

Implementasi dan Uji Kinerja Kontrol PID untuk kestabilan Pesawat Tanpa Awak *Tail-sitter* pada Keadaan Mengambang

Taufiq Nuzwir Nizar^{1*}, Didit Andri Jatmiko², Rodi Hartono³, Agung Ibnu Ghani Pratama⁴

^{1, 4)} Program Studi Sistem Komputer

²⁾ Program Studi Teknik Informatika

³⁾ Program Studi Teknik Elektro,

^{1, 2, 3, 4)} Fakultas Teknik dan Ilmu Komputer, Universitas Komputer Indonesia

Jl. Dipati Ukur No. 112 - 116, Bandung, Indonesia 40132

*email: taufiq.nuzwir@email.unikom.ac.id

ABSTRAK – Pesawat *tail-sitter* adalah pesawat tanpa awak yang dapat lepas landas secara *vertical*, pesawat ini merupakan penggabungan antara pesawat *fix wing* dengan *rotary wing* yang bertujuan agar memerlukan sumber daya yang kecil pada saat terbang dan area yang kecil pada saat lepas landas dan mendarat. salah satu faktor keberhasilan terbang pesawat tanpa awak *tail-sitter* adalah kestabilan pada saat lepas landas hingga mengambang sebelum transisi untuk terbang secara *horizontal*. salah satu masalah yang dapat mengganggu kestabilan pada pesawat tanpa awak *tail-sitter* adalah adanya ketidakseimbangan pada aktuator seperti putaran motor dan pergerakan *servo stabilizer*. Untuk mengatasi masalah tersebut pada Penelitian ini akan membuat sistem pengendalian agar pesawat tanpa awak *tail-sitter*, tujuannya agar dihasilkan sistem kendali pesawat tanpa awak yang stabil pada keadaan mengambang saat melakukan lepas landas dan mendarat. Metode pengendalian yang telah digunakan adalah kontrol *Proportional Integral Derivative (PID)*. Sensor yang digunakan adalah akselerometer dan giroskop yang dapat membaca pergerakan dan perubahan sudut pada pesawat tanpa awak *tail-sitter*. Dari hasil pengujian dan analisa pemberian parameter $K_p : 2,5$, $K_i : 0,250$, dan $K_d : 23$ untuk kendali *pitch* dan *Roll* memberikan hasil yang baik, yaitu pesawat tanpa awak *tail-sitter* dapat terbang dan mempertahankan kestabilan nya pada saat mengambang.

Kata Kunci – *tail-sitter*; kendali; *PID*; mengambang/*hovering*; *IMU*

Implementation and Performance Testing of PID Control for Stability Unmanned Aerial Vehicle *Tail-sitter* in Hovering Condition

ABSTRACT – The *tail-sitter* is an unmanned aerial vehicle (UAV) that can fly vertically. This UAV is a combination of a fixed wing with a rotary wing which aims to require a small resource during flight and a small area during takeoff and landing. One of the success factors of flying an unmanned aerial vehicle *tail-sitter* is stability during takeoff to hovering before the transition to flying horizontally. One of the problems that can interference with the stability of the *tail-sitter* UAV is the imbalance of actuators such as motor rotation and *servo stabilizer* movement. To resolve this problem, an operating technique is required on the actuator to keep the unmanned aerial vehicle *tail-sitter* stable. The control method used is *Proportional Integral Derivative (PID)* control. The sensor used are accelerometer and gyroscope sensors that can read the movements and angles of unmanned aerial vehicle *tail-sitter*. From the test results and analysis of the parameters $K_p: 2.5$, $K_i: 0.250$, and $K_d: 23$ for *Pitch* and *Roll* control yields good results, there the *tail-sitter* UAV can fly and maintain its stability during the hovering phase.

Keywords – *tail-sitter*; cControl; *PID*; hovering; *IMU*

1. PENDAHULUAN

Pesawat tanpa awak secara garis besar terbagi menjadi 2 jenis yaitu *fixed wing* dan *rotary wing*. Pada pesawat *fixed wing* memiliki keunggulan sumber daya yang kecil pada saat terbang akan tetapi memerlukan area lepas landas dan mendarat yang

luas, sedangkan pada jenis *rotary wing* memerlukan area yang kecil pada saat lepas landas dan mendarat akan tetapi memerlukan sumber daya yang besar pada saat terbang [1]. Salah satu tantangan dalam pengembangan pesawat tanpa awak adalah bagaimana mengembangkan pesawat yang memerlukan sumber daya yang kecil dan dapat lepas

landas dan mendarat di area yang kecil [2]. Salah satu solusinya adalah pesawat *tail-sitter* yang merupakan penggabungan antara pesawat tanpa awak berjenis *rotary wing* dan *fixed wing* [3 - 5]. Penggabungan dua jenis pesawat tanpa awak ini bertujuan untuk menciptakan sebuah pesawat tanpa awak yang lebih andal, salah satu contoh keunggulan dari *tail-sitter* ini yaitu bisa melakukan lepas landas dan mendarat di area yang terbatas [6],[7]. System ini melakukan lepas landas secara vertikal lalu fase mengambang seperti pesawat tanpa awak *rotary wing* hingga kemudian terbang secara horizontal layaknya *fixed wing*, lalu mendarat secara vertikal kembali seperti diilustrasikan pada gambar 1.

Proses lepas landas hingga mendarat ini membutuhkan kestabilan yang baik, terutama pada saat fase lepas landas hingga mengambang di ketinggian tertentu, karena hal ini merupakan salah satu faktor keberhasilan dari proses lepas landas sebelum terbang secara horizontal dan juga sebaliknya untuk proses mendarat. Salah satu masalah pada kestabilan yang sering terjadi pada pesawat tanpa awak yaitu efek rotasi yang berasal dari putaran baling-baling dan perbedaan gaya dorong pada motor dan gangguan luar seperti angin yang dapat mengganggu sikap pada pesawat tanpa awak.

Efek rotasi dan gangguan luar ini harus diminimalkan oleh suatu sistem kendali, teknik kendali yang akan digunakan adalah kontrol PID

(*Proportional Integral Derivative*) [8],[9]. Prinsip kerja kontrol PID adalah menggunakan *error* yang didapat sebagai aksi yang digunakan untuk memperbaiki *error* yang terbaca [10],[11].

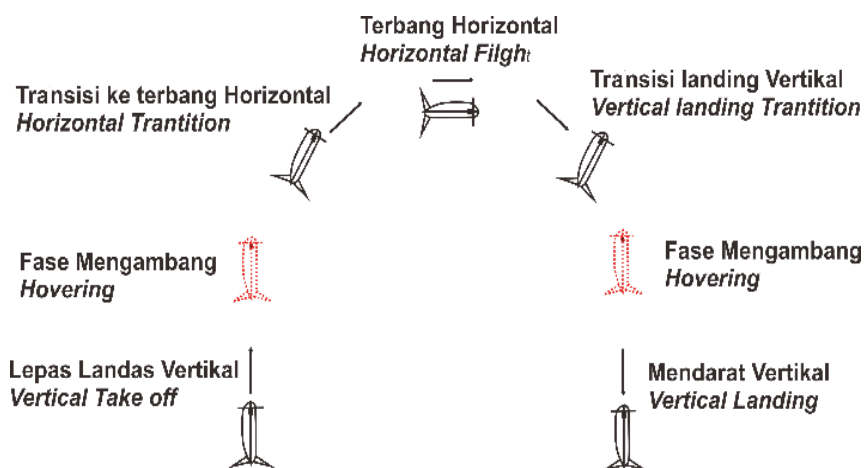
Berdasarkan uraian masalah di atas maka tujuan dari penelitian ini adalah untuk merancang suatu sistem kendali yang andal yang dapat mengontrol dan mengatasi masalah kestabilan pada sebuah pesawat tanpa awak *tail-sitter*, metode yang digunakan untuk mengendalikan sistem ini menggunakan metode PID.

2. METODE DAN BAHAN

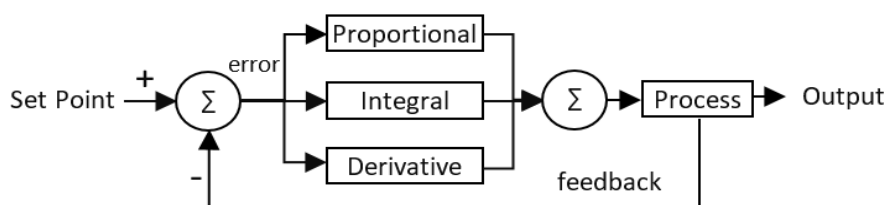
2.1. Kendali PID

Kontrol PID merupakan salah satu jenis kontrol yang telah umum digunakan pada dunia industri. Pengontrol PID akan memberikan aksi berdasarkan *error* yang telah diperoleh[12]. *Error* adalah perbedaan dari *set point* yang telah ditentukan. Penjelasan mengenai komponen PID dapat dilihat pada gambar 2.

Kontrol PID terdapat tiga komponen utama yaitu kontrol P (*Proportional*), kontrol I (*Integral*), dan kontrol D (*Derivative*) [12]. Komponen-komponen tersebut bertujuan untuk mempercepat reaksi sebuah sistem, menghilangkan *offset* dan menghasilkan perubahan awal yang besar. Keluaran dari kontroler PID adalah hasil penjumlahan dari ketiga komponen tersebut. Karakteristik kontroler PID ini dipengaruhi



Gambar 1. Proses terbang pesawat tail-sitter



Gambar 1. Diagram blok PID dengan Closed loop [12]

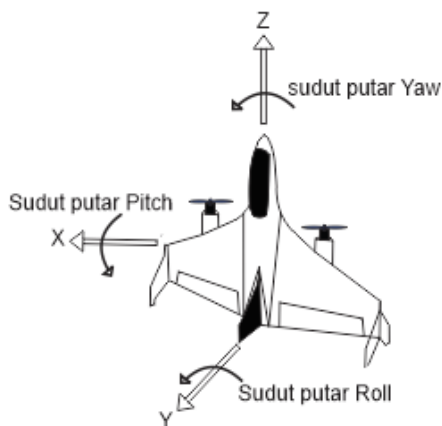
oleh ketiga komponen P, I, dan D, penyetelan nilai setiap konstanta K_p , K_i , dan K_d akan mengakibatkan penonjolan sifat dari masing-masing komponen. Karakteristik dari kontroler PID dan hubungan sinyal *error* dan sinyal kontrol dapat dinyatakan pada persamaan 1 [13].

$$u(t) = K_p \left[e(t) + \frac{1}{I} \int e(t) dt + D \frac{d}{dt} e(t) \right] \quad (1)$$

Pada perancangan sistem kontrol PID, biasanya dilakukan dengan metode *trial & error*. Hal ini disebabkan karena parameter K_p , K_i dan K_d tidak *independent*, untuk mendapatkan aksi kontrol yang baik diperlukan langkah *trial & error* dengan kombinasi antara P, I dan D sampai ditemukan nilai K_p , K_i dan K_d seperti yang diharapkan [14].

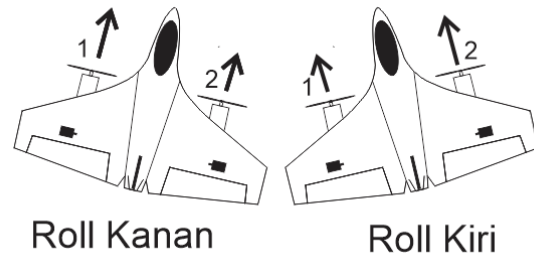
2.2. Pergerakan dasar dari pesawat tanpa awak *Tail-sitter*

Pergerakan dasar pesawat *tail-sitter* ini mengacu pada pergerakan sumbu 3 derajat yang dikenal dengan pergerakan sikap *roll*, *pitch*, dan *yaw* [15],[16]. Gambar 3 merupakan ilustrasi dari pergerakan dasar pesawat tanpa awak *tail-sitter*.

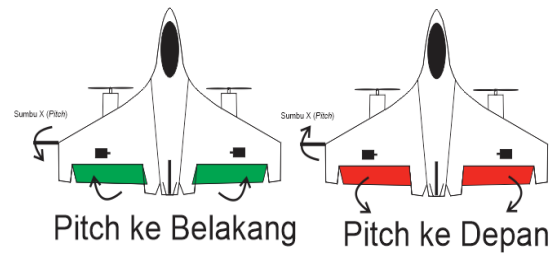


Gambar 3. Sumbu pergerakan *tail-sitter*

Gambar 4 merupakan ilustrasi pergerakan sikap *roll* pada pesawat, pergerakan dari sikap *roll* ini disebabkan oleh perbedaan salah satu kecepatan motor. *Roll* kanan terjadi akibat putaran motor nomor 1 lebih cepat dari putaran motor 2. Begitu pula sebaliknya untuk *roll* kiri. Pergerakan lainnya adalah sikap *pitch* yaitu pada sumbu x terjadi akibat gerakan searah dari *fin Stabilizer/ elevon*. Ilustrasi gerakan *pitch* ditunjukkan pada gambar 5. Berdasarkan Gambar 5, *pitch* ke belakang terjadi akibat *fin Stabilizer/ elevon* bergerak ke depan, dan untuk *pitch* ke depan ini terjadi akibat *fin Stabilizer/ elevon* bergerak ke belakang.

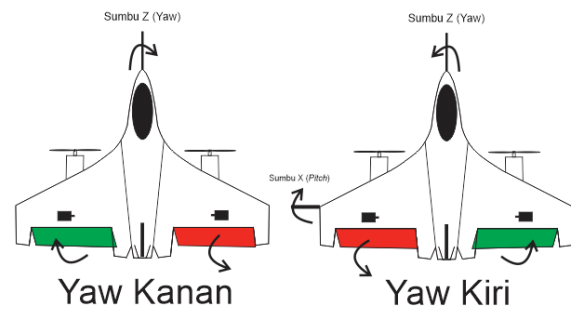


Gambar 4. Pergerakan *Roll Kanan* dan *Kiri*



Gambar 5. Pergerakan *pitch Belakang* dan *Depan*

Pergerakan dari sikap *yaw* pada sumbu z terjadi akibat gerak berlawanan dari *fin Stabilizer/ elevon*, *yaw* kanan terjadi akibat *fin Stabilizer/ elevon* kanan bergerak ke belakang dan *fin Stabilizer/ elevon* kiri bergerak ke depan, begitu pula sebaliknya untuk *yaw* kiri. Ilustrasi sikap *yaw* dapat dilihat pada gambar 6.

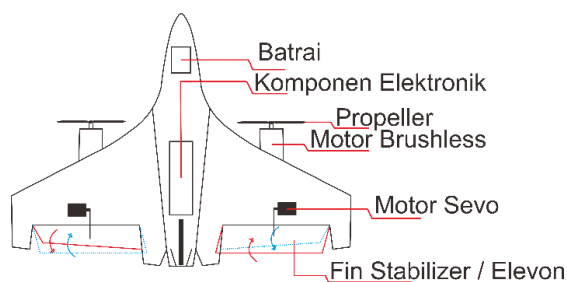


Gambar 6. Pergerakan *yaw kanan* dan *yaw kiri*

2.3. Perancangan Desain dan Mekanik

Perancangan desain dilakukan untuk menggambarkan penempatan komponen dan mekanik yang akan digunakan. Berikut rancangan desain akan ditunjukkan pada gambar 7. Bentuk pesawat memiliki sayap yang lebar berfungsi agar pesawat dapat lebih stabil pada saat terbang. Penggerak menggunakan 2 buah motor *brushless* yang di pasang di masing-masing sayap, fungsi penggerak ini memiliki 2 fungsi yaitu sebagai penggerak pada saat terbang dan sebagai *rotary wing* pada saat lepas landas dan mendarat. Untuk mengendalikan pesawat pada saat terbang dan

lepas landas atau mendarat menggunakan *fin stabilizer* pada bagian belakang masing-masing sayap yang digerakkan menggunakan motor servo.



Gambar 7. Rancangan desain penempatan komponen dan mekanik

2.4. Perancangan Sistem Kendali

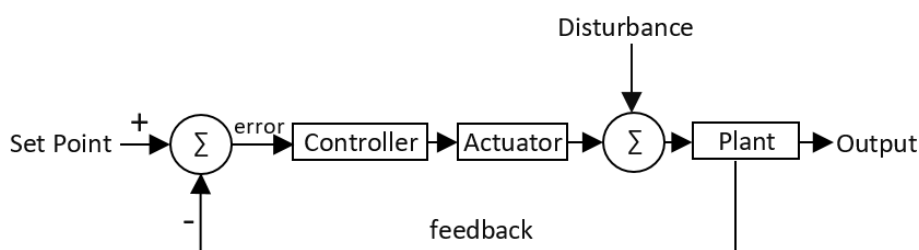
Pada proses kendali, besarnya gaya dorong oleh putaran motor dan pergerakan *fin Stabilizer/elevon* diperlukan untuk menghasilkan sikap pergerakan dari pesawat tanpa awak *tail-sitter*, sikap pergerakan ini menjadi nilai besaran (*variabel, parameter*) yang harus mendekati nilai yang diinginkan, maka dari itu pada penelitian ini jenis sistem kendali yang digunakan adalah jenis *closed loop*[8] karena adanya umpan balik yang dapat mempengaruhi proses kendali. Desain diagram blok sistem kendali *closed loop* ditampilkan pada gambar 8.

Pada gambar 8 *set point* merupakan nilai derajat *roll, pitch, yaw* yang diinginkan, pada kasus ini *set point* yang diinginkan adalah bernilai 0 derajat. *Controller*, yang bertugas sebagai pemroses kendali yang mengatur aktuator untuk agar posisi pesawat

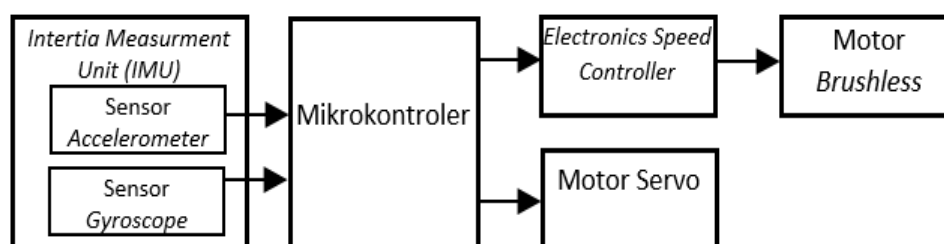
berada pada kondisi *set point*. Pesawat akan mengalami gangguan dari luar berupa angin, oleh karena itu keadaan posisi pesawat akan dijadikan *feedback* masukan dan akan dibandingkan dengan nilai *set point*.

2.5. Perancangan Perangkat Keras

Diagram blok sistem dari penelitian ini menggambarkan rancangan perangkat keras sistem yang dibuat. Diagram blok sistem dapat dilihat pada gambar 9. Sensor IMU (*Inertia Measurement Unit*) digunakan untuk mengukur perubahan sudut yang terjadi pada pesawat tanpa awak *tail-sitter*. Pada sistem yang dirancang, sensor akan memberikan hasil data pengukuran sensor *Accelerometer, Gyroscope* dalam 3 axis (*x,y,z*) yang kemudian diolah menjadi data perubahan sudut. Sensor IMU yang digunakan pada penelitian ini adalah sensor MPU6050. *Rc receiver* merupakan perangkat penerima sinyal dari *remote control*, pada sistem ini, perangkat penerima ini memiliki peran untuk mengubah sinyal *remote control* menjadi masukan PWM ke mikrokontroler. Mikrokontroler ini akan digunakan untuk menanamkan algoritma kontrol. Selain berisikan algoritma kendali. Mikrokontroler yang digunakan pada perancangan alat ini adalah mikrokontroler *arduino nano* dengan *chip Atmega328AU*. *ESC (Electronic Specs Controller)* merupakan *driver motor* untuk mengatur kecepatan motor *brushless*. Motor *Servo* mempunyai peranan sebagai penggerak *fin stabilizer*. Motor *Brushless DC* memiliki peran sebagai penghasil daya dorong untuk pesawat *tail-sitter*. Motor *brushless* menghasilkan daya dorong dari putaran baling-baling.



Gambar 8. Diagram blok sistem kendali



Gambar 9. Diagram blok perangkat keras

2.6. Perancangan Perangkat Lunak

Pada perancangan perangkat lunak ini akan dilakukan implementasi algoritma kendali yang telah dibuat ke dalam perangkat mikrokontroler. Secara garis besar pada sistem yang dibuat terdapat 2 bagian perangkat lunak yang paling penting dalam sistem ini yaitu komponen perangkat lunak untuk pembacaan dan pengolahan sikap atau kondisi pesawat *tail-sitter* yang berfungsi untuk menjaga posisi pesawat agar tetap pada posisi yang diharapkan.

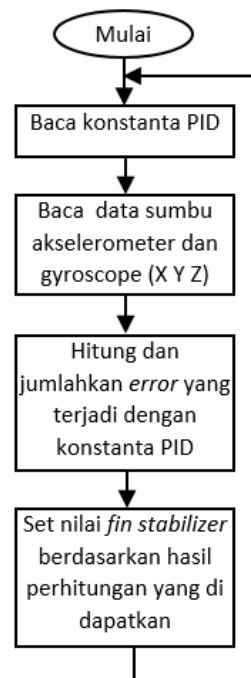
Gambar 10 menunjukkan algoritma pengolahan sikap pesawat pada saat keadaan terbang, langkah pertama melakukan inialisasi dan mengambil data sensor akselerometer dan *gyroscope*. Selanjutnya menentukan arah sudut ROLL, PITCH dan YAW berdasarkan percobaan agar kondisi pesawat sesuai dengan arah yang diharapkan. Selanjutnya data sensor dengan data pengaturan akan dikalkulasi dan dilakukan pengontrolan pada aktuator agar datanya mendekati atau sama.



Gambar 10. Diagram Alir Pembacaan dan Pengolahan Sikap *tail-sitter*

2.7. Diagram Alir kendali dengan PID

Pengontrolan yang cepat untuk mengkondisikan dari gangguan lingkungan perlu dilakukan agar pesawat dapat berada pada kondisi yang diharapkan dan selalu dalam keadaan stabil pada saat mengambang. Pengontrolan yang digunakan menggunakan kontrol PID. Berikut ini adalah penjelasan dari diagram alir proses kendali PID.



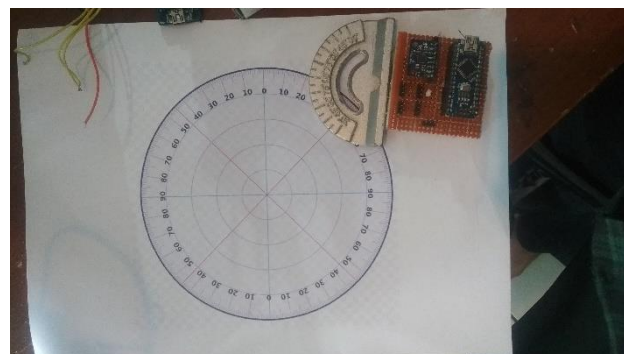
Gambar 11. Diagram alir kontrol PID

Gambar 11 menunjukkan algoritma pengontrolan pesawat menggunakan PID. Langkah awal menentukan konstanta PID. Nilai konstanta PID didapatkan dengan cara percobaan sampai didapatkan nilai yang terbaik. Selanjutnya dilakukan pembacaan sensor akselerometer dan giroskop kemudian nilai dari sensor di bandingkan dengan konstanta PID dan dilakukan kalkulasi *error*. Nilai hasil kalkulasi dijadikan keluaran untuk pengontrol posisi *fin stabilizer* yang bertujuan agar pesawat tidak berputar pada saat kondisi mengambang.

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1. Pengujian Sensor

Pengujian sensor adalah pengujian untuk mengetahui akurasi data sensor tersebut. Pengujian sensor dilakukan dengan membandingkan nilai hasil pengolahan sensor MPU6050 dengan alat ukur berupa busur derajat.



Gambar 11. Pengujian sensor MPU6050

Berikut data hasil pengujian untuk sumbu x atau sumbu *pitch*.

Tabel 1. Data hasil perbandingan pembacaan sensor sumbu *pitch* dengan alat ukur busur derajat

Pitch busur (derajat)	Sensor <i>pitch</i> (derajat)	Error sensor <i>pitch</i>
0	0	0
30	27	0.01
45	43	0.05
60	60	0.00
75	71	0.06
90	85	0.06
Rata-rata error		0.03

Pada tabel 1, hasil pembacaan sensor *pitch* memiliki rata-rata *error* sebesar 0,03. derajat. Hasil pengujian dengan membandingkan pembacaan sensor *pitch* terhadap nilai busur derajat, data yang didapat masih memiliki nilai *error*. Untuk menghitung nilai rata-rata *error* digunakan persamaan 2.

$$\text{error sensor pitch} = \left| \frac{\text{pitch busur derajat} - \text{sensor pitch}}{\text{Sensor pitch}} \right| \quad (2)$$

Berikut data hasil pengujian untuk sumbu y atau sumbu *roll*.

Tabel 2 Data hasil perbandingan pembacaan sensor *roll* dengan alat ukur busur derajat

Roll busur (derajat)	Sensor <i>roll</i> (derajat)	Error sensor <i>roll</i>
0	0	0
30	30	0
45	42	0.08
60	57	0.05
75	74	0.01
90	95	0.05
Rata-rata error		0.03

Pada tabel 2 hasil pembacaan sensor *roll* memiliki rata-rata *error* sebesar 0,03 derajat. Hasil pengujian dengan membandingkan pembacaan sensor *roll* terhadap nilai busur derajat, data yang didapat masih memiliki nilai *error*. Untuk menghitung nilai rata-rata *error* digunakan persamaan berikut.

$$\text{error sensor pitch} = \left| \frac{\text{pitch busur derajat} - \text{sensor pitch}}{\text{Sensor pitch}} \right| \quad (3)$$

3.2. Pengujian Kendali PID

Pengujian Kendali PID ini bertujuan untuk mengetahui seberapa baik sistem kendali PID dalam mempertahankan kestabilan pesawat tanpa awak *tail-sitter* pada saat lepas landas hingga mengambang. Sistem kendali akan diuji dengan parameter sebagai berikut: *Proportional* dengan nilai 2,0, *Integral* dengan nilai 0,290 dan *Derivative* dengan nilai 20.

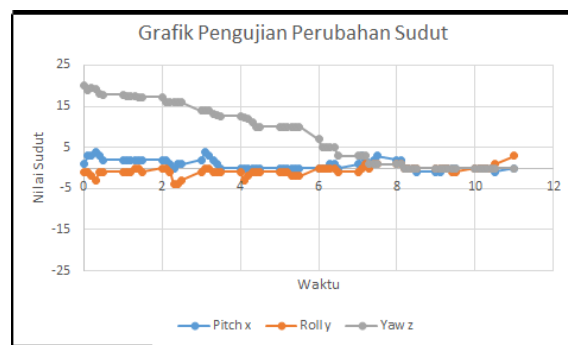


Gambar 12. Pengujian dilakukan di laboratorium Divisi Roket UNIKOM

Pengujian ini dilakukan dengan cara menerbangkan pesawat tanpa awak *tail-sitter* dengan tali sebagai pengaman lalu dibiarkan terbang mengambang atau *hovering* seperti pada gambar 12.

3.3. Hasil pembacaan pergerakan sudut Pesawat tanpa awak *tail-sitter*

Hasil pergerakan sudut pesawat tanpa awak *tail-sitter* di sajikan dalam bentuk grafik seperti terlihat pada gambar 13.



Gambar 13. Grafik hasil kendali PID terhadap perubahan sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw*

Berdasarkan pembacaan dan analisa grafik pengujian pada gambar 13, lama pengujian ini adalah selama 12 detik, dari detik pertama hingga akhir, nilai pengukuran *pitch* dan *roll* langsung dalam keadaan *error steady state* atau kesalahan tunak dan mengalami *overshoot* sebesar 5 derajat pada sumbu *Pitch*, dan untuk sumbu *Roll* mengalami *overshoot* sebesar -5 derajat. Untuk sumbu *Yaw* dari detik 0-6 mengalami *error* sebesar 20 derajat dalam kata lain pesawat *tail-sitter* berputar selama 6 detik dan dari detik 7- 12 nilai *error* atau putaran berangsur turun dan mengalami *error steady state* pada detik ke 8.

4. KESIMPULAN

Pada pengujian pembacaan sensor IMU MPU6050 pada tabel 3.1 dan tabel 3.2 rata-rata *error* pada pembacaan sumbu x (*pitch*) adalah sebesar 0,03 derajat dan rata-rata *error* pada pembacaan sumbu y (*roll*) adalah sebesar 0,03 derajat, maka dapat disimpulkan bahwa pengujian pembacaan sensor MPU6050 memiliki tingkat akurasi yang baik.

Pada pengujian terbang, kendali PID pada sumbu *pitch* dan Roll berdasarkan analisa grafik pengujian Gambar 3-16 waktu keadaan *error steady state* terjadi selama 12 detik dengan maksimum *overshoot* sebesar 5 derajat pada sumbu *pitch*, untuk sumbu Roll maksimum *overshoot* sebesar -5 derajat, dan untuk sumbu *Yaw* keadaan *error steady state* terjadi selama 5 detik. Berdasarkan hasil tersebut maka dapat disimpulkan bahwa pengujian terbang dengan parameter PID $K_p : 2,0$, $K_i : 0,290$, dan $K_d : 20$, pesawat tanpa awak *tail-sitter* dapat terbang dan mempertahankan kestabilan nya meskipun masih terjadi *steady state error*.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] H. S. Saroinsong, V. C. Poekoel, and P. D. Manembu, "Rancang Bangun Wahana Pesawat Tanpa Awak (Fixed Wing) Berbasis Ardupilot," *J. Tek. Elektro Dan Komput.*, vol. 7, no. 1, Art. no. 1, Mar. 2018, doi: 10.35793/jtek.7.1.2018.19195.
- [2] R. Ritz and R. D'Andrea, "A global controller for flying wing *tail-sitter* vehicles," in *2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, May 2017, pp. 2731-2738, doi: 10.1109/ICRA.2017.7989318.
- [3] L. Wu, H. Li, Y. Li, and C. Li, "Position Tracking Control of *Tail-sitter* VTOL UAV With Bounded Thrust-Vectoring Propulsion System," *IEEE Access*, vol. 7, pp. 137054-137064, 2019, doi: 10.1109/ACCESS.2019.2942526.
- [4] S. Verling, B. Weibel, M. Boosfeld, K. Alexis, M. Burri, and R. Siegwart, "Full Attitude Control of a VTOL *tail-sitter* UAV," in *2016 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, May 2016, pp. 3006-3012, doi: 10.1109/ICRA.2016.7487466.
- [5] R. Bapst, R. Ritz, L. Meier, and M. Pollefeys, "Design and implementation of an unmanned *tail-sitter*," in *2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, Sep. 2015, pp. 1885-1890, doi: 10.1109/IROS.2015.7353624.
- [6] A. Mulyana and A. Subhan, "Rancang Bangun Sistem Kendali Posisi, Keseimbangan dan Navigasi untuk Prototipe Nano Satelit," *Komputika J. Sist. Komput.*, vol. 1, no. 1, 2012.
- [7] J. Barth *et al.*, "Fixed-wing UAV with transitioning flight capabilities : Model-Based or Model-Free Control approach? A preliminary study," 2018, pp. 1157-1164, Accessed: Dec. 23, 2020. [Online]. Available: <http://doi.org/10.1109/ICUAS.2018.8453404>.
- [8] X. Lyu, H. Gu, J. Zhou, Z. Li, S. Shen, and F. Zhang, "Simulation and flight experiments of a quadrotor *tail-sitter* vertical take-off and landing unmanned aerial vehicle with wide flight envelope," *Int. J. Micro Air Veh.*, vol. 10, no. 4, pp. 303-317, Dec. 2018, doi: 10.1177/1756829318813633.
- [9] B. Li, W. Zhou, J. Sun, C.-Y. Wen, and C.-K. Chen, "Development of Model Predictive Controller for a *Tail-Sitter* VTOL UAV in Hover Flight," *Sensors*, vol. 18, no. 9, Aug. 2018, doi: 10.3390/s18092859.
- [10] G. E. Setyawan, E. Setiawan, and W. Kurniawan, "Sistem Kendali Ketinggian Quadcopter Menggunakan PID," *J. Teknol. Inf. Dan Ilmu Komput.*, vol. 2, no. 2, p. 125, Jul. 2015, doi: 10.25126/jtiik.201522144.
- [11] W. Alharbi and B. Gomm, "Genetic Algorithm Optimisation of PID Controllers for a Multivariable Process," *Int. J. Recent Contrib. Eng. Sci. IT IJES*, vol. 5, no. 1, Art. no. 1, Mar. 2017.
- [12] M. Zaky, D. Minggu, and G. Sulistiyanto, "Penerapan PID (Proportional Integral Derivative) Untuk Mengontrol Mode Manual Drone Hexacopter," *JASIEK J. Apl. Sains Inf. Elektron. Dan Komput.*, vol. 2, no. 1, Art. no. 1, Jun. 2020, doi: 10.26905/jasiek.v2i1.3944.
- [13] T. Sudewo, E. Iskandar, and K. Astrowulan, "Disain dan Implementasi Kontrol PID Model Reference Adaptive Control untuk Automatic Safe Landing pada Pesawat UAV Quadcopter," *J. Tek. ITS*, vol. 1, no. 1, Art. no. 1, Sep. 2012, doi: 10.12962/j23373539.v1i1.262.
- [14] A. Dharmawan and S. Pramudita, "Penerapan Sistem Kendali PID untuk KestabilanTwin-Tiltrotor dengan Metode DCM," *IJEIS Indones. J. Electron. Instrum. Syst.*, vol. 5, no. 2, Art. no. 2, Oct. 2015, doi: 10.22146/ijeis.7638.
- [15] N. Raj, R. Banavar, Abhishek, and M. Kothari, "Attitude Control of Novel *Tail Sitter*: Swiveling Biplane-Quadrotor," *J. Guid. Control Dyn.*, vol. 43, no. 3, pp. 599-607, Dec. 2019, doi: 10.2514/1.G004697.
- [16] Z. Ge and J. Hou, "Design of the control law of longitudinal attitude for *Tail-sitter* UAV," *J. Phys. Conf. Ser.*, vol. 1298, p. 012027, Aug. 2019, doi: 10.1088/1742-6596/1298/1/012027.