

# Pengendalian Sudut Orientasi *Pitch*, *Roll*, dan *Yaw* Pada Quadcopter Menggunakan Kendali PID Berbasis ATmega328P

Mustaghfirin Haris Prayogo,<sup>1</sup>, Dr. Ir. Bambang Siswojo, M.T.<sup>2</sup>, Dr. Ir. Erni Yudaningsy, M.T.<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Mahasiswa Teknik Elektro Univ. Brawijaya, <sup>2,3</sup>Dosen Teknik Elektro Univ. Brawijaya

Jurusan Teknik Elektro Fakultas Teknik Universitas Brawijaya

Jalan MT. Haryono 167, Malang 65145, Indonesia

E-mail: [haris.prayogo@gmail.com](mailto:haris.prayogo@gmail.com)

## ABSTRAK

Robot terbang adalah robot yang mampu terbang mengangkat beban diri sendiri. Robot terbang memiliki istilah lain yaitu *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV). Quadcopter merupakan salah satu jenis pesawat yang bisa diklasifikasikan sebagai UAV namun klasifikasi quadcopter masih di bawah UAV karena komponen pendukungnya tidak selengkap UAV sehingga pengendalian sudut orientasi quadcopter agar stabil tanpa bantuan pengendali tidak memungkinkan untuk tercapai. Penelitian ini menggunakan *sensor gyroscope* untuk pembacaan perubahan sudut orientasi quadcopter dan pengendali Proporsional Integral *Differential* (PID) untuk pengendalian sudut orientasi quadcopter agar dapat stabil. Stabil yang dimaksud adalah dapat mencapai *setpoint* 0°. Nilai parameter pengendali PID didapatkan dengan metode *trial and error*. *Trial and error* adalah metode menentukan parameter pengendali dengan cara perkiraan dan pengecekan sampai mendapatkan nilai parameter yang dapat mencapai *setpoint*. Setelah diberi nilai parameter pengendali PID yang tepat *output* sudut orientasi quadcopter dapat lebih cepat mencapai *setpoint*.

**Kata Kunci:** Quadcopter, Sensor *Gyroscope*, Sudut Orientasi, Proporsional Integral *Differential* (PID).

## ABSTRACT

*Flying robot is a robot that is able to fly itself to lift weights. Flying robots have another term that Unmanned Aerial Vehicle (UAV). Quadcopter is one type of aircraft that could be classified as a UAV but quadcopter classification still below UAV because supporting components are not complete as UAV so that the orientation angle control of quadcopter to achieve 0° setpoint without the help of controller is impossible. This study uses a gyroscope sensor for reading the changes of quadcopter orientation angle and Proportional Integral Differential (PID) controller for controlling the orientation angle of quadcopter to achieve 0° setpoint. PID controller parameter values obtained by the method of trial and error. Trial and error is a method to determine the parameters controlling the way estimates and checking to get the parameter values can reach setpoint. After being given a right PID controller parameter value the output orientation angle of quadcopter can more quick to achieve setpoint.*

**Keywords:** Quadcopter, Gyroscope Sensor, Angle Orientation, Proportional Integral *Differential* (PID).

## I. PENDAHULUAN

Quadcopter memiliki empat buah baling-baling (*propeller*) dan empat buah rotor sebagai aktuator. Quadcopter diangkat dan didorong oleh empat rotor dengan saling bersinkronisasi antara keempat rotor yang dikonfigurasi dalam bentuk frame plus (+). Rotor depan dan belakang berputar searah jarum jam, sedangkan rotor sebelah kanan dan kiri bergerak berlawanan arah jarum jam.

Pada quadcopter terdapat 3 sudut orientasi. Sudut orientasi merupakan posisi sudut dari suatu benda di dalam suatu ruang tertentu yang direpresentasikan dalam sumbu *pitch* (gerakan mengangguk atas dan bawah), *roll* (gerakan berguling kekanan dan kekiri), dan *yaw* (gerakan berbelok kekanan dan kekiri). Karena ketiga sudut orientasi tersebut sangat susah untuk dikendalikan secara manual oleh pilot, sehingga dibutuhkan suatu sistem pengendalian

yang dapat membantu pilot untuk mengendalikan ketiga sudut orientasi tersebut.

Metode yang dapat digunakan untuk menunjang sistem pengendalian tersebut ada beberapa macam, salah satunya adalah kendali Proporsional Integral *Differential* (PID). Kendali PID merupakan metode pengendalian agar kinerja sebuah sistem sesuai dengan nilai *setpoint*, responnya cepat, *error* yang sedikit, sehingga layak untuk diimplementasikan pada pengendalian sudut orientasi quadcopter.

Rumusan masalah dalam penelitian ini adalah bagaimana menentukan parameter kendali PID dengan error seminimal mungkin untuk menunjang sistem pengendalian sudut orientasi quadcopter.

Tujuan skripsi ini adalah merancang sistem pengendalian sudut orientasi quadcopter dengan kendali PID agar quadcopter dapat terbang secara stabil pada modus terbang vertikal, stabil yang

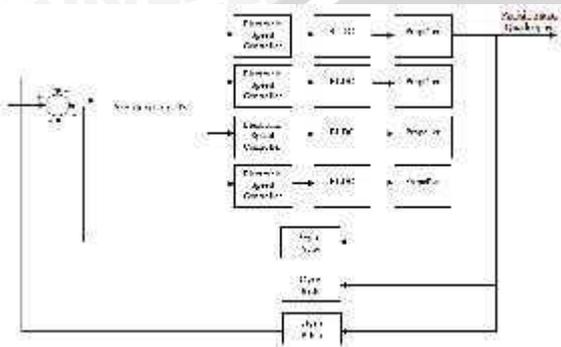
dimaksud ialah dengan nilai sudut orientasi sesuai *setpoint* (*pitch* 0°, *roll* 0°, dan *yaw* 0°).

## II. METODE PENELITIAN

Perancangan sistem pengendalian sudut orientasi *pitch*, *roll*, dan *yaw* menggunakan kendali PID dilakukan secara bertahap sehingga memudahkan dalam analisis setiap bagiannya.

### 2.1 Perancangan Blok Diagram Sistem

Pada perancangan alat diperlukan perancangan blok diagram sistem (Gambar 1) yang dapat menjelaskan sistem secara garis besar serta diharapkan alat dapat bekerja sesuai dengan yang didesain.



Gambar 1 Blok diagram sistem loop tertutup.

Keterangan dari blok diagram dalam Gambar 1:

- *Input* dan *output* berupa sudut.
- Motor *brushless DC* (BLDC) merupakan aktuator.
- Sensor yang digunakan adalah sensor *gyroscope*.
- Menggunakan pengendali PID.

### 2.2 Spesifikasi Desain

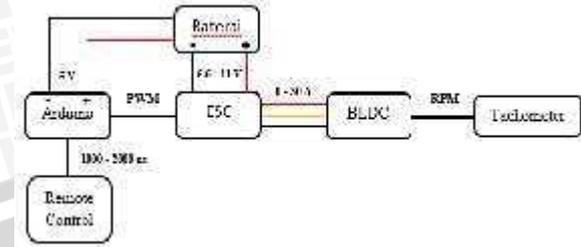
Desain yang diinginkan pada perancangan pengendalian sudut orientasi quadcopter dengan pengendali *Proportional Integral Differential* (PID) mempunyai spesifikasi yaitu:

1. *Error Steady State* <5%  
*Error Steady State* <5%, karena sistem yang baik memiliki *output* dengan batas nilai akhir 5% dari *setpoint*.
2. *Settling time* 60 milisekon  
*Settling time* 60 milisekon, karena diharapkan *settling time* dapat tercapai dalam waktu kurang lebih 60 milisekon.

### 2.3 Pengujian Setiap Blok

Pengujian setiap blok dilakukan untuk mempermudah analisis sistem. Pengujian setiap blok meliputi pengujian sensor *gyroscope* L3GD20H yang bertujuan untuk mengetahui apakah modul sensor *gyroscope* L3GD20H dapat berfungsi mendeteksi perubahan sudut orientasi dan Pengujian *Electronic Speed Controller* (ESC) dan Motor *Brushless DC* (BLDC) yang bertujuan untuk

mengetahui kinerja dan respon rangkaian ESC 30A terhadap putaran motor yang dihasilkan, rangkaian pengujian ESC dan Motor BLDC ditunjukkan dalam Gambar 2.



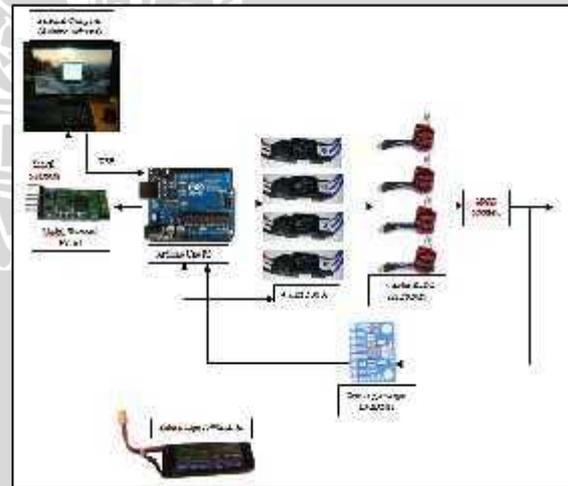
Gambar 2 Ilustrasi rangkaian pengujian ESC dan Motor BLDC.

### 2.4 Pembuatan Perangkat Keras

Pembuatan perangkat keras dilakukan sebagai langkah awal sebelum terbentuknya suatu sistem beserta pemrogramannya, hal ini dimaksudkan agar sistem pengendalian sudut orientasi (*pitch*, *yaw*, dan *roll*) pada quadcopter menggunakan kendali PID berbasis Arduino Uno dapat berjalan sesuai dengan yang telah direncanakan. Pembuatan perangkat keras yang dilakukan meliputi:

1. Skema perancangan perangkat keras (Gambar 3).
2. Penentuan modul elektronik yang digunakan meliputi:

- Baterai LiPo
- Arduino Uno R3
- *Electronic Speed Controller*
- Motor *Brushless DC*
- Sensor *Gyroscope* L3GD20H
- *Bluetooth Module* HC-05



Gambar 3 Skema perancangan perangkat keras.

### 2.5 Desain Pengendali PID

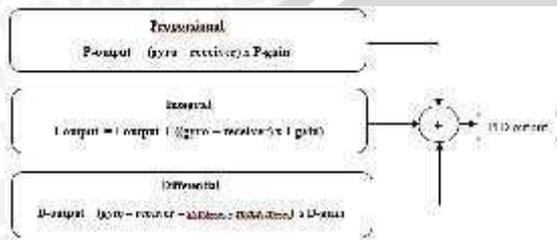
Untuk memenuhi tujuan performansi *loop* yang diinginkan, maka perlu ditambahkan kendali pada sistem tersebut. Kendali yang dipilih ialah kendali PID. Dalam kawasan waktu pengendali PID dapat dinotasikan dalam persamaan (1)

$$u(t) = K_p + \left( e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(t) dt + T_d \frac{d}{dt} e(t) \right) \quad (1)$$

Dimana  $u(t)$  adalah keluaran kendali,  $K_p$  adalah gain proporsional,  $T_i$  adalah waktu konstan Integral atau *reset time*,  $T_d$  adalah waktu konstan *Differential*, dan  $e(t)$  adalah *error* yang terjadi. Dari persamaan (5) dapat diubah menjadi kawasan frekuensi dengan Transformasi Laplace sehingga hasilnya dapat dinoatiskan dalam persamaan (2)

