Rancang Bangun Pesawat Udara Tanpa Awak Sayap Tetap Bermesin Potong Rumput: Kaji Sistem Kendali Otomatis

Retno Aulya[1], Adrifalni[2], Syam Husaini Ardiansyah[3], Saskiani Fatimah Putri[4], Ferdi Sriwahyuda[5], Kobilah Alfariza Abdilah Sopiyan[6], Singgih Satrio Wibowo[7*]

[1]*Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Bandung, Indonesia*
E-mail: retno.aulya.aer23@polban.ac.id
[2]*Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Bandung, Indonesia*
E-mail: adrifalni.aer23@polban.ac.id
[3]*Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Bandung, Indonesia*
E-mail: syam.husaini.aer23@polban.ac.id
[4]*Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Bandung, Indonesia*
E-mail: saskiani.fatimah.aer23@polban.ac.id
[5]*Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Bandung, Indonesia*
E-mail: ferdi.sriwahyuda.aer23@polban.ac.id
[6]*Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Bandung, Indonesia*
E-mail: kobilah.alfariza.aer23@polban.ac.id
[7]*Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Bandung, Indonesia*
[*]*E-mail Korespondensi:* singgih.wibowo@polban.ac.id

ABSTRAK

Penelitian ini membahas pengembangan dan sistem kendali otomatis pada UAV *fixed-wing* berbahan bakar bensin dengan konfigurasi *inverted V-tail* untuk fase terbang *cruise*. Tantangan utama penelitian ini terletak pada getaran mekanis ekstrem dari mesin piston serta osilasi pada sumbu *pitch* dan *roll* yang berpotensi mengganggu stabilitas navigasi *flight controller*. Untuk mengatasi masalah tersebut, metode *Software-in-the-Loop* (SITL) yang dipadukan dengan metode penalaan Ziegler-Nichols tipe kedua diterapkan untuk menentukan parameter PID yang presisi. Hasil penalaan menghasilkan nilai PID optimal untuk sumbu *roll* (K_p = 0.24, K_i = 0.08, K_d = 0.18) dan sumbu *pitch* K_p = 0.18, K_i = 0.09, K_d = 0.09). Implementasi parameter PID hasil *tuning* ini berhasil menghilangkan *chattering*, meredam respon agresif servo dari nilai *default*, serta menghasilkan respon dinamika penerbangan yang stabil, terukur, dan aman bagi komponen fisik UAV.

Kata Kunci:
UAV *Fixed-Wing*, Sistem Kendali, PID *Tuning*, Ziegler-Nichols, SITL.

This study focuses on the development and design of an automatic control system for a gasoline-powered, inverted V-tail fixed-wing UAV during the cruise phase. The primary challenge involves mitigating extreme mechanical vibrations from the piston engine and damping oscillations on the pitch and roll axes that affect flight controller navigation stability. To address this, a Software-in-the-Loop (SITL) simulation integrated with the Ziegler-Nichols second method was applied to derive precise PID parameters. The optimization yielded optimal PID values for the roll axis (K_p = 0.24, K_i = 0.08, K_d = 0.18) and pitch axis K_p = 0.18, K_i = 0.09, K_d = 0.09). The implementation of tuned PID parameters effectively eliminated control surface chattering, suppressed aggressive servo responses present in default settings, and achieved stable, smooth, and robust dynamic flight responses.

Keywords:
Fixed-Wing UAV, Control System, PID Tuning, Ziegler-Nichols, SITL.

1. PENDAHULUAN

Teknologi Unmanned Aerial *Vehicle* (UAV) saat ini telah mengalami perkembangan yang pesat. Pesawat tanpa awak (UAV) adalah pesawat yang tidak secara langsung dikendalikan pilot di dalamnya. Melainkan, pilot mengendalikannya dari jarak jauh melalui gelombang radio (1).

Untuk mendukung kebutuhan operasional penerbangan dengan durasi yang lama serta efisiensi konsumsi bahan bakar yang tinggi, penggunaan mesin penggerak berbasis mesin piston menjadi pilihan yang optimal pada

wahana ini. Mesin piston dinilai lebih ekonomis dan mampu menyuplai daya yang stabil untuk karakteristik terbang jelajah (2) dibandingkan dengan penggerak elektrik. Hal tersebut didukung dengan Bensin memiliki densitas energi yang jauh lebih tinggi daripada baterai (3).

Meskipun memiliki keunggulan pada tenaga dan bahan bakar, mesin potong rumput memiliki tantangan teknis berupa getaran mekanis yang ekstrem dan respon tenaga yang kasar(4). Getaran mekanis yang berlebihan dari mesin piston ini menjadi tantangan kritis karena berpotensi merambat ke struktur wahana dan mengganggu performa sensor inersia (IMU) pada *flight controller* yang jika tidak di redam dapat memicu kegagalan interpretasi data navigasi serta memicu ketidakstabilan pada wahana.

