



Perancangan Simulator Indikator Gerak Pitch Dan Roll Pesawat Terbang Dengan Kontrol PID Berbasis Mikrokontroler

Sebastian Harvey¹, Ir. Sumpena, S.T., M.T.²

¹Sebastian Harvey., Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma, Indonesia

²Ir. Sumpena, S.T., M.T., Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma, Indonesia

Email : sebastianharvey_@hotmail.com

Received 28 Agustus 2025 | Revised 10 september 2025 | Accepted 29 September 2025

Abstract

The advancement of technology worldwide has also influenced modern aircraft technology, where pilot workload is reduced due to avionics capabilities that can automatically control the aircraft, thereby minimizing human errors caused by pilot fatigue, including maintaining aircraft stability. In this final project research, a simulator for indicating aircraft pitch and roll motion with microcontroller-based PID control was designed. The stages in this study include the design of a fixed-wing aircraft and the development of its control system. The series of research findings indicates that the PID control system modeling for pitch motion showed constants of $K_p = 1,05$, $K_i = 0,18$, and $K_d = 0,12$. Meanwhile, for roll motion, the constants obtained were $K_p = 0,50$, $K_i = 0,12$, and $K_d = 0,06$. These results indicate that the wing demonstrates effective stability under both pitching and rolling dynamics. The transient response with these PID parameters showed that for pitch motion, the rise time was 0.186 seconds, the settling time was 0.87 seconds, and the overshoot was 0.92%.

Keywords: Gerak Pitch dan Roll, Pesawat terbang, Kontrol PID, Konstanta PID, Respon transient, otomatis.

Abstrak.

Keamanan Perkembangan teknologi di dunia juga mempengaruhi teknologi pesawat terbang saat ini, dimana beban kerja pilot berkurang karena kemampuan avionics yang dapat mengendalikan pesawat terbang secara otomatis sehingga mampu untuk mengurangi human error pada pilot akibat kelelahan termasuk menstabilkan pesawat. Dalam riset skripsi tersebut disusun simulator indikator gerak pitch dan roll pesawat terbang dengan kontrol PID berbasis mikrokontroler, Langkah-langkah pada riset skripsi ini ialah perencanaan wahana Fixed Wing serta rancangan mekanisme kendali wahana Fixed Wing. Rangkaian hasil penelitian ini menunjukkan bahwa pemodelan sistem kendali PID untuk gerakan pitch menunjukkan konstanta $K_p = 1,05$, $K_i = 0,18$, dan $K_d = 0,12$. Sementara itu, untuk gerakan roll, diperoleh $K_p = 0,50$, $K_i = 0,12$, dan $K_d = 0,06$. Hasil respons transien berdasarkan parameter PID tersebut menunjukkan bahwa pada gerakan pitch, rise time mencapai 0,186 detik, settling time pada 0,87 detik dan overshoot di 3,9%. Sedangkan pada gerakan roll, rise time mencapai 0,21 detik, settling time pada 0,92 detik, dan overshoot di 7,2%.

Kata Kunci: Pitch and roll motion, Airplane, PID Control, PID Constants, Transient Response, Automation.

Copyright © 2025 Author(s). All rights reserved



I. PENDAHULUAN

Perusahaan penerbangan khususnya di Indonesia menawarkan tarif yang terjangkau oleh seluruh masyarakat, dimana menjadikan jadwal penerbangan akan semakin padat dan ramai. Padatnya jadwal penerbangan akan mempengaruhi beberapa faktor salah satunya adalah fatigue pada pilot. Internal civil aviation organization mendefinisikan pilot fatigue sebagai kondisi fisiologis yang mengakibatkan penurunan kinerja mental atau fisik yang berkurang dan berpotensi mempengaruhi kewaspadaan dan kemampuan pilot untuk mengendalikan pesawat dengan aman atau melakukan tanggung jawab yang terkait dengan keselamatan penerbangan sehingga dapat menyebabkan insiden dan kecelakaan.