$$u(s) = \frac{K_p s^2 + K_p T_i s + K_p T_d}{s} e(s) \quad (2)$$

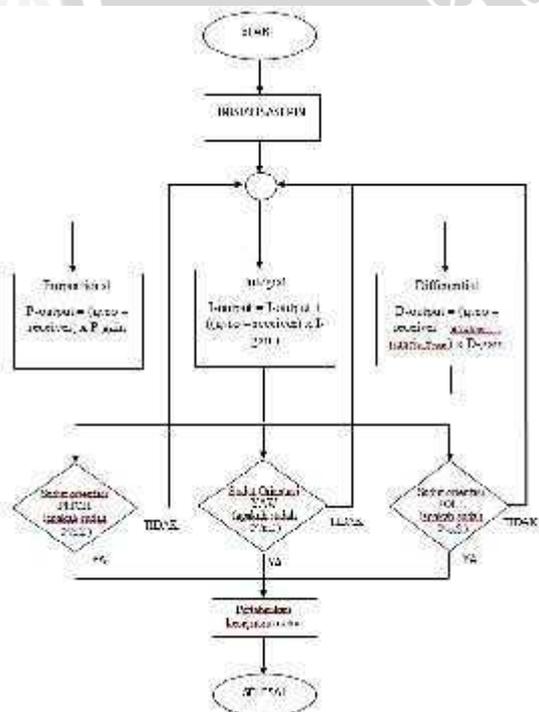
Dari persamaan (1) dan (2) didapatkan desain pengendali PID yang bisa diimplementasikan dengan sistem pengendalian sudut orientasi quadcopter untuk masing-masing pengendali proporsional, integral, dan *differential* ditunjukkan dalam gambar 4.



Gambar 4 Desain pengendali PID untuk sistem pengendalian sudut orientasi quadcopter.

### 2.6 Flowchart Program

Flowchart program merupakan gambaran alur proses program yang dilakukan oleh pengendali pada saat implementasi yang ditunjukkan dalam Gambar 5.



Gambar 5 Flowchart program.

## III. HASIL DAN PEMBAHASAN

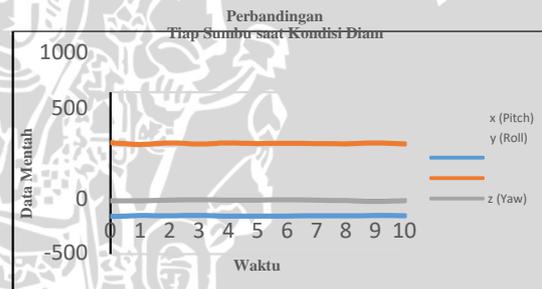
Analisis ini dilakukan bertujuan untuk

perancangan atau tidak dan mengetahui nilai parameter pengendali PID yang dapat mencapai keadaan *steady state* sesuai *setpoint*. Bab ini membahas hasil pengujian sensor *gyroscope*, pengujian Electronic Speed Controller (ESC) & Motor Brushless DC (BLDC), dan pengujian sistem secara keseluruhan dengan dua macam nilai parameter pengendali PID yang berbeda.

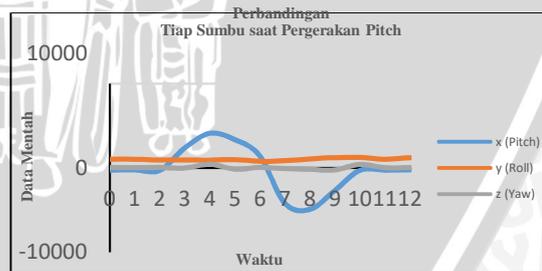
### 3.1 Hasil Pengujian Sensor Gyroscope

Pengujian ini menghasilkan data mentah sudut orientasi yang dibaca oleh sensor *gyroscope* pada 4 kondisi, yaitu saat kondisi diam, saat pergerakan *pitch*, saat pergerakan *roll*, dan saat pergerakan *yaw*. Gerak *pitch* adalah gerak angguk yang berputar dengan poros sumbu x sensor. Gerak *roll* adalah gerak geleng yang berputar dengan poros sumbu y sensor. Gerak *yaw* adalah gerak geleng yang berputar dengan poros sumbu z sensor.