Dalam pengoperasian UAV *fixed-wing* dengan konfigurasi *inverted V-tail*, mempertahankan stabilitas *attitude* selama fase *cruise* merupakan parameter kritis untuk mereduksi osilasi akibat gangguan eksternal (5). Fase *cruise* menuntut kestabilan penerbangan lurus dan mendatar (*straight and level flight*) dengan hambatan udara (*drag*) minimal. Adanya osilasi yang tidak teredam pada sumbu *pitch* maupun *roll* tidak hanya memperlambat waktu pemulihan sistem (*settling time*) menuju kondisi *steady-state*, tetapi juga memicu respon kendali yang terlampau agresif. Kondisi tersebut berisiko memperbesar lonjakan *overshoot* dan mengganggu kinerja navigasi otomatis secara keseluruhan (6).

Platform berbasis Pixhawk memberikan fleksibilitas tinggi melalui integrasi antarmuka komunikasi (seperti PWM, UART, dan CAN) serta dukungan ekosistem *firmware* ArduPilot/PX4 yang memungkinkan penyesuaian parameter kendali *Proportional-Integral-Derivative* (PID) secara presisi. Berdasarkan temuan tersebut, penelitian ini menggunakan Pixhawk sebagai pengontrol kendali otomatis *real-time* yang diterapkan pada wahana *fixed-wing* untuk menguji kestabilan penerbangan jelajah di bawah kendali parameter PID (7).

Pengembangan UAV *fixed-wing* ini memberikan sarana praktis bagi mahasiswa untuk memahami sistem kendali dan stabilitas penerbangan secara mendalam. Integrasi teknologi ini diharapkan dapat meningkatkan kualitas pembelajaran berbasis aplikasi nyata, sekaligus menumbuhkan minat dan kesiapan mahasiswa untuk berkarir di bidang aeronautika.

2. TINJAUAN PUSTAKA

Pada penelitian (8) yang berjudul "*Design of a Low Cost Fixed Wing UAV*" menunjukkan bahwa konfigurasi UAV jenis sayap tetap adalah konfigurasi disain yang tepat untuk mendapatkan stabilitas dan efisiensi terbang. UAV sayap tetap terdiri dari dua sayap tetap yang mengimbangi bobot keseluruhan wahana. Hal tersebut memberikan stabilitas bagi UAV meskipun diterbangkan di wilayah berangin. Selain itu, sayap tetap lebih efisien daripada multi rotor ketika lepas landas karena tidak secara langsung mengangkat bobot wahana.

Sistem kendali terbang pada UAV *fixed-wing* membutuhkan *Stability Augmentation System* (SAS) di lapisan *inner-loop* paling dasar untuk meningkatkan respon dinamika dan redaman internal *airframe*. Penelitian (9) yang berjudul "*Automatic Gain Control for UAV Stability Augmented System Using Jacobian Method*" menunjukkan pentingnya optimasi *gain feedback* pada sumbu longitudinal UAV *fixed-wing* untuk menekan osilasi *pitch* dan mempercepat stabilitas penerbangan. Dalam penentuannya, metode komputasi otomatis seperti Jacobian terbukti mampu memenuhi target rasio redaman moda *short-period* ($\varsigma = 0.85$) dan memangkas *rise time* dibanding *tuning* manual. Kajian ini menegaskan bahwa penentuan nilai penguatan (*gain*) yang tepat pada *inner-loop* sangat krusial untuk menghasilkan respon sistem yang stabil dan *smooth* saat penerbangan.

Pada ranah pengembangan sistem kendali, terjadi transformasi pendekatan yang signifikan, di mana fokus penelitian kini beralih dari sekadar simulasi komputasional menuju validasi berbasis *hardware-in-the-loop*. Penelitian (10) yang berjudul "Perancangan Sistem Kendali Otomatis untuk UAV *MiniBe Automatic Control System Design for MiniBe* UAV**"** serta penelitian (11) yang berjudul *"Stability And Controllability Analysis On Linearized Dynamic System Equation Of Motion Of LSU 05-NG Using Kalman Rank Condition Method"* berfokus pada pemodelan persamaan gerak serta analisis kestabilan dan keterkendalian matra longitudinal dan lateral menggunakan simulasi komputer. Meskipun model matematis dan representasi *state-space* yang dibangun sangat detail, pendekatan simulasi linier berbasis *software* ini seringkali mengabaikan kondisi terapan pada perangkat keras (*hardware*), seperti variasi interferensi getaran mesin secara langsung serta dinamika riil sistem kendali otomatis saat diterapkan di lapangan.