Kecelakaan pesawat yang terjadi di dunia masih jarang ditemui, namun jika hal tersebut terjadi, 80% diakibatkan oleh kesalahan manusia dengan pilot fatigue 15-20% terkhusus kegagalan dalam mengendalikan ketidakstabilan pesawat terbang. Di dalam penerbangan ketidakstabilan pesawat terbang dapat diakibatkan oleh berbagai faktor namun sering terjadi ketika pesawat terbang akan mendarat dalam kondisi crosswind (angin yang arahnya dari samping benda yang bergerak). Pada tahun 2013 di Keflavik airport, Rusia terjadi kecelakaan pesawat Sukhoi RRJ-95B, yang diakibatkan pilot kelelahan karena kepadatan jadwal dan menurunkan kemampuannya dalam mengendalikan pesawat saat landing dalam kondisi crosswind, sehingga pesawat tergelincir 1600m di landasan pacu serta mengalami runway excursion.

Perkembangan teknologi di dunia semakin memberikan keuntungan yang sangat signifikan. Berbagai jenis teknologi mutakhir dihasilkan guna menunjang beragam aktivitas sehingga berlangsung lebih singkat, optimal, produktif, serta sederhana. Hal tersebut juga mempengaruhi teknologi pesawat terbang saat ini, dimana beban kerja pilot berkurang karena kemampuan avionics yang dapat mengendalikan pesawat terbang secara otomatis sehingga mampu untuk mengurangi human error pada pilot akibat kelelahan termasuk menstabilkan pesawat dengan mengendalikan control surface ketika mengalami crosswind saat mendarat yang disebut Automatic flight control surface (AFCS).

Automatic flight control surface akan menjadi fokus Peneliti khususnya dalam menstabilkan pesawat terbang dalam sudut lateral dan longitudinal ketika mengalami gangguan. Peneliti akan membuat alat yang disederhanakan untuk mempermudah pembaca dalam memahami sistem Automatic Flight Control Surface. Peneliti akan menggunakan sistem mikrokontroler untuk mengatur sistem, cara kerja dan data yang dibutuhkan untuk menjalankan sistem sederhana Automatic Flight Control System dan mengkoneksikan ke komponen penunjang lainnya. Judul tugas akhir yang diambil Peneliti adalah "Perancangan

Perancangan simulator indikator gerak pitch dan roll pesawat terbang dengan kontrol PID berbasis mikrokontroler

simulator indikator gerak pitch dan roll pesawat terbang dengan kontrol PID berbasis mikrokontroler”.

II. METODE PENELITIAN

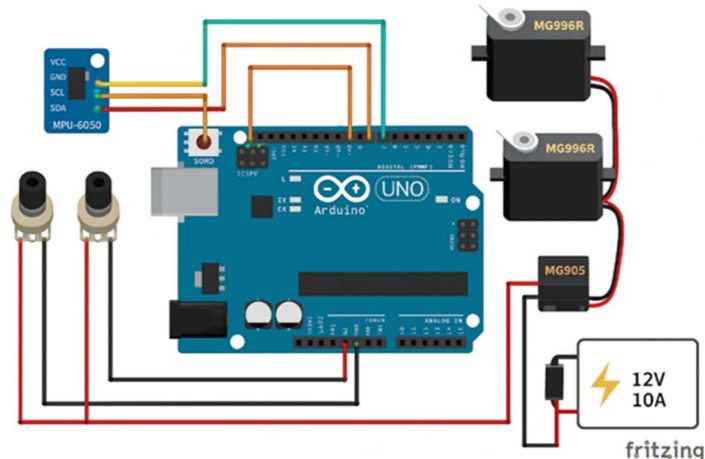
Perancangan sistem simulator indikator gerak pitch dan roll pesawat terbang dengan kontrol PID berbasis mikrokontroler menggunakan Pendekatan yang berlandaskan pada konsep sistem menyeluruh, di mana seluruh komponen perangkat keras dan perangkat lunak dirancang secara saling terintegrasi dalam satu kerangka kerja yang saling terhubung. Integrasi ini memungkinkan keduanya beroperasi secara simultan dan saling mendukung untuk mencapai kinerja sistem yang efisien dan responsif. Sistem ini dirancang agar dapat beroperasi secara otomatis maupun manual dalam mendeteksi dan mengidentifikasi perubahan serta mengkoreksi sikap pesawat terbang pada pitch dan roll. Gambar 1 menunjukkan blok diagram sistem dengan mode manual dan otomatis.



Gambar 1. Blok diagram sistem

2.1. Kontruksi Hardware

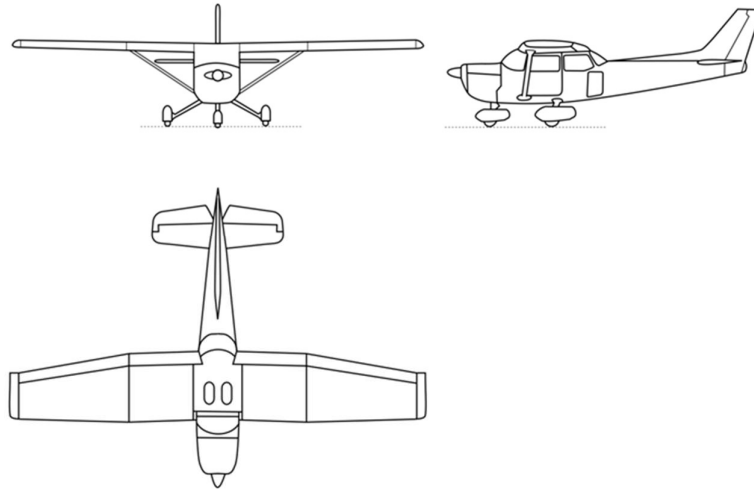
Rancangan fisik dari sistem simulator indikator gerak pitch dan roll pesawat terbang dengan kontrol PID berbasis mikrokontroler, di tunjukkan pada gambar 2, menggunakan sensor IMU (Inertial Measurement Unit) MPU-6050, yang dikendalikan oleh Arduino Uno, dengan seluruh komponen terpasang pada tempat wahana berukuran 50 cm x 50 cm dan sensor MPU-6050 ditempatkan tepat di titik pusat gravitasi pesawat terbang. Pemasangan Arduino dan sensor MPU-6050 dilengkapi spacer serta peredam getaran berupa busa atau karet untuk mengurangi efek getaran dari motor servo saat melakukan penyesuaian posisi pesawat. Skema rangkaian sistem melibatkan Arduino Uno, MPU-6050, motor servo, dan saklar pengendali PID, di mana empat servo digunakan — dua untuk menggerakkan penyangga dan dua lainnya untuk menggerakkan sayap pesawat.



Gambar 2. Konstruksi Hardware

2.2. Perancangan Pesawat Fixed Wing

Pada tahap perancangan wahana udara Fixed Wing, hal utama yang perlu diperhatikan adalah tujuan pembuatan wahana tersebut. Dalam penelitian ini, wahana dirancang sebagai media uji simulasi gerakan pitch dan roll, sehingga diperlukan desain dengan kestabilan gerak yang optimal. Wahana ini juga dilengkapi sensor MPU-6050 untuk deteksi gerakan dan baterai sebagai sumber daya. Oleh karena itu, aspek penting yang menjadi fokus perancangan meliputi kapasitas beban (payload) serta koefisien titik pusat gravitasi (center of gravity). Setelah proses pemodelan dilakukan, akan diperoleh parameter seperti momen inersia, karakteristik aerodinamika, perkiraan massa, dan dimensi wahana. Desain wahana udara Fixed Wing dapat dilihat pada Gambar 3.



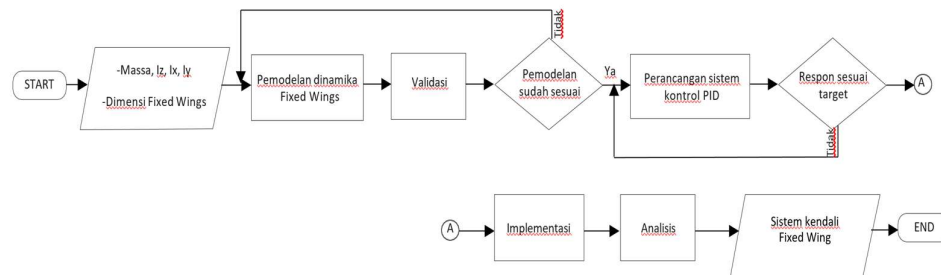
Gambar 3. Model Pesawat Fixed wing

2.3. Perancangan Sistem Kendali

Pesawat Fixed Wing merupakan platform aerodinamis yang mampu bergerak di ruang udara dengan beberapa derajat kebebasan yang perlu dikendalikan secara presisi. Untuk mencapai kinerja penerbangan yang optimal dan aman, diperlukan sistem kendali yang terstruktur guna meminimalkan gangguan baik dari faktor eksternal seperti angin, turbulensi, maupun faktor internal seperti fluktuasi mekanis dan performa aktuator. Proses perancangannya diawali dengan penentuan spesifikasi kinerja, mencakup stabilitas, respons transien, serta ketahanan terhadap gangguan, kemudian dilanjutkan dengan pemodelan dinamika pesawat untuk memperoleh parameter penting seperti momen inersia, karakteristik aerodinamika, dan estimasi berat.

Tahap berikutnya adalah perancangan dan pengujian sistem kendali PID (Proportional-Integral-Derivative) menggunakan hasil pemodelan sebagai dasar. Nilai konstanta K_p , K_i , dan K_d divariasikan melalui simulasi untuk mengevaluasi respons pesawat terhadap perubahan pitch, roll, dan yaw, sehingga parameter dapat disesuaikan hingga memenuhi kriteria performa yang diinginkan. Seluruh proses ini divisualisasikan melalui diagram alir perancangan sistem kendali, dapat dilihat pada gambar 4, yang menggambarkan tahapan analisis kebutuhan, pemodelan, perancangan, hingga validasi performa, guna mempermudah pengembangan dan implementasi sistem kendali pada wahana Fixed Wing.

Perancangan simulator indikator gerak pitch dan roll pesawat terbang dengan kontrol PID berbasis mikrokontroller



Gambar 4. Flow Chart Sitem Kendali

Tahapan-tahapan rancangan dapat di jabarkan sebagai berikut :

1. Penetapan Variabel Masukan
Tahap awal melibatkan identifikasi variabel utama seperti massa, momen inersia, dan turunan kestabilan yang memengaruhi dinamika pesawat. Nilai massa dan inersia dihitung berdasarkan konfigurasi geometris serta karakteristik material struktur pesawat, sedangkan turunan kestabilan diperoleh melalui analisis bentuk aerodinamis dan koefisien gaya yang relevan.
2. Pemodelan Pergerakan Dinamis
Pemodelan dilakukan dengan menggunakan persamaan gerak translasi dan rotasi yang telah mempertimbangkan pengaruh gaya gravitasi terhadap sistem. Persamaan tersebut disimulasikan dengan memasukkan variabel masukan berupa berat pesawat dan turunan kestabilan, sehingga menghasilkan representasi perilaku dinamis yang menggambarkan respon pesawat terhadap perubahan kondisi penerbangan.
3. Penyusunan Sistem Kendali
Tahapan ini meliputi perancangan sistem kendali berdasarkan hasil pemodelan dan parameter rancangan yang telah ditetapkan. Proses ini mencakup pemilihan konfigurasi kontrol yang sesuai untuk mencapai kestabilan dan respons optimal, dengan acuan pada spesifikasi teknis yang tercantum dalam Tabel 1.

Tabel 1. Spesifikasi Rancangan Sistem Kendali PID

Rise Time	< 1 sec
Settling Time	< 5 sec
Steady State Error	0
Overshoot	< 10%

2.4. Perancangan Perangkat Lunak

Pada flow chart Gambar 3, saat simulator diaktifkan, sensor gerak MPU-6050 menggunakan input 5V untuk mengaktifkan sistem. Tegangan 5V ini diperoleh melalui pin VCC Arduino yang terhubung dengan pin VCC MPU-6050, sedangkan pin GND Arduino dihubungkan ke GND MPU-6050. Setelah sensor aktif, Arduino Uno akan mengirimkan perintah kerja ke MPU-6050 agar dapat beroperasi dalam mendeteksi sudut pitch dan roll. Karena MPU-6050 berkomunikasi menggunakan protokol I2C (Two Wire Interface), maka pada Arduino, pin A4 berfungsi sebagai SDA (Serial Data) yang dihubungkan ke pin SDA MPU-6050, dan pin A5 sebagai SCL (Serial Clock) yang dihubungkan ke SCL MPU-6050. Sensor ini ditempatkan di dalam miniatur pesawat agar dapat mendeteksi perubahan sudut saat sistem kemudi digerakkan.

Ketika posisi pesawat berubah akibat pergerakan motor servo melalui kemudi, terjadi perubahan akselerasi yang dideteksi oleh MEMS accelerometer, serta perubahan kecepatan sudut yang dideteksi oleh MEMS gyroscope. Kedua

perubahan ini menentukan sudut pitch dan roll pada miniatur pesawat. Setiap hasil perubahan akselerasi dan kecepatan sudut akan dikonversi menjadi sinyal digital melalui analog to digital converter (ADC) yang terdapat pada MPU-6050. Sinyal digital tersebut kemudian disinkronkan oleh SCL (clock signal) dengan kecepatan 400 kHz agar sesuai dengan data yang akan dikirim ke Arduino.

Selama proses sinkronisasi sinyal clock dengan sinyal digital, terjadi sinyal interupsi pada Arduino Uno yang menyebabkan perintah kerja ke MPU-6050 dihentikan sementara. Sinyal interupsi ini diaktifkan melalui pin D2 Arduino Uno yang terhubung dengan pin INT MPU-6050. Setelah proses sinkronisasi selesai, sinyal digital yang berisi data hasil perubahan akselerasi dan kecepatan sudut akan dikirimkan kembali ke Arduino Uno dengan frekuensi 400 kHz menggunakan jalur SDA (Serial Data). Arduino Uno kemudian meneruskan data tersebut ke perangkat Processing 3.3.6 melalui koneksi USB, untuk diubah menjadi data visual berupa indikator gerak pitch dan roll pada tampilan antarmuka simulator.

Ketika switch automatic correction yang di kontrol melalui PID di aktifkan MPU 6050 akan mendeteksi adanya perubahan posisi yang menyimpang dari setpoint seharusnya, maka MPU-6050 akan mengirimkan informasi tersebut ke Arduino uno, agar memberikan perintah servo untuk mengoreksi posisi pesawat hingga kembali ke titik setpointnya.

III. HASIL PEMBAHASAN :

3.1. Hasil Pembuatan Pesawat Terbang

Struktur pesawat *fixed wing* dibuat dari material polyfoam berukuran 40×60 mm dengan ketebalan 3 mm, yang dibentuk sesuai desain menggunakan cutter dan lem G sebagai perekat. Untuk memperindah tampilan pesawat, bagian *fuselage*, ekor horizontal, dan ekor vertikal dilapisi *covering film* yang ditempel setelah dipanaskan. Hasil pelapisan covering film pada komponen fuselage dapat diamati pada Gambar 5. Setelah seluruh komponen selesai dibuat, dilakukan perakitan hingga menjadi satu struktur pesawat *fixed wing*.



Gambar 4. Pesawat *Fixed Wing*

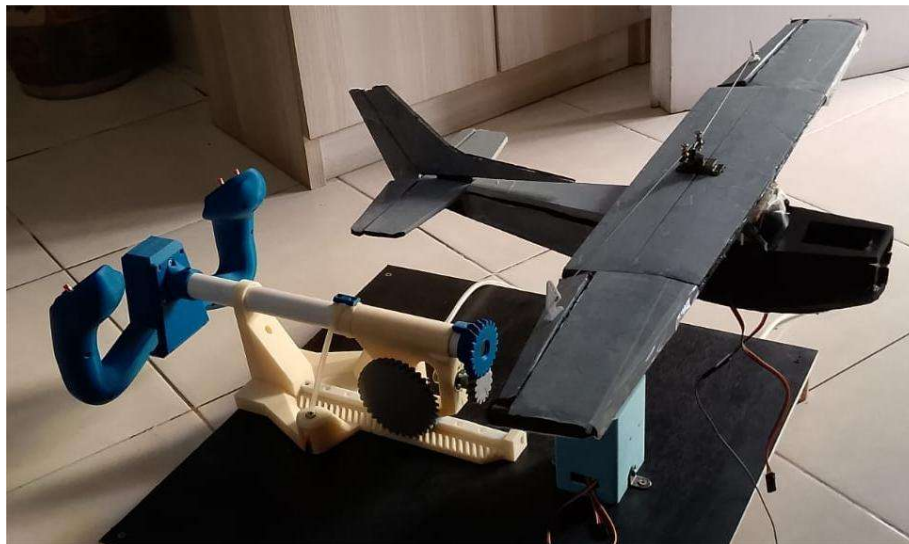
3.2. Hasil Pembuatan Sistem Kemudi

Pembuatan sistem kemudi pesawat dilakukan menggunakan teknologi 3D printing dengan material PLA (Polylactic Acid) karena sifatnya kuat, ringan, dan mudah dibentuk dengan detail tinggi. Tahap awal dimulai dari pembuatan desain digital yoke menggunakan perangkat lunak CAD, dengan ukuran yang disesuaikan secara

