pengembangan Mini Drone Berbasis ESP32 dengan Roll dan Pitch Control Menggunakan Algoritma PID," *Electr. J. Rekayasa Dan Teknol. Elektro*, vol. 18, no. 2, pp. 171–182, May 2024, doi: 10.23960/elc.v18n2.2597.
- [2] A. Jayadi, T. Susanto, and F. D. Adhinata, "Sistem Kendali Proporsional pada Robot Penghindar Halangan (Avoider) Pioneer 3-DX," *Maj. Ilm. Teknol. Elektro*, vol. 20, no. 1, p. 47, Mar. 2021, doi: 10.24843/MITE.2021.v20i01.P05.
- [3] T. Susanto and S. Ahdan, "Pengendalian Sikap Lateral Pesawat Flying wing Menggunakan Metode LQR," *PROtek J. Ilm. Tek. Elektro*, vol. 7, no. 2, pp. 99–103, Sep. 2020, doi: 10.33387/protk.v7i2.2034.
- [4] T. Susanto, "Pengendalian Sudut Pitch dan Roll Pesawat Flying Wing," *Maj. Ilm. Teknol. Elektro*, vol. 21, no. 2, p. 303, Dec. 2022, doi: 10.24843/MITE.2022.v21i02.P19.
- [5] Oktaf Agni Dhewa, Fatchul Arifin, Ardy Seto Priyambodo, Anggun Winursito, and Yasir Mohd. Mustafa, "Attitude UAV Stability Control Using Linear Quadratic Regulator-Neural Network (LQR-NN)," *IIUM Eng. J.*, vol. 25, no. 2, pp. 246–265, Jul. 2024, doi: 10.31436/iiumej.v25i2.3119.
- [6] A. E. Onuora, C. C. Mbaocha, P. C. Eze, and V. C. Uchegbu, "Unmanned Aerial Vehicle Pitch Optimization for Fast Response of Elevator Control System," *ISSN*, vol. 2, no. 3.
- [7] T. K. Priyambodo, O. A. Dhewa, and T. Susanto, "Model of Linear Quadratic Regulator (LQR) Control System in Waypoint Flight Mission of Flying Wing UAV".
- [8] M. Shi, "Application of PID Control Technology in Unmanned Aerial Vehicles," *Appl. Comput. Eng.*, vol. 96, no. 1, pp. 24–30, Nov. 2024, doi: 10.54254/2755-2721/96/20241327.
- [9] M. A. Abdelghany, A. Okasha Elnady, and S. O. Ibrahim, "Optimum PID Controller with Fuzzy Self-Tuning for DC Servo Motor," *J. Robot. Control JRC*, vol. 4, no. 4, pp. 500–508, Jul. 2023, doi: 10.18196/jrc.v4i4.18676.
- [10] Y. A. Admas, H. M. Mitiku, A. O. Salau, C. O. Omeje, and S. L. Braide, "Control of a fixed wing unmanned aerial vehicle using a higher-order sliding mode controller and non-linear PID controller," *Sci. Rep.*, vol. 14, no. 1, p. 23139, Oct. 2024, doi: 10.1038/s41598-024-73901-y.
- [11] A. Baharuddin and M. A. M. Basri, "Self-Tuning PID Controller for Quadcopter using Fuzzy Logic," *Int. J. Robot. Control Syst.*, vol. 3, no. 4, pp. 728–748, Oct. 2023, doi: 10.31763/ijrcs.v3i4.1127.
- [12] M. Samuel, K. Yahya, H. Attar, A. Amer, M. Mohamed, and T. A. Badmos, "Evaluating the Performance of Fuzzy-PID Control for Lane Recognition and Lane-Keeping in Vehicle Simulations," *Electronics*, vol. 12, no. 3, p. 724, Feb. 2023, doi: 10.3390/electronics12030724.
- [13] D. Jha, A. Ahmed, S. Kumar, and D. Roy, "Fuzzy-PID and interpolation: a novel synergetic approach to process control," *Int. J. Optim. Control Theor. Appl. IJOCTA*, vol. 14, no. 4, pp. 355–364, Oct. 2024, doi: 10.11121/ijocta.1483.
- [14] "Innovative Fuzzy PID Algorithm: Advancing Quadcopter Control with Adaptive Precision," *Acad. J. Comput. Inf. Sci.*, vol. 7, no. 2, 2024, doi: 10.25236/AJCIS.2024.070204.
- [15] E. Kuantama, T. Vesselenyi, S. Dzitat, and R. Tarca, "PID and Fuzzy-PID Control Model for Quadcopter Attitude with Disturbance Parameter,"



- Int. J. Comput. Commun. Control*, vol. 12, no. 4, p. 519, Jun. 2017, doi: 10.15837/ijccc.2017.4.2962.
- [16] D. A. Maulina and M. Mardijah, "Implementation of Fuzzy-PID Controller on Quadcopter Movement," *Int. J. Comput. Sci. Appl. Math.*, vol. 10, no. 2, p. 81, Oct. 2024, doi: 10.12962/j24775401.v10i2.21949.
- [17] B. Setiawan, D. Widiatmoko, I. Siradjuddin, S. Adhisuwignjo, F. Ronilaya, and M. Syafaat, "Glidding system for a fixed wing aircraft using PID control algorithm," *J. Phys. Conf. Ser.*, vol. 1402, no. 4, p. 044020, Dec. 2019, doi: 10.1088/1742-6596/1402/4/044020.
- [18] R. Ruan and X. Sheng, "Data Modeling and Fuzzy PID Control of Air Pressure Control System," in *2024 11th International Forum on Electrical Engineering and Automation (IFEEA)*, Shenzhen, China: IEEE, Nov. 2024, pp. 998–1003. doi: 10.1109/IFEEA64237.2024.10878779.
- [19] A.-T. Nguyen, T. Taniguchi, L. Eciolaza, V. Campos, R. Palhares, and M. Sugeno, "Fuzzy Control Systems: Past, Present and Future," *IEEE Comput. Intell. Mag.*, vol. 14, no. 1, pp. 56–68, Feb. 2019, doi: 10.1109/MCI.2018.2881644.
- [20] E. Kuantama, T. Vesselenyi, S. Dzitac, and R. Tarca, "PID and Fuzzy-PID Control Model for Quadcopter Attitude with Disturbance Parameter," *Int. J. Comput. Commun. Control*, vol. 12, no. 4, p. 519, Jun. 2017, doi: 10.15837/ijccc.2017.4.2962.
- [21] J. P. Sembiring, F. Rossi, and T. Susanto, "Kendali Sudut Pitch dan Roll fase Lepas Landas pada Pesawat VTOL-plane," *Maj. Ilm. Teknol. Elektro*, vol. 21, no. 1, p. 35, Jul. 2022, doi: 10.24843/MITE.2022.v21i01.P06.
- [22] H. Bolandi, M. Rezaei, R. Mohsenipour, H. Nemati, and S. M. Smailzadeh, "Attitude Control of a Quadrotor with Optimized PID Controller," *Intell. Control Autom.*, vol. 04, no. 03, pp. 335–342, 2013, doi: 10.4236/ica.2013.43039.
- [23] H. Sun, C. Liu, S. Tang, and T. Suo, "Adaptive PID Control of UAV Variable-Pitch Propellers Based on Lightweight Neural Networks," *IEEE Access*, vol. 14, pp. 3386–3401, 2026, doi: 10.1109/ACCESS.2025.3648468.