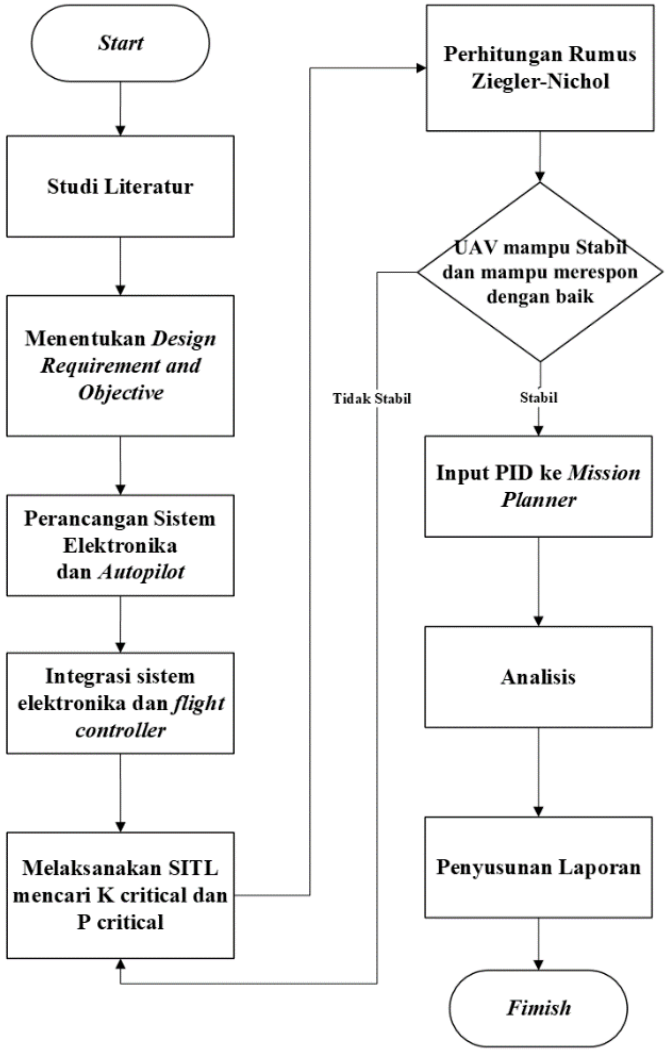
Menjawab keterbatasan simulasi tersebut, penelitian terbaru (12) yang berjudul "*Autonomous Landing of a Fixed-Wing UAV With RTK GNSS and MEMS IMU*" menawarkan solusi yang lebih *robust* untuk fase terbang kritis, yaitu pendaratan otonom (*autonomous landing*). Mereka mengembangkan algoritma fusi sensor yang menggabungkan data *Real-Time Kinematic* (RTK) GNSS dengan sensor inersia MEMS. Temuan kunci dari Xia dan Li adalah bahwa sensor standar seringkali mengalami *drift* (pergeseran pembacaan) yang signifikan ketika terpapar gangguan.

Selain itu, penelitian (13) yang berjudul "*Automatic control of UAVs: new adaptive rules and type-3 fuzzy stabilizer*" mengusulkan penggunaan logika *Type-3 Fuzzy System* untuk menangani ketidakpastian dinamika UAV. Hal ini relevan dengan karakteristik mesin bensin, di mana berat pesawat akan berkurang seiring berkurangnya bahan bakar, mengubah titik berat (*Center of Gravity*), dan mempengaruhi respon kendali. Penelitian ini akan mempertimbangkan adaptasi parameter kendali tersebut untuk menjaga kestabilan sepanjang misi.

Penelitian (14), yang berjudul "*Genetic Algorithm Based PID Parameter Optimization for Longitudinal Dynamics of a Fixed Wing Mini UAV*" berfokus pada pemodelan dan pengujian sistem kendali *Proportional-Integral-Derivative* (PID) untuk mengontrol dinamika longitudinal (pitch angle dan altitude) pada pesawat mini *fixed-wing* Cessna-182 saat terbang jelajah pada kecepatan 60 km/h. Dalam studinya, mereka merumuskan fungsi alih respon kemudi elevator lalu membandingkan hasil tuning PID metode konvensional Ziegler-Nichols (PID-ZN) dengan optimasi Algoritma Genetika (GA) berbasis 8 cost function berbeda. Hasil simulasi menunjukkan bahwa metode Ziegler-Nichols mampu memberikan estimasi awal parameter gain (K_p, K_i, K_d) yang memadai, meski optimasi berbasis GA-LQR terbukti lebih efektif dalam meminimalisasi lonjakan (*overshoot*) dan mempercepat settling time. Namun, kekurangan utama dari penelitian ini terletak pada batas evaluasinya yang murni sebatas simulasi numerik berbasis model linier ideal dan belum mengimplementasikan perangkat keras flight controller nyata seperti Pixhawk 4, tidak melalui validasi simulasi *Software-in-the-Loop* (SITL), serta tidak memperhitungkan gangguan dinamika getaran mekanis dari mesin bensin (*IC engine* / potong rumput) yang merambat ke sensor saat terbang jelajah secara *real-time* seperti yang dianalisis dalam penelitian ini.

3. METODE PENELITIAN

Diagram alir di bawah ini, Gambar 1 merupakan representasi visual dari seluruh tahapan penelitian yang dilakukan.



