

## Sistem Kontrol Altitude Pada UAV Model Quadcopter Dengan Metode PID

Akhmad Hendriawan, Gilang Prasetyo Utomo, Hary Oktavianto  
Politeknik Elektronika Negeri Surabaya  
Kampus PENS, Jalan Raya ITS Sukolilo, Surabaya 60111  
Email: hendri@eepis-its.edu

### Abstract

*Penelitian Unmanned Aerial Vehicle atau biasa disebut Pesawat tanpa awak dengan menggunakan model pesawat mult rotor empat properler (quadcopter) sudah banyak digunakan. Akan tetapi penelitian sistem kontrol quadrotor terhadap referensi altitude masih menemui kendala terhadap stabilitas quadcopter. Pada paper ini menawarkan stabilitas quadrotor yang lebih baik dengan menggunakan metode PID. Input dari PID berupa sensor-sensor yang terpasang seperti accelerometer, gyro dan sonar, juga kecepatan masing-masing rotor akan dikirimkan ke ground station untuk keperluan analisa. Dari hasil pengujian yang telah dilakukan menunjukkan bahwa sistem kontrol PID telah bekerja dengan baik, dengan parameter  $K_p = 0.4500, K_d=0.025$  dan  $K_i=0.001$ . Quadcopter dapat menjaga stabilitas altitude sesuai dengan yang diharapkan.*

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle, PID, Quadrotor, Altitude

### 1. Pendahuluan

Dewasa ini banyak dijumpai pesawat model mini yang digunakan untuk memantau suatu objek tanpa awak dari jarak yang cukup jauh yang biasanya pesawat ini dikendalikan oleh kontrol jarak jauh (remote control), atau sistem navigasi lewat komputer jika dalam aplikasi sebenarnya. Beberapa aplikasi dari pesawat ini adalah operasi militer untuk melakukan pengintaian musuh tanpa terdeteksi dari ketinggian 700 meter di atas permukaan laut. Pada operasi militer pesawat ini gambaran lokasi musuh tersebut dilihat melalui sebuah alat sensor yang ada di dalam pesawat. Pesawat tanpa awak tersebut dikenal dengan istilah Unmanned Aerial Vehicle (UAV). Selain untuk keperluan militer, UAV juga dapat digunakan untuk keperluan penelitian, keamanan masyarakat, dan komersial. Misalnya untuk pemantauan wilayah bencana, peta bangunan, kepadatan lalu lintas, atau pencarian korban di area yang sulit dijangkau pesawat model helikopter. Salah satu keterbatasan dari helikopter bila digunakan untuk pemantauan pada kebutuhan yang lebih luas adalah biaya yang mahal dan pemeliharaan yang relatif susah. Penyederhanaan struktur mekanis dari pesawat terbang dengan menggunakan multi rotor dapat digunakan untuk mengatasi permasalahan diatas karena tidak adanya

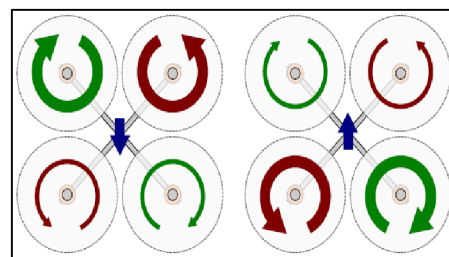
hubungan mekanis antar rotor seperti halnya pesawat konvensional.

Banyak sekali jenis UAV salah satu adalah tipe pesawat multi rotor yaitu salah satu jenis helicopter yang memiliki lebih dari 1 rotor saja, salah satu jenis dari multi rotor adalah quadcopter. Quadcopter memiliki empat rotor atau empat baling-baling, jenis pesawat ini memiliki keunggulan lebih dibanding helicopter biasa, dimana quadcopter termasuk jenis helicopter yang tidak memperhatikan unsur mekanik namun sangat stabil.