Hasil pengujian data mentah modul sensor saat diam ditunjukkan dalam Gambar 6, data mentah modul sensor saat pergerakan *pitch* ditunjukkan dalam Gambar 7, data mentah modul sensor saat pergerakan *roll* ditunjukkan dalam Gambar 8, data mentah modul sensor saat pergerakan *yaw* ditunjukkan dalam Gambar 9.



Gambar 6 Grafik data mentah modul sensor saat diam



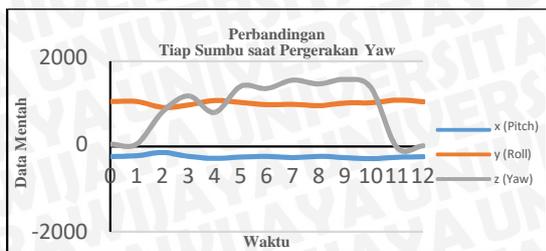
Gambar 7 Grafik data mentah modul sensor saat pergerakan *pitch*.



mengetahui apakah sistem yang dirancang pada pembahasan sebelumnya mampu bekerja sesuai

Gambar 8 Grafik data mentah modul sensor saat pergerakan roll.





Gambar 9 Grafik data mentah modul sensor saat pergerakan yaw

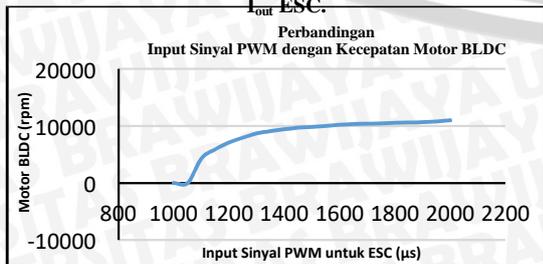
Berdasarkan hasil pengujian yang ditunjukkan dalam Gambar 6, tampak bahwa modul sensor *gyroscope* L3GD20H dapat bekerja mendeteksi perubahan kecepatan sudut. Hal tersebut dapat dilihat di pengujian modul sensor saat bergerak. Saat bergerak *pitch*, terjadi perubahan kecepatan sudut di sumbu x seperti ditunjukkan dalam Gambar 7, Saat bergerak *roll*, terjadi perubahan kecepatan sudut di sumbu y seperti ditunjukkan dalam Gambar 8, Saat bergerak *yaw*, terjadi perubahan kecepatan sudut di sumbu z seperti ditunjukkan dalam Gambar 9. Data-data mentah tersebut akan diolah untuk menghasilkan kecepatan sudut yang sebenarnya dalam satuan *degree per sekon* (DPS).

### 3.2 Hasil Pengujian *Electronic Speed Controller* (ESC) dan Motor *Brushless DC* (BLDC)

Data pengujian ESC dan Motor BLDC ditunjukkan dalam Gambar 11 dan Gambar 10. Dari hasil pengujian ESC dan Motor BLDC dengan menggunakan sinyal PWM dan tachometer yang ditunjukkan dalam Tabel 1, dapat disimpulkan bahwa input sinyal PWM untuk ESC berbanding lurus dengan  $I_{out}$  ESC dan kecepatan Motor BLDC, karena semakin besar input sinyal PWM untuk ESC maka semakin besar juga kecepatan Motor BLDC dan  $I_{out}$  dari ESC yang dihasilkan. Untuk memperjelas, dapat dilihat pada Gambar 10 dan Gambar 11.



Gambar 10 Grafik perbandingan input sinyal PWM dengan  $I_{out}$  ESC.



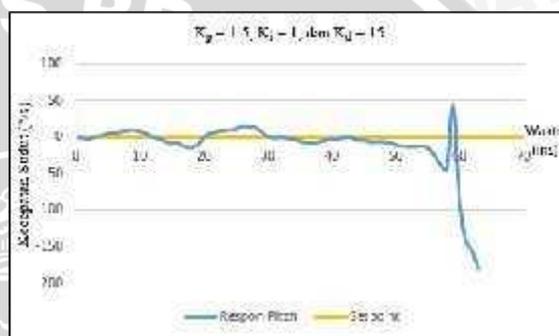
Gambar 11 Grafik perbandingan input sinyal PWM dengan kecepatan motor.

### 3.3 Pengujian Sistem Pengendali PID Dengan Jenis Parameter A

Pengujian ini dilakukan untuk mengetahui apakah respon dapat mencapai keadaan *steady state* sesuai *setpoint*. Pada pengujian ini *setpoint* untuk masing-masing sudut orientasi (*pitch*, *yaw*, dan *roll*) diberikan sebesar 0 °/s. Dengan nilai parameter  $K_p = 1,5$ ,  $K_i = 1$ , dan  $K_d = 15$ . Sehingga dapat diketahui

apakah nilai parameter PID tersebut dapat mencapai keadaan *steady state* sesuai dengan *setpoint* yang diinginkan. Hasil pengujian ditunjukkan pada Gambar 12, Gambar 13, dan Gambar 14.

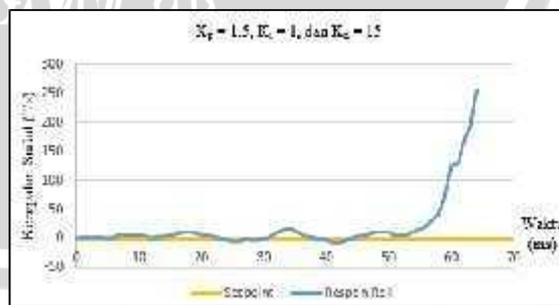
- a) Pengujian Sistem Dengan Pengendali PID dengan nilai parameter  $K_p = 1,5$ ,  $K_i = 1$ , dan  $K_d = 15$  untuk sudut orientasi *pitch* saat quadcopter terbang.



Gambar 12 Respon *pitch* dengan nilai  $K_p = 1,5$ ,  $K_i = 1$ , dan  $K_d = 15$

Dari respon sistem yang ditunjukkan dalam Gambar 12 dapat disimpulkan bahwa pada saat quadcopter terbang selama 50 ms respon *pitch* dapat mencapai *setpoint* namun setelah 50 ms respon *pitch* semakin menjauh dari *setpoint* dengan perubahan kecepatan sudut dari 44 °/s sampai -180 °/s sehingga membuat quadcopter terjatuh.

- b) Pengujian Sistem Dengan Pengendali PID dengan nilai parameter  $K_p = 1,5$ ,  $K_i = 1$ , dan  $K_d = 15$  untuk sudut orientasi *roll* saat quadcopter terbang.



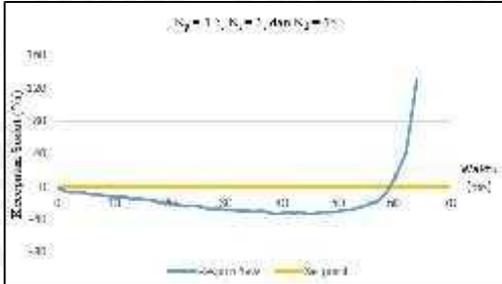
Gambar 13 Respon *roll* dengan nilai  $K_p = 1,5$ ,  $K_i = 1$ , dan  $K_d = 15$

Dari respon sistem yang ditunjukkan dalam Gambar 13 dapat disimpulkan bahwa pada saat quadcopter terbang selama 50 ms respon *roll* dapat mencapai *setpoint* namun setelah 50 ms respon *roll*

semakin menjauh dari *setpoint* dengan perubahan kecepatan sudut yang semakin besar dari 21 °/s

sampai 254 %/s sehingga membuat quadcopter terjatuh.

- c) Pengujian Sistem Dengan Pengendali PID dengan nilai parameter  $K_p = 1,5$ ,  $K_i = 1$ , dan  $K_d = 15$  untuk sudut orientasi *yaw* saat quadcopter terbang.



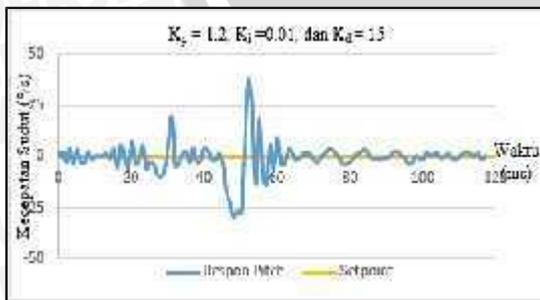
Gambar 14 Respon *yaw* dengan nilai  $K_p = 1,5$ ,  $K_i = 1$ , dan  $K_d = 15$

Dari respon sistem yang ditunjukkan dalam Gambar 14 dapat disimpulkan bahwa pada saat quadcopter terbang selama 57 ms respon *yaw* hampir mencapai *setpoint* namun setelah 58 ms respon *yaw* semakin menjauh dari *setpoint* dengan perubahan kecepatan sudut dari -16 %/s sampai 130 %/s sehingga membuat quadcopter terjatuh.

### 3.4 Pengujian Sistem Pengendali PID Dengan Jenis Parameter B

Pengujian ini dilakukan untuk mengetahui apakah respon dapat mencapai keadaan *steady state* sesuai *setpoint*. Pada pengujian ini *setpoint* untuk masing-masing sudut orientasi (*pitch*, *yaw*, dan *roll*) diberikan sebesar 0 %/s. Dengan nilai parameter  $K_p = 1,2$ ,  $K_i = 0,01$ , dan  $K_d = 15$ . Sehingga dapat diketahui apakah nilai parameter PID tersebut dapat mencapai keadaan *steady state* sesuai dengan *setpoint* yang diinginkan. Hasil Pengujian sistem pengendali PID ditunjukkan pada Gambar 15, Gambar 16, dan Gambar 17.

- a) Pengujian Sistem Dengan Pengendali PID dengan nilai parameter  $K_p = 1,2$ ,  $K_i = 0,01$ , dan  $K_d = 15$  untuk sudut orientasi *pitch* saat quadcopter terbang.

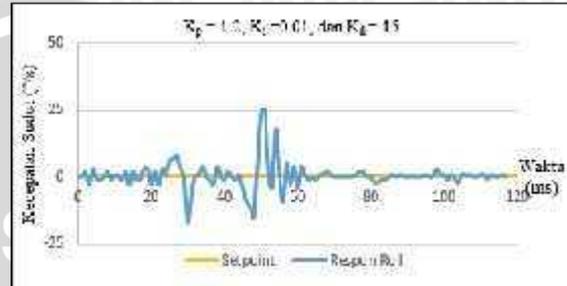


Gambar 15 Respon *pitch* dengan nilai  $K_p = 1,2$ ,  $K_i = 0,01$ , dan  $K_d = 15$

Dari respon sistem yang ditunjukkan dalam Gambar 15 dapat disimpulkan bahwa pada saat quadcopter terbang nilai  $t_s$  (waktu kerja) sebesar 60

ms dan terdapat *overshoot* sebesar 3,7 %. Selama 60 ms kecepatan sudut respon *pitch* naik turun dari -28 %/s sampai dengan 37 %/s namun setelah 60 ms respon dapat mencapai *setpoint* dengan perubahan kecepatan sudut yang kecil.

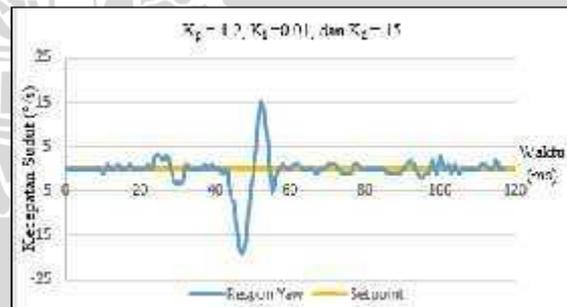
- b) Pengujian Sistem Dengan Pengendali PID dengan nilai parameter  $K_p = 1,2$ ,  $K_i = 0,01$ , dan  $K_d = 15$  untuk sudut orientasi *roll* saat quadcopter terbang.



Gambar 16 Respon *roll* dengan nilai  $K_p = 1,2$ ,  $K_i = 0,01$ , dan  $K_d = 15$

Dari respon sistem yang ditunjukkan dalam Gambar 16 dapat disimpulkan bahwa pada saat quadcopter terbang nilai  $t_s$  (waktu kerja) sebesar 60 ms dan terdapat *overshoot* sebesar 1,2 %. Selama 60 ms respon *roll* dapat mencapai *setpoint* dengan kecepatan sudut yang naik turun dari -17 %/s sampai dengan 25 %/s namun setelah 60 ms respon dapat mencapai *setpoint* dengan perubahan kecepatan sudut yang kecil.

- c) Pengujian Sistem Dengan Pengendali PID dengan nilai parameter  $K_p = 1,2$ ,  $K_i = 0,01$ , dan  $K_d = 15$  untuk sudut orientasi *yaw* saat quadcopter terbang.



Gambar 17 Respon *yaw* dengan nilai  $K_p = 1,2$ ,  $K_i = 0,01$ , dan  $K_d = 15$

Dari respon sistem yang ditunjukkan dalam Gambar 17 dapat disimpulkan bahwa pada saat quadcopter terbang nilai  $t_s$  (waktu kerja) sebesar 60 ms dan terdapat *overshoot* sebesar 1,7 %. Selama 60 ms respon *yaw* dapat mencapai *setpoint* dengan kecepatan sudut yang naik turun dari -28 %/s sampai dengan 37 %/s namun setelah 60 ms respon dapat mencapai *setpoint* lagi dengan perubahan kecepatan sudut yang kecil.

#### IV. KESIMPULAN

##### 4.1 Kesimpulan

Dari penelitian ini dapat diberi kesimpulan sebagai berikut:

1. Berdasarkan data mentah yang diperoleh dari pengujian sensor *gyroscope* L3GD20H didapat nilai sudut orientasi *pitch*, *roll*, dan *yaw* tidak bernilai konstan 0 pada saat kondisi diam karena dipengaruhi *noise gyroscope*.
2. Berdasarkan data yang diperoleh dari pengujian *Electronic Speed Controller* (ESC) dan Motor *Brushless DC* (BLDC) menunjukkan hubungan yang berbanding lurus antara masukan sinyal PWM ke ESC dengan arus yang diberikan ESC untuk motor BLDC dan kecepatan putaran motor.
3. Berdasarkan respon sistem yang diperoleh dari pengujian parameter pengendali PID didapatkan nilai parameter pengendali dengan penguatan sebesar  $K_p = 1,2$ ,  $K_i = 0,01$ , dan  $K_d = 15$ , parameter pengendali didapatkan dengan menggunakan metode *hand tuning* dengan cara mengubah-ubah nilai parameter pengendali  $K_p$ ,  $K_i$ , dan  $K_d$  sampai respon sistem dapat mencapai atau mendekati nilai *setpoint* dengan

##### 4.2 Saran

Saran yang dapat diberikan untuk penelitian selanjutnya adalah dengan mengimplementasikan sensor *Inertia Measurement Unit* (IMU) sebagai sensor yang dapat mengukur 6 axis agar dapat mengukur pergerakan pada sumbu x, y, dan z tidak hanya mengukur kecepatan sudut seperti *gyroscope* serta menggunakan metode data logger untuk pengambilan data sudut orientasi agar lebih akurat.

#### DAFTAR PUSTAKA

- [1]. Aswin, M., Djuriatno, W., Rif'an, M., Sulistiyanto, N., Vita, N. 2012. Pemanfaatan 3 axis Gyroscope L3G4200D untuk Pengukuran Sudut Muatan Roket. Jurnal EECCIS Vol. 6, No. 2.
- [2]. Brokking, J. 2016. Arduino Quadcopter. British Columbia: Penerbit Institute of Infrared Thermography.
- [3]. Rifai, N. Isnain, dan R. Fathan. 2015. Pengaturan Sudut pada Modul Kendali Posisi Motor Secara Otomatis Menggunakan Kendali PID Discrete. Jurnal Amplifier Vol. 5 No. 1.