ergonomis terhadap tangan pengguna dan ruang gerak mekanisme pitch serta roll. Desain ini juga disesuaikan dengan pan atau pegangan utama agar proses perakitan berjalan presisi.

Setelah desain selesai, model 3D diekspor dalam format .STL dan diproses menggunakan perangkat lunak slicer untuk mengatur parameter pencetakan seperti ketebalan lapisan, kepadatan pengisian (infill 50–70%), kecepatan cetak, dan orientasi model. Proses pencetakan dilakukan dengan printer 3D tipe FDM (Fused Deposition Modeling), menggunakan filamen PLA yang dipanaskan pada suhu 200–210°C dengan bed printer bersuhu 50–60°C guna menjaga adhesi lapisan awal. Pencetakan berlangsung bertahap hingga seluruh bentuk yoke terbentuk.

Setelah pencetakan selesai, dilakukan post-processing berupa penghalusan permukaan menggunakan amplas halus, serta pelapisan clear coat atau cat pelindung untuk memperbaiki tampilan dan ketahanan. Tahap akhir adalah perakitan yoke dengan pan menggunakan perekat atau baut, lalu diintegrasikan dengan struktur pesawat yang telah dirancang, desain . Dengan metode ini dihasilkan yoke yang presisi, kuat, dan ringan, sehingga dapat berfungsi optimal sebagai bagian sistem kontrol simulator.

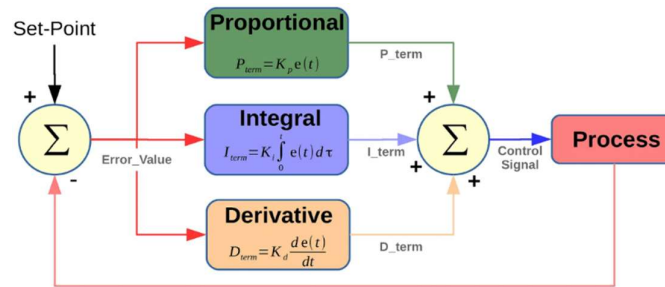


Gambar 4. Integrasi Komponen Simulator

3.3. Hasil Perancangan Sistem Kontrol PID

Ilustrasi pada gambar 5 menunjukkan cara kerja pengendali PID pada pesawat tanpa awak dalam memproses sinyal dari sensor gyroscope untuk menjaga kestabilan penerbangan. Data dari gyroscope harus seimbang dengan nilai potensiometer pada sistem pengendali. Jika wahana berada pada posisi datar dan operator tidak menghendaki gerakan, maka keluaran gyroscope bernilai 0, sama dengan sinyal

masuk dari receiver. Agar stabil, setpoint gyroscope dan potensiometer harus bernilai 0.



Gambar 5. Elemen Kontrol PID

Pada fase inisialisasi, pengguna memasukkan konstanta K_p , K_i , dan K_d ke dalam perangkat lunak, sebagaimana ditunjukkan pada Ilustrasi 4.3. Nilai awal ditentukan melalui pengujian pada tiap sumbu giroskop, misalnya $K_p = 2$, $K_i = 1$, dan $K_d = 4$, lalu disesuaikan secara bertahap hingga sistem mencapai kestabilan optimal.

Hasil perhitungan dari setiap pengendali PID, seperti kestabilan roll dan pitch, dikirim kembali ke program utama. Nilai tersebut digunakan untuk menghasilkan sinyal masukan ke servo motor, sehingga sistem kemudi dapat melakukan penyesuaian otomatis dan menjaga keseimbangan wahana selama penerbangan.

3.4. Uji Fungsi

Setelah pemasangan selesai, peneliti melakukan uji fungsi untuk memastikan alat bekerja sesuai rancangan. Pengujian dilakukan dengan mengaktifkan power supply, menjalankan program Processing 3.3.6 melalui toolbar “play”, lalu menggerakkan kemudi pesawat pada posisi pitch dan roll untuk mode manual. Untuk mengaktifkan automatic control (PID), switch digeser ke posisi otomatis. Hasil pengujian ditunjukkan sebagai berikut :

3.4.1. Uji Fungsi pada Gerak Pitch up dan roll

Peneliti menguji ketika Pesawat *fixed wing* bergerak *pitch up* dan *right roll* serta gerak *pitch up* dan *left roll* maka processing 3.3.6 akan memberikan indikasi gerak *pitch up* dan *right roll* (dapat dilihat pada gambar 6) dan indikasi gerak *pitch up* dan *left roll* (dapat dilihat pada gambar 7).



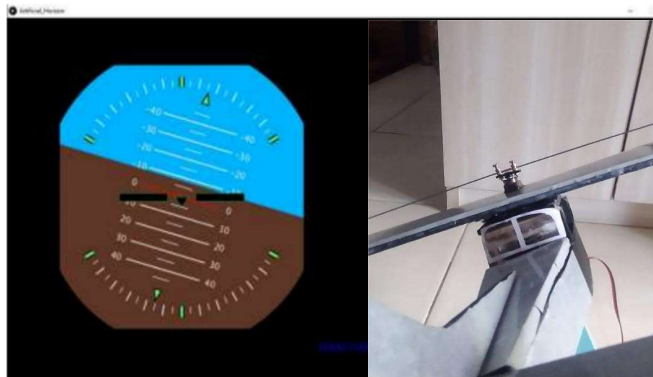
Gambar 6. Tampilan gerak pitch up dan right roll



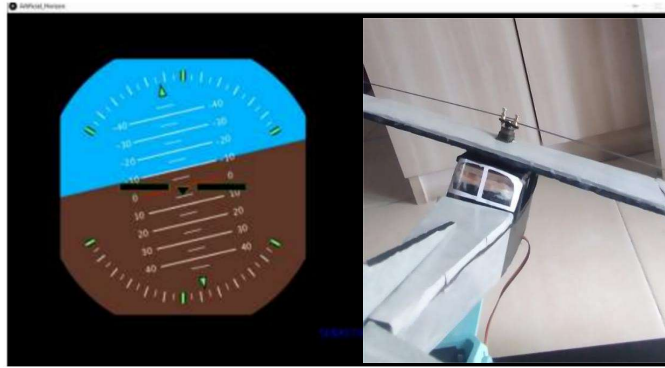
Gambar 7. Tampilan gerak pitch up dan left roll

3.4.2. Uji fungsi pada gerak pitch down dan roll

Peneliti menguji ketika Pesawat fixed wing bergerak pitch down dan right roll serta gerak pitch down dan left roll maka processing 3.3.6 akan memberikan indikasi gerak pitch down dan right roll (dapat dilihat pada gambar 8) dan indikasi gerak pitch down dan left roll (dapat dilihat pada gambar 9).



Gambar 8. Tampilan gerak pitch down dan left roll



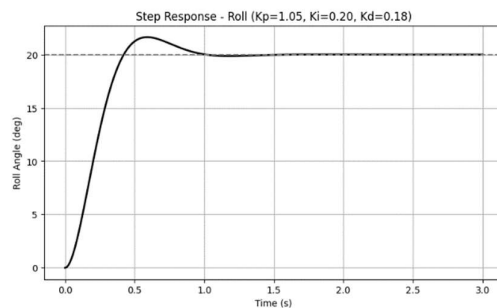
Gambar 9. Tampilan gerak pitch down dan right roll

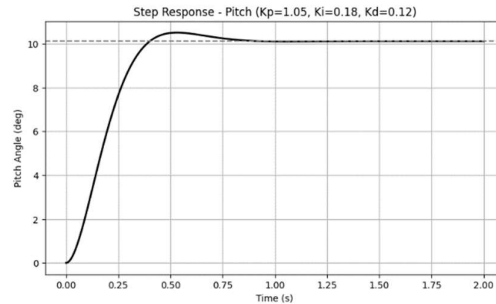
3.4.3. Uji Fungsi kontrol PID (mode otomatis)

Rancangan sistem kendali PID pada dinamika lateral diuji menggunakan sinyal tangga (step input) dengan nilai akhir 1. Parameter K_p , K_i , dan K_d diperoleh melalui proses tuning berdasarkan hasil pengujian, sedangkan kurva respon pengendali ditampilkan pada gambar 10.

Pada gambar 10 (a), dengan parameter $K_p = 1,05$, $K_i = 0,18$, dan $K_d = 0,12$, respon sudut pitch akibad defleksi elevator 2° menghasilkan rise time 0,186 s, settling time 0,87 s, dan overshoot 3,9%. Hasil ini menunjukkan sistem mampu menstabilkan gerakan pitch dengan cepat dan menjaga kestabilan longitudinal.

Sedangkan pada gambar 10 (b), untuk gerakan lateral dengan parameter $K_p = 0,50$, $K_i = 0,12$, dan $K_d = 0,06$, diperoleh rise time 0,21 s, settling time 0,92 s, dan overshoot 7,2%. Sistem kontrol berhasil menjaga sudut roll tetap stabil dan mengurangi fluktuasi akibad gangguan, menunjukkan bahwa penyetelan PID yang tepat efektif meningkatkan kestabilan dan respons pesawat pada kedua sumbu gerak utama.





(a)

(b)

Gambar 10. Keluaran Respon PID

IV. KESIMPULAN

Penelitian ini berhasil merancang dan mengimplementasikan prototipe Perancangan simulator indikator gerak pitch dan roll pesawat terbang dengan kontrol PID berbasis mikrokontroler dengan Pesawat fixed wing memiliki rentang sayap 50 cm, panjang badan 30 cm, dan massa 100 gram. Penerapan kendali PID menunjukkan hasil yang stabil. Pada gerakan pitch, diperoleh rise time 0,186 s, settling time 0,87 s, dan overshoot 3,9%, menandakan respons cepat dan kestabilan longitudinal yang baik. Sementara pada gerakan roll, rise time 0,21 s, settling time 0,92 s, dan overshoot 7,2%, menunjukkan respon lateral yang cepat meski stabilisasi membutuhkan waktu sedikit lebih lama. Perlu pengembangan agar simulator mampu mendeteksi gerakan yaw, serta dilakukan analisis aerodinamika dengan wind tunnel untuk memperoleh data koefisien dan fenomena aerodinamika yang lebih akurat.

DAFTAR REFERENSI :

1. Bachtiar, Adam Mukharil, 2017 : Pemrograman C dan C++, Penerbit Informatika, Bandung.
2. Fraden, Jacob, 2010 : Handbook of Modern Sensor : Physics, Design and Application, Springer, Berlin.
3. Illman, Paul, 1990 : The Pilot handbook of Aeronautical Knowledge, Federal Aviation Administration, Washington, D.C.
4. Kadir, Abdul, 2017 : Pemrograman Arduino dan Processing, Elex Media Komputindo, Jakarta Pusat.
5. Frenzel, Louis, 2015 : Handbook of Serial Communication Interfaces, Newness, United Kingdom.

6. Pallet, E.H.J, 1992 : Aircraft Instrument and Integrated System, pearson prentice hall, New Jersey.
7. Santoso, Hari, 2015 : Panduan Praktis Arduino Untuk Pemula, Elang Sakti, Malang.
8. Scarborough, James, 1958 : The Gyroscope Theory and Application, The Gyroscope Interscience Publishers Inc, New York.xiii
9. Shkel, Andrei, 2010 : MEMS Vibratory Gyroscopes Structural Approaches, Springer, Jerman
10. Taylor, Richard, 1995 : Instrument Flying edisi ketiga, McGraw Hill Education, New York.
11. Robert C. Nelson. 1989. Flight Stability and Automatic Control. Netro Dame: Mc Graw Hill
12. Donald Mclean. 1990. Automatic Flight Control Sistem. New York: Prentice Hall International
13. <https://en.m.wikipedia.org/wiki/Arduino>
14. <https://www.invensense.com/motion-tracking/3-axis/mpu-6050/>
15. <https://processing.org/reference/environment/>