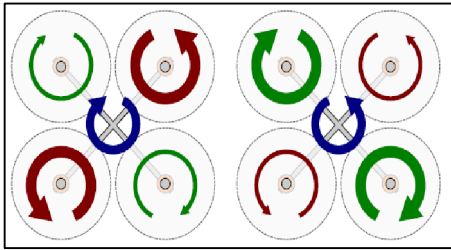
### 2. Metode

Pembuatan sistem navigasi pesawat UAV quadcopter menggunakan kamera sebagai navigasi utama pada UAV quadcopter[1]. Telah dilakukan penelitian menggunakan quadcopter AR. Drone yang banyak digunakan untuk penelitian dan hobi. Sistem UAV yang diajukan mempunyai dua navigasi yaitu navigasi yang dilakukan saat quadcopter berada pada jarak jauh dan navigasi quadcopter yang dilakukan saat quadcopter berada pada jarak yang cukup dekat. Sistem navigasi quadcopter yang dilakukan pada jarak jauh dilakukan oleh sistem *remote*, sementara penelitian ini melakukan navigasi quadcopter pada jarak dekat. Sistem pengendalian quadcopter pada jarak dekat ini dilakukan dengan memanfaatkan kamera yang digunakan untuk menerima input berupa gerakan tangan, melakukan indentifikasi, dan mengolah masukan dari sensor

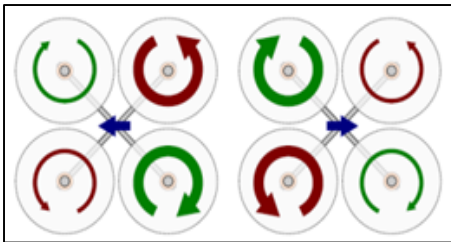
Navigasi navigasi quadcopter dengan cara memutar rotor[2], ada beberapa konfigurasi sehingga mendapatkan navigasi pitch, roll dan yaw seperti yang ditunjukkan oleh Gambar 1a, Gambar 1b, dan Gambar 1c.



Gambar 1a. Pergerakan Quadcopter ke atas dan bawah

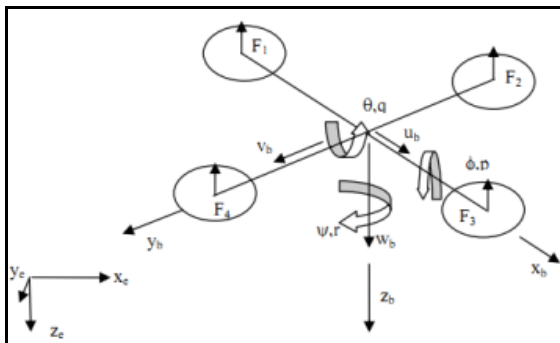


Gambar 1b. Pergerakan quadcopter Berputar kekiri dan berputar ke kanan.



Gambar 1c. Pergerakan quadcopter kiri dan ke kanan.

Berdasarkan Gambar 2 didapatkan model dari control quadcopter[3]. Frame yang digunakan pada quadcopter dikatakan rigid dan simetris.



Gambar 2. Model quadcopter

Persamaan model dari quadcopter didapatkan melalui pemodelan fisik yang dasar teorinya didapat dari Tomasso Bresciani (*Modelling, Identification and Control of a Quadcopter Helicopter*, 2005) [4].

Dalam pembuatan quadcopter ada 12 buah keluaran yang nantinya menentukan pola gerakan dari quadcopter. Persamaan tersebut dituliskan pada Persamaan 1-5.