Gambar 1. Diagram alir proses penyelesaian masalah

3.1 Studi Literatur

Pada tahap ini dilakukan pencarian data dan informasi penunjang berupa referensi ilmiah, jurnal, dan data teknis yang berkorelasi dengan sistem autopilot pada UAV *fixed wing*. Data dan informasi tersebut digunakan sebagai referensi dan bahan untuk mengkaji penelitian ini. Tujuannya adalah untuk memahami landasan teori yang kuat agar pengembangan memiliki acuan yang valid dan menghindari kesalahan fatal sejak awal.

3.2 Menentukan Design Requirement and Objective (DRO)

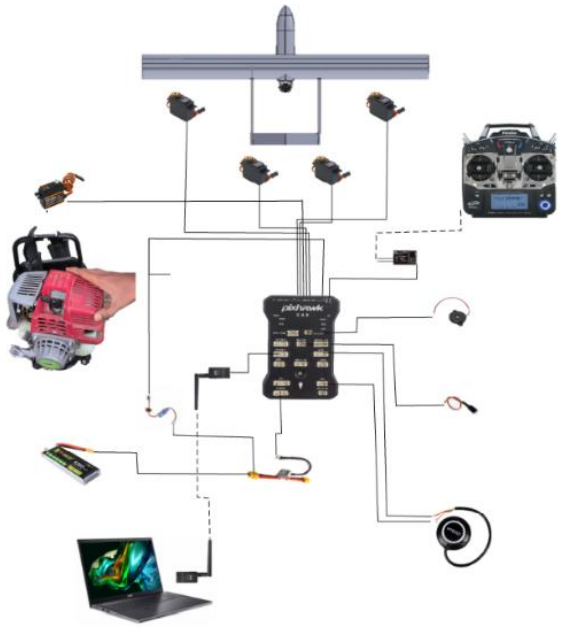
Design, Recruitment, Object (DRO) merupakan hal yang penting dalam perancangan. Karena DRO ini menjadi patokan

untuk spesifikasi yang ingin dibuat. Adapun rincian DRO yang dapat dilihat pada tabel 1. DRO perancangan platform gerak. Perancangan Sistem Elektronika dan Autopilot

Tabel 1. Design Requirement and Objective

No.	Parameter	Nilai
1	Jenis UAV	Fixed Wing
2	Maximum Takeoff Weight (MTOW)	15 kg
3	Kecepatan jelajah	22 m/s atau 79 Km/jam
4	Konsumsi bahan bakar	20 menit
No.	**Parameter**	**Nilai**
1	Fungsi Autonomous	Mampu mempertahankan sikap terbang jelajah

3.3 Integrasi Sistem Elektronika dan Flight Controller



Gambar 2. Rancangan sistem elektronik

Tahap ini merupakan tahapan untuk menentukan susunan dengan diagram blok sistem untuk memetakan bagaimana komponen elektronik saling terhubung dan berkomunikasi. Dengan merancang alur dalam bentuk diagram, integrasi antara perangkat keras dan logika perangkat lunak dapat dipetakan secara terukur, sehingga meminimalisir risiko kesalahan instalasi kabel maupun kekeliruan algoritma saat sistem dioperasikan secara mandiri. Perkiraan Rancangan Elektronik dan Autopilot dapat terlihat pada Gambar 2 berikut.

3.4 Melaksanakan SITL mencari K_{cr} dan P_{cr}

Setelah memetakan alur sistem dalam bentuk diagram, langkah berlannjut pada implementasi fisik di mana seluruh komponen elektronik yang telah dirancang mulai dirakit, disolder, dan dihubungkan satu sama lain ke papan *flight controller* utama. Selain interkoneksi kabel, tahap ini juga melibatkan konfigurasi awal *firmware* (seperti ArduPilot atau PX4) agar *flight controller* dapat mengenali setiap sensor dan aktuator yang terpasang dengan benar, serta memastikan tidak ada kesalahan arus pendek (*short circuit*) yang dapat merusak komponen.

Metode ini dilakukan dengan memberikan gangguan pada sistem tertutup untuk mencari batas kestabilan. Langkah-langkahnya adalah sebagai berikut:

1. Atur nilai parameter Integral K_i dan Derivatif K_d menjadi nol (0).
2. Naikkan nilai Proporsional K_p secara bertahap dari nol hingga sistem mencapai kondisi osilasi berkelanjutan (*sustained oscillation*) dengan amplitudo yang konstan.
3. Nilai K_P saat terjadi osilasi tersebut dicatat sebagai *Ultimate Gain* atau Penguatan Kritis K_{cr}.
4. Periode waktu dari satu gelombang osilasi tersebut diukur dan dicatat sebagai *Ultimate Period* P_{cr}.

3.5 Perhitungan Rumus Ziegler-Nichols

Data K_{cr} dan T_{cr} yang diperoleh dari eksperimen simulasi kemudian diolah secara matematis menggunakan rumus metode Ziegler-Nichols tipe *Closed-Loop* (15). Perhitungan ini menghasilkan nilai awal untuk parameter K_p (*Proportional*), K_I (*Integral*), dan K_D (*Derivative*). Tujuannya adalah mempercepat proses *tuning* kendali secara ilmiah alih-alih menggunakan metode coba-coba (*trial and error*) yang tidak terukur.

Setelah nilai K_{cr} dan T_{cr} diperoleh, parameter PID ditentukan menggunakan rumusan empiris pada Tabel 2 berikut

Tabel 2. Rumus Penalaan Ziegler-Nichols

Type of Controller	K_p	T_i	T_d
P	$0.5K_{cr}$	∞	0
PI	$0.45K_{cr}$	$\frac{1}{1.2}T_{cr}$	0
PID	$0.6K_{cr}$	$0.5T_{cr}$	$0.125T_{cr}$

Dimana konstanta kontroler dihitung sebagai:

$$K_i = \frac{K_p}{T_i} \quad (1)$$

$$K_d = K_p \times T_d \quad (2)$$

3.6 Input PID ke mission planner

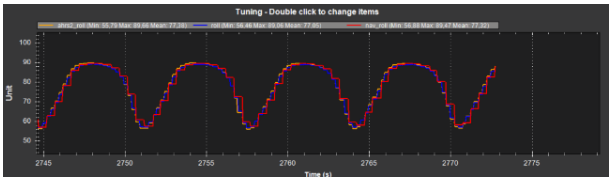
Selanjutnya, parameter hasil perhitungan PID di-input atau diunggah ke dalam memori Pixhawk. Proses ini mengubah Pixhawk dari kondisi default (kosong) menjadi siap terbang.

4. HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Hasil Simulation In The Loop

Pada tahap ini, pengujian sistem dilakukan menggunakan metode *Simulation In The Loop* (SITL) untuk memvalidasi performa algoritma kendali dan stabilitas pesawat dalam lingkungan virtual. Berdasarkan hasil eksperimen pada simulasi SITL, grafik respon osilasi kontinu berhasil didapatkan pada kedua sumbu kendali utama (*roll* dan *pitch*). Gambar 3 dan Gambar 4 berikut memperlihatkan kondisi grafik mengalami osilasi pada K_{cr} *roll* dan *pitch*.

Gambar 3. Grafik pitch berosilasi pada nilai Kcr 0.3



Gambar 4. Grafik Roll berosilasi pada nilai Kcr 0.4

Gambar 3 menunjukkan kondisi osilasi yang kontinu tercapai ketika nilai penguatan *proporsional* dinaikkan hingga menyentuh angka 0,3. Oleh karena itu, nilai Gain Kritis K_{cr} untuk sumbu *pitch* ditetapkan sebesar 0,3. Pada titik ini, durasi waktu yang dibutuhkan oleh grafik untuk menempuh satu siklus gelombang penuh (jarak dari puncak ke puncak gelombang berikutnya) diukur secara presisi, menghasilkan nilai Periode Kritis T_{cr} sebesar 4 detik.

Dengan prosedur yang sama, sumbu *roll* menunjukkan karakteristik dinamika yang lebih sensitif dibandingkan *pitch*. Gambar 4 menujukkan respon osilasi kontinu tercapai pada nilai penguatan proporsional yang lebih tinggi, yaitu sebesar 0,4. Dengan demikian, nilai Gain Kritis K_{cr} untuk sumbu pitch ditetapkan sebesar 0,4, dengan Periode Kritis T_{cr} yang terukur dari grafik sebesar 6 detik.

4.2 Hasil Perhitungan Ziegler Nichole

Setelah mendapatkan parameter Gain Kritis K_{cr} dan Periode Kritis T_{cr} melalui eksperimen visual pada grafik simulasi SITL, langkah selanjutnya adalah melakukan kalkulasi numerik. Perhitungan ini mengacu pada aturan standar rumusan metode Ziegler-Nichols tipe osilasi untuk menentukan konstanta definitif dari *Proportional Gain* K_p, *Integral Gain* K_i, dan *Derivative Gain* K_d.

Tabel 3. K_{cr} dan T_{cr} hasil SITL untuk roll

Roll	
K_{cr}	0.4
T_{cr}	6

Tabel 4. Perhitungan PID Ziegler-Nichols sumbu roll

Type of Controller	K_p	T_i	T_d
P	0.23	-	0
PI	0.18	5	0
PID	0.24	3	0.75

Nilai T_i tersebut digunakan untuk mencari nilai K_i dengan rumus 1 berikut.

$$K_i = \frac{K_p}{T_i} = \frac{0.24}{3} = 0.8$$

Nilai T_d tersebut digunakan untuk mencari nilai K_d dengan rumus (*2*) berikut.

$$K_d = K_p \times T_d = 0.24 \times 0.75 = 0.18$$

Dengan memasukkan nilai K_{cr} yang telah diperoleh dari pengujian sebelumnya, yaitu sebesar 0,4 untuk sumbu roll serta nilai T_{cr} masing-masing sumbu dalam satuan detik, maka didapatkan nilai K_p sebesar 0.24, K_i sebesar 0.08 dan K_d *roll* sebesar 0.18. Sehingga dapat disimpulkan nilai PID untuk roll dalam tabel 5 berikut.

Tabel 5. Hasil perhitungan PID pada sumbu roll

K_p	0.24
K_i	0.08
K_d	0.18

Untuk nilai konstanta hasil dari K_{cr} dan T_{cr} hasil simulasi dapat dilihat pada tabel 6 berikut.

Tabel 6. K_{cr} dan T_{cr} hasil SITL untuk pitch

Pitch	
K_{cr}	K_{cr}
T_{cr}	T_{cr}

Tabel 7. Perhitungan PID Ziegler-Nichols sumbu pitch

Type of Controller	K_p	T_i	T_d
P	0.17	-	0
PI	0.13	3.34	0
PID	0.18	2	0.5

Nilai T_i tersebut digunakan untuk mencari nilai K_i dengan rumus (1) berikut.

$$K_i = \frac{K_p}{T_i} = \frac{0.18}{2} = 0.9$$

Nilai T_d tersebut digunakan untuk mencari nilai K_d dengan rumus (2) berikut.

$$K_d = K_p \times T_d = 0.18 \times 0.5 = 0.9$$

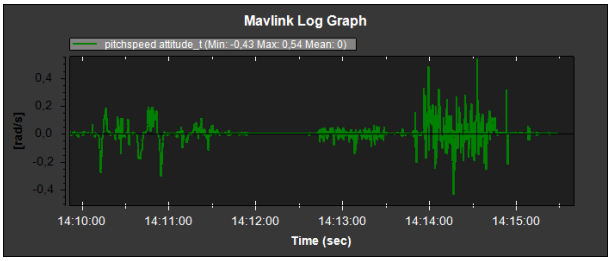
Dengan memasukkan nilai K_{cr} yang telah diperoleh dari pengujian sebelumnya, yaitu sebesar 0,3 untuk sumbu pitch serta nilai T_{cr} masing-masing sumbu dalam satuan detik, maka didapatkan nilai K_{cr} sebesar 0.18, K_i sebesar 0.09 dan K_d $roll$ sebesar 0.09. Sehingga dapat disimpulkan nilai PID untuk pitch dalam tabel 8 berikut.

Tabel 8. Hasil perhitungan PID pada sumbu pitch

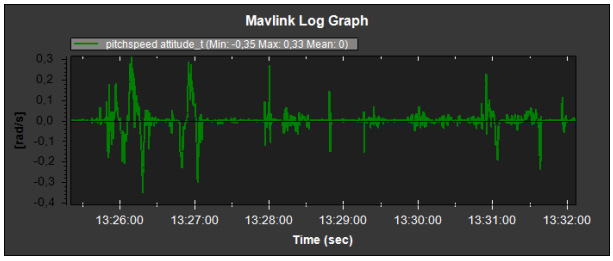
K_p	0.18
K_i	0.09
K_d	0.09

4.3 Pengujian Validasi Akhir dan Respon Kestabilan

Proses validasi dilakukan dengan menanamkan masing-masing konfigurasi parameter ke dalam *flight controller* Pixhawk 4, kemudian memberikan gangguan sudut (*disturbance*) secara manual pada badan pesawat dalam mode *Stabilize*.

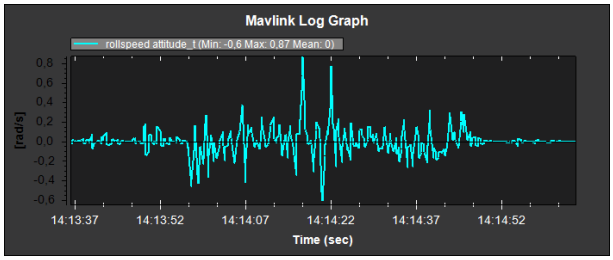


Gambar 5. Pitchspeed PID default

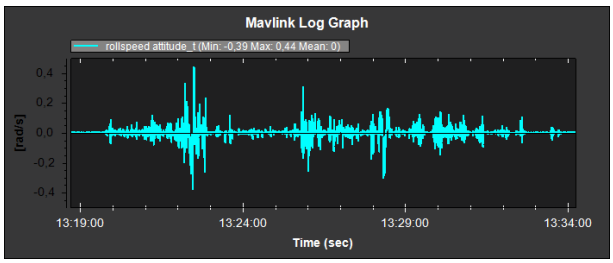


Gambar 6. Pitchspeed PID hasil Ziegler-Nichols

Pada grafik respon *speed pitch*, sistem dengan PID *default* yang terlihat pada Gambar 5 menunjukkan sifat respon yang sangat agresif. Hal ini ditandai dengan munculnya puncak *overshoot* yang signifikan serta lonjakan respon awal yang tinggi. Walaupun PID *default* bereaksi cepat, sifat agresif ini menyebabkan terjadinya osilasi yang memerlukan waktu pemulihan (*settling time*) lebih lama hingga mencapai kondisi *steady-state*. Sebaliknya, grafik *speed pitch* dengan PID Ziegler-Nichols yang terlihat pada Gambar 6 berhasil meredam sifat agresif tersebut, menghasilkan pergerakan kurva yang lebih halus (*smooth*) serta meminimalkan *overshoot* tanpa mengorbankan kecepatan respon secara berlebihan.



Gambar 7. Rollspeed PID default



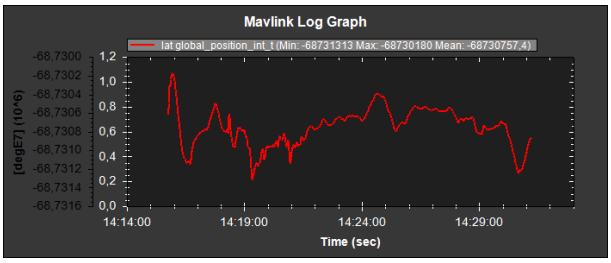
Gambar 8. Rollspeed PID hasil Ziegler-Nichols

Karakteristik yang serupa juga terlihat pada grafik pengujian respon *roll speed* yang terlihat pada Gambar 7 Pengendalian *roll speed* menggunakan PID *default* menghasilkan kecenderungan yang terlalu agresif, sehingga memicu fluktuasi dan puncak respon yang berlebih saat menghadapi perubahan *setpoint* atau gangguan. Penggunaan PID Ziegler-Nichols terbukti mampu mengoptimalkan redaman pada *roll speed* pada Gambar 8, sehingga osilasi respon dinamis dapat ditekan secara signifikan dan kestabilan sistem pada sumbu *roll* menjadi jauh lebih kokoh.

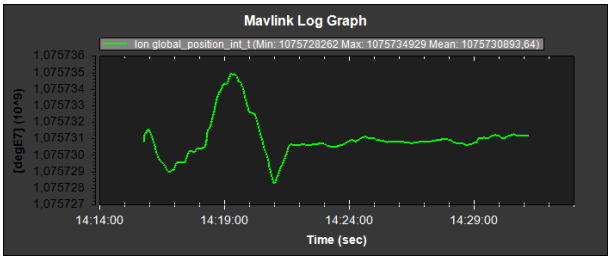
4.4 Validasi Integrasi Sistem Melalui Analisis Log Telemetri

Pembuktian bahwa seluruh sub-sistem pada UAV—meliputi aspek perangkat keras (*flight controller*, sensor, aktuator), sistem komunikasi nirkabel, dan perangkat lunak *Ground Control Station* (GCS) telah terintegrasi dengan baik dilakukan melalui analisis data log telemetri pada *software Mission Planner*. Integrasi menyeluruh pada arsitektur UAV ini dibuktikan secara empiris melalui analisis rekam data (*data logging*) yang tersimpan pada *software* Mission Planner.

Validasi akurasi data posisi dilakukan melalui pemisahan parameter koordinat hasil ekstraksi log telemetri ke dalam dua visualisasi. Gambar 9 menggambarkan dinamika perubahan garis lintang (*latitude*) terhadap stempel waktu (timestamp), sedangkan Gambar 10 menunjukkan dinamika perubahan garis bujur (*longitude*). Visualisasi terpisah ini memfasilitasi proses identifikasi anomali transmisi pada tiap-tiap sumbu secara independen. Hasil pemantauan pada kedua grafik berfungsi sebagai bukti bahwa proses pertukaran data spasial antar-subsistem telah berjalan konsisten tanpa mengalami parsing error.



Gambar 9. Pergerakan UAV terhadap garis lintang



Gambar 10. Pergerakan UAV terhadap garis bujur

5. KESIMPULAN

Penalaan algoritma kendali otomatis menggunakan simulasi *Software-in-the-Loop* (SITL) berbasis metode osilasi kontinu Ziegler-Nichols tipe kedua berhasil merumuskan parameter PID yang optimal secara ilmiah. Langkah konversi matematis dari nilai kritis yang ditemukan menghasilkan parameter PID final untuk sumbu roll (K_p = 0.24, K_i= 0.08, K_d= 0.18) dan sumbu *pitch* (K_p = 0.18, K_i= 0.09, K_d= 0.09).

Ketika sistem berjalan menggunakan parameter default, gerak-gerik kendali permukaan menunjukkan respon yang tidak proporsional. Kombinasi nilai proporsional yang terlalu tinggi dan nilai derivatif yang terlalu rendah menyebabkan servo menggerakkan sirip kendali secara sentak dan agresif. Fenomena ini memicu terjadinya chattering atau osilasi mekanis cepat di sekitar posisi netral saat sirip mencoba mengoreksi posisi pesawat. Dalam jangka panjang, karakteristik gerak seperti ini sangat berisiko karena dapat mempercepat keausan gear servo serta memicu getaran liar (*flutter*) pada struktur sayap.

Berdasarkan perbandingan kurva grafik pada kedua sumbu gerak tersebut, dapat disimpulkan bahwa penerapan metode tuning PID Ziegler-Nichols berhasil memperbaiki respon kestabilan sistem. Metode Ziegler-Nichols terbukti mampu meredam respon agresif yang berlebihan dari PID default, sehingga menghasilkan respon speed pitch dan roll speed yang lebih stabil, terukur, dan aman bagi komponen fisik sistem.

DAFTAR PUSTAKA

1 H. S. Saroinsong, V. C. Poekoel, and P. D. K. Manembu, “Rancang Bangun Wahana Pesawat Tanpa Awak (Fixed Wing) Berbasis Ardupilot,” *Jurnal Teknik Elektro dan Komputer*, vol. 7, no. 1, pp. 73–84, 2018.

2 D. Joshi, D. Deb, and S. M. Muyeen, “Comprehensive Review on Electric Propulsion System of Unmanned Aerial Vehicles,” May 14, 2022, *Frontiers Media S.A.* doi: 10.3389/fenrg.2022.752012.

3 V. Vieira, A. Baptista, A. Cavadas, G. F. Pinto, J. Monteiro, and L. Ribeiro, “Comparison of Battery Electrical Vehicles and Internal Combustion Engine Vehicles–Greenhouse Gas Emission Life Cycle Assessment,” *Applied Sciences (Switzerland)*, vol. 15, no. 6, pp. 1–20, Mar. 2025, doi: 10.3390/app15063122.

4 M. Faisal, A. H. S., Asrul, and T. Hidayat, “RANCANG BANGUN MESIN PEMOTONG RUMPUT DENGAN PENGGERAK MOTOR BENSIN,” *JURNAL TEKNIK MESIN, LISTRIK DAN SIPIL*, vol. 2, no. 1, pp. 15–23, Apr. 2025.

5 A. Israr, E. H. Alkhammash, and M. Hadjouni, “Guidance, Navigation, and Control for Fixed-Wing UAV,” *Math. Probl. Eng.*, vol. 2021, 2021, doi: 10.1155/2021/4355253.

6 E. Bøhn, E. M. Coates, S. Moe, and T. A. Johansen, “Deep Reinforcement Learning Attitude Control of Fixed-Wing UAVs Using Proximal Policy Optimization.”

7 E. Ebeid, M. Skriver, and J. Jin, “A Survey on Open-Source Flight Control Platforms of Unmanned Aerial Vehicle.”

8 M. Ariyanto, J. D. Setiawan, T. Prabowo, I. Haryanto, and Munadi, “Design of a Low-Cost Fixed Wing UAV,” in *MATEC Web of Conferences*, EDP Sciences, Mar. 2018, pp. 1–6. doi: 10.1051/matecconf/201815902045.

9 P. Ardi, P. Suseno, A. Rizaldi, Y. G. Wijaya, A. Septiyana, and F. Surastyo, "Automatic Gain Control for UAV Stability Augmented System Using Jacobian Method," *Suseno et al.) Indonesian Journal of Aerospace*, vol. 1, no. 1, pp. 13–24, 2023, doi: 10.59981/ijoa.2023.304.

10 A. N. Wibowo and T. Indriyanto, "Perancangan Sistem Kendali Otomatis untuk UAV MiniBe Automatic Control System Design for MiniBe UAV," *Jurnal Inovasi Pertahanan dan Keamanan*, vol. 2, no. 1, pp. 60–69, 2019.

11 A. Septiyana *et al.*, "STABILITY AND CONTROLLABILITY ANALYSIS ON LINEARIZED DYNAMIC SYSTEM EQUATION OF MOTION OF LSU 05-NG USING KALMAN RANK CONDITION METHOD." *Jurnal Teknologi Dirgantara, vol. 18, 2020*

12 L. Xia and J. Li, "Autonomous Landing of a Fixed-Wing UAV With RTK GNSS and MEMS IMU," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2025, no. 1, pp. 1–11, 2025, doi: 10.1155/ijae/9430096.

13 J. Cai, H. Zhang, A. Khadakar, A. Mohammadzadeh, and C. Zhang, "Automatic control of UAVs: new adaptive rules and type-3 fuzzy stabilizer," *Complex and Intelligent Systems*, vol. 10, no. 5, pp. 7235–7248, Oct. 2024, doi: 10.1007/s40747-024-01434-y.

14 Ş. Ulus and I. Eski, "Genetic Algorithm Based PID Parameter Optimization for Longitudinal Dynamics of a Fixed Wing Mini UAV," in *Mechanisms and Machine Science*, Springer Science and Business Media B.V., 2022, pp. 325–334. doi: 10.1007/978-3-030-87383-7_36.

15 Katsuhiko. Ogata, *Modern control engineering*. Prentice Hall, 2022. Accessed: Dec. 25, 2025. [Online]. Available: www.pearsonhighered.com