$$\ddot{x} = (\sin\psi\sin\phi + \cos\psi\sin\theta\cos\phi) \frac{U_1}{m} \dots\dots (1)$$

$$\ddot{y} = (-\cos\psi\sin\phi + \sin\psi\sin\theta\cos\phi) \frac{U_1}{m} \dots\dots (2)$$

$$\ddot{z} = -g + (\cos\theta\cos\phi) \frac{U_1}{m} \dots\dots (3)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr + \frac{J}{I_{xx}} q\dot{r} + \frac{U_2}{I_{xx}} \dots\dots (4)$$

$$\ddot{q} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr + \frac{J}{I_{yy}} p\dot{r} + \frac{U_3}{I_{yy}} \dots\dots (5)$$

$$\ddot{r} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq + \frac{U_4}{I_{zz}} \dots\dots (6)$$

$$U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \dots\dots (7)$$

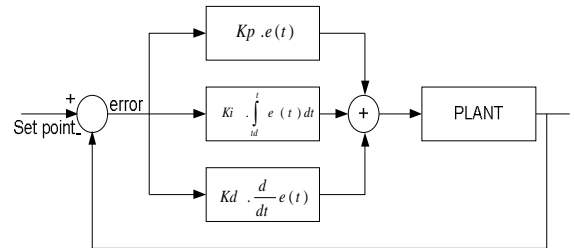
$$U_2 = lb(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \dots\dots (8)$$

$$U_3 = lb(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \dots\dots (9)$$

$$U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \dots\dots (9)$$

$$\Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \quad (10)$$

Kontrol PID merupakan kontroler proporsional ditambah integral ditambah derivatif (PID) adalah salah satu mekanisme umpan balik yang banyak digunakan dalam sistem pengaturan industri. Sebuah kontroler PID menghitung nilai kesalahan sebagai perbedaan antara variabel proses terukur dan set point yang diinginkan. Digram blok kontroler PID standar disajikan pada Gambar 3.



Gambar 3 Sistem pengaturan loop tertutup dengan kontroler PID

Hubungan sinyal eror dan sinyal kontrol pada kontroler tipe PID standar dapat dinyatakan sebagai berikut:

$$u(t) = K_p \left[ e(t) + \frac{1}{\tau_I} \int e(t) dt + \tau_D \frac{d}{dt} e(t) \right] \quad (11)$$

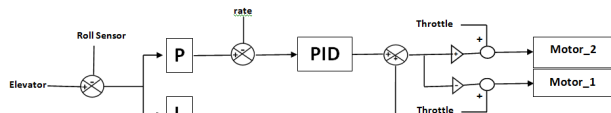
Atau dalam bentuk fungsi alih:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p \left( 1 + \frac{1}{\tau_I s} + \tau_D s \right)$$

$$\frac{U(s)}{E(s)} = \frac{K_p (\tau_I \tau_D s^2 + \tau_I s + 1)}{\tau_I s} \quad (12)$$

### 2.1 PID Roll

Sistem kontrol quadcopter terdiri dari tiga yaitu pitch, roll dan yaw. Sistem kontrol roll digunakan untuk mengontrol kestabilan sumbu x, ini berarti jika kita memberikan beberapa tuning pada kontrol PID sumbu roll maka kita akan mendapatkan kestabilan seperti yang di inginkan. Dalam melakukan tuning diperlukan beberapa kali percobaan untuk menemukan setingan yang sesuai dan baik dalam kontrol PID. Pada kontrol ini ada beberapa gangguan yang sangat mempengaruhi sistem kontrol seperti sedikit saja getaran akan sangat mempengaruhi sistem, sehingga dengan melakukan tuning kontrol PID akan dapat member respon yang baik untuk kestabilan quadcopter. Tuning pada sumbu roll ini sangat berpengaruh terhadap gerakan roll dari quadrotor, berikut merupakan diagram blok control PID roll.

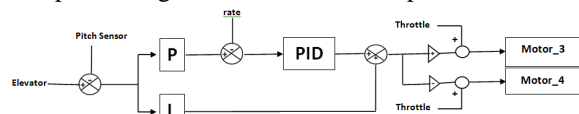


**Gambar 4.** Blok Diagram PID pada Kontrol Roll

Dari Gambar 4 dapat di ketahui bahwa sistem kontrol roll dilakukan menggunakan control PID, roll sensor merupakan output dari IMU yang menjadi inputan dari kontrol PID.

**2.2 PID Pitch**

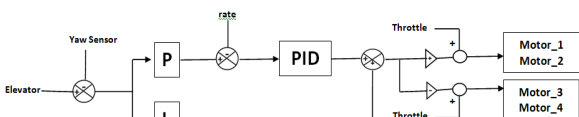
Sistem kontrol pitch digunakan untuk mengontrol kestabilan sumbu x, ini berarti jika kita memberikan beberapa tuning pada kontrol PID sumbu pitch maka kita akan mendapatkan kestabilan seperti yang di inginkan. Dalam melakukan tuning diperlukan beberapa kali percobaan untuk menemukan setingan yang sesuai dan baik dalam kontrol PID. Pada kontrol ini ada beberapa gangguan yang sangat mempengaruhi sistem kontrol seperti sedikit saja getaran akan sangat mempengaruhi sistem, sehingga dengan melakukan tuning kontrol PID akan dapat member respon yang baik untuk kestabilan quadcopter. Tuning pada sumbu pitch ini sangat berpengaruh terhadap gerakan pitch dari quadrotor, berikut seperti terlihat pada Gambar 5 merupakan diagram blok kontrol PID pitch.



**Gambar 5.** Blok Diagram PID pada Kontrol Pitch

**2.3 PID Yaw**

Sistem kontrol yaw digunakan untuk mengontrol kestabilan sumbu-z, ini berarti jika kita memberikan beberapa tuning pada kontrol PID sumbu yaw maka kita akan mendapatkan kestabilan seperti yang di inginkan. Dalam melakukan tuning diperlukan beberapa kali percobaan untuk menemukan setingan yang sesuai dan baik dalam kontrol PID. Pada kontrol ini ada beberapa gangguan yang sangat mempengaruhi sistem kontrol seperti sedikit saja getaran akan sangat mempengaruhi sistem, sehingga dengan melakukan tuning kontrol PID akan dapat member respon yang baik untuk kestabilan quadcopter. Tuning pada sumbu yaw ini sangat berpengaruh terhadap gerakan yaw dari quadcopter, berikut seperti terlihat pada Gambar 6 merupakan diagram blok kontrol PID yaw.



**Gambar 6.** Blok Diagram PID pada Kontrol yaw

Dalam sistem kontrol yaw ini sudut didapatkan dari penggabungan antara data gyro z dengan data

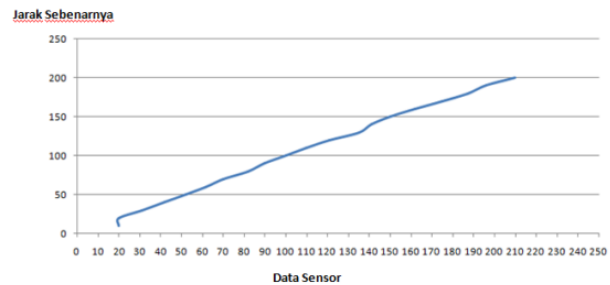
kompas, hal ini dilakukan agar quadcopter dapat menentukan arah.

Sistem kontrol PID digunakan karena kemudahannya dalam hal pengaturan terhadap overshoot, underdamp dan overdamp dan error terhadap steady state. Sistem kontrol PID digunakan untuk menstabilkan posisi UAV quadcopter terhadap roll, pitch dan yaw.

**3. Pengujian**

**3.1 Pengujian Sonar**

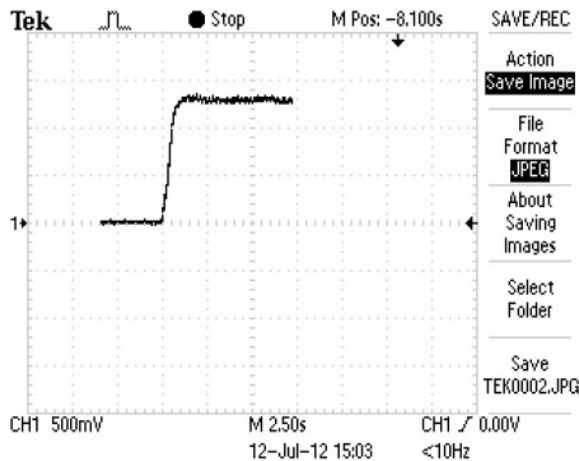
Sensor Sonar EZ0 merupakan sensor jarak yang linier, sensor ini digunakan untuk mengukur jarak ketinggian quadcopter dengan tanah saat quadcopter terbang atau control altitude. Tujuan dari pengujian sensor ini adalah untuk mengetahui karakteristik dari sensor dan respon dari sensor apabila digunakan pada quadcopter. Pada percobaan ini dilakukan dengan mengetes sensor pada jarak tertentu dan membacanya secara serial pada computer PC menggunakan hyperterminal. Gambar 7 merupakan grafik hasil dari percobaan dari sensor EZ0.



**Gambar 7.** Grafik perbandingan data sonar dengan jarak sebenarnya.

**3.2 Pengujian Motor**

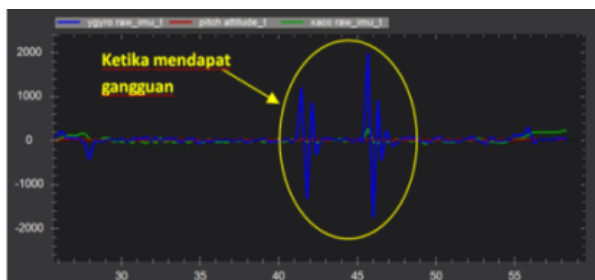
Pengujian motor brushless bertujuan untuk mengetahui respon kecepatan dari motor. Pengujian dilakukan dengan mengukur kecepatan motor menggunakan tachometer. Dari data tachometer diketahui kecepatan motor brushless saat diberi input masukan pulsa maksimal adalah sekitar ±12.000rpm. Kemudian output dari tachometer dihubungkan dengan oscilloscope untuk mengetahui respon kecepatan motor, seperti dapat dilihat pada Gambar 8, Dari hasil pengujian analisa data respon dari oscilloscope diketahui respon motor brushless sangat cepat, sekitar 1s untuk mencapai maksimal dan stady. Seperti dapat dilihat pada Gambar 8, pengujian respon motor.



**Gambar 8.** Pengujian Respon Motor Menggunakan *Ocilloscope*.

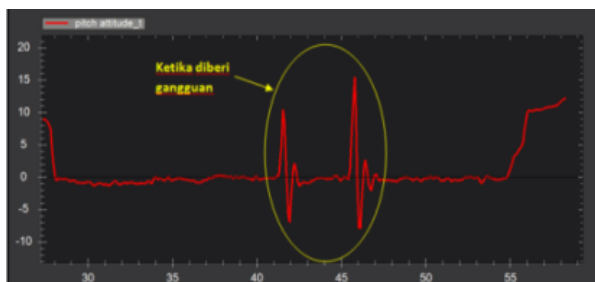
### 3.3 Pengujian Kontrol Pitch

Kontrol Pitch merupakan output dari keseluruhan sistem kontrol yang meliputi PID pada sumbu-y sensor *gyro* dan sumbu-x sensor *accelerometer*, pada pengujian sistem kontrol pitch ini digunakan sebuah alat uji kestabilan. Pada pengujian kontrol pitch ini dilakukan pengambilan data dari output kontrol PID kontrol pitch dan data mentah sumbu-y sensor *gyro* dan sumbu-x sensor *accelerometer*, sebagai output dari kontrol pitch, seperti terlihat pada Gambar 9.



**Gambar 9.** Grafik Pengujian Data Pitch

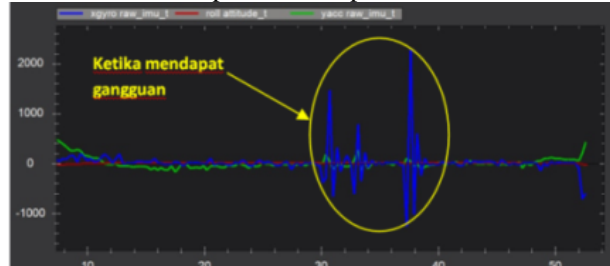
Dari grafik data kontrol pitch pada Gambar 10 dapat diketahui bahwa sistem kontrol pitch telah bekerja dengan baik, baik ketika kondisi normal serta pada saat diberi gangguan berupa tekanan. Sistem kontrol merupakan output PID dari sensor *accelerometer* sumbu-x dan sensor *gyro* sumbu-y dengan set-point 0.



**Gambar 10.** Grafik Kontrol Pitch

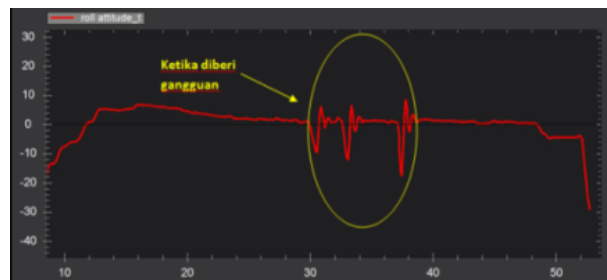
### 3.4 Pengujian Kontrol Roll

Kontrol roll merupakan output dari keseluruhan sistem kontrol yang meliputi PID pada sumbu-x sensor *gyro* dan sumbu-y sensor *accelerometer*, Pada pengujian sistem kontrol roll ini digunakan sebuah alat uji kestabilan, Pada pengujian kontrol roll ini dilakukan pengambilan data dari output control PID kontrol roll dan data mentah sumbu-x sensor *gyro* dan sumbu-y sensor *accelerometer*, sebagai output dari kontrol roll, seperti terlihat pada Gambar 11.



**Gambar 11.** Grafik Pengujian Data Roll

Dari grafik Gambar 12 sistem kontrol roll dapat diketahui bahwa sistem telah bekerja dengan baik, baik ketika kondisi normal serta pada saat diberi gangguan berupa tekanan. Sistem control roll merupakan output PID dari sensor *accelerometer* sumbu-y dan sensor *gyro* sumbu-y dengan set-poin 0.



**Gambar 12.** Grafik Kontrol Data Roll

### 3.5 Pengujian Altitude

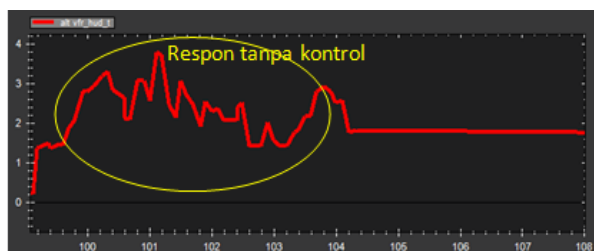
Pada pengujian altitude ini dilakukan pengujian dengan mode altitude hold, dimana quadcopter harus dapat terbang dan mempertahankan ketinggian pada jarak tertentu. Dalam mode ini sensor sonar EZ1 menjadi acuan utama dalam system kontrol, system control altitude menggunakan control PID. Pada pengujian kali ini digunakan XBee sebagai telemetri pengiriman data, berikut pada Tabel.1 merupakan hasil tuning kontrol PID menggunakan metode eksperimental.

**Tabel.1** Hasil tuning PID

Kp	Kd	Ki	Respon
0.200	0.000	0.000	Respon lambat dan terjadi osilasi
0.350	0.015	0.001	Respon cepat tapi masih belum sesuai yang diinginkan dan terjadi osilasi
0.450	0.022	0.008	Respon bagus tidak terjadi osilasi serta overshoot

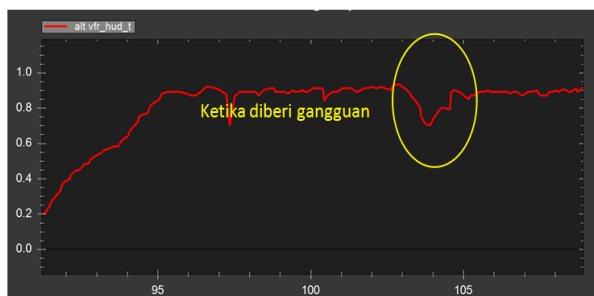
Setelah didapatkan parameter-parameter yang tepat kemudian dilakukan pengujian dari keseluruhan system kontrol, apakah system telah bekerja dengan baik atau tidak dan ketika quadcopter menggunakan kontrol ketinggian atau tanpa menggunakan kontrol.

Pada percobaan pertama dilakukan pengambilan data tanpa kontrol ketinggian seperti terlihat pada Gambar 13. Dari data dapat diketahui respon awal ketika quadcopter terbang tanpa menggunakan kontrol ketinggian dan setelah menggunakan kontrol. Dari data awal quadcopter ketika tanpa menggunakan kontrol ketinggian dapat diketahui bahwa quadcopter tidak dapat mempertahankan sama sekali dan kacau, namun setelah menggunakan sistem kontrol quadcopter dapat lebih stabil dan dapat mempertahankan ketinggian.



**Gambar 13.** Respon Tanpa Kontrol

Setelah didapatkan hasil tuning PID yang optimal, dilakukan pengujian sistem kontrol dengan cara memberi gangguan atau dorongan pada quadcopter, hal ini dilakukan untuk mengetahui system telah bekerja dengan baik atau tidak. pengujian dilakukan dengan cara mengatur ketinggian quadcopter agar terbang rendah sekitar 1m-1.5m untuk mempermudah dalam melakukan pengujian, yaitu saat member gangguan berupa tekanan kebawah.



**Gambar 14.** Grafik Respon Ketika Mendapatkan Gangguan

Dari grafik data percobaan pada Gambar 14 pengujian respon quadcopter, dapat diketahui bahwa quadcopter dapat mempertahankan ketinggian dengan baik. Saat quadcopter diberi gangguan sistem dapat memberi respon untuk selalu mempertahankan posisi.

Dari percobaan pengujian quadcopter dengan melakukan tuning. Data dapat dianalisis bahwa parameter kontrol PI dapat disesuaikan untuk mendapatkan kontrol stabilitas quadcopter, dan untuk dapat mempertahankan ketinggian, pada tes pertama, quadcopter diuji untuk mempertahankan ketinggian

terbang sekitar 1 sampai 1.5 ketinggian meter namun itu terjadi osilasi yang tinggi. Kemudian tuning kedua, quadcopter terbang sekitar 1 sampai 1.5 ketinggian meter, terlihat ada sedikit osilasi dibandingkan sebelumnya. Kemudian dilakukan tuning kedua quadcopter diuji untuk terbang pada ketinggian sekitar 1 sampai 1.5 meter seperti pertama penerbangan, ternyata quadcopter dapat mempertahankan ketinggian lebih baik daripada tuning kedua. Dari pengujian respon kontrol quadcopter dapat diketahui bahwa control telah bekerja dengan baik ketika di beri gangguan.

#### 4. Kesimpulan

Berdasarkan data pengujian dan analisa data dapat diambil kesimpulan sebagai berikut :

1. Dari hasil pengujian motor *brushless* 2830-13, motor memiliki respon yang sangat cepat dan kecepatan maksimal  $\pm 12.000$ rpm.
2. Sensor accelerometer 3 axis dapat digunakan untuk mengukur sudut, sudut maksimum yang bisa dikalkulasi adalah  $0^\circ - 180^\circ$  atau  $-90^\circ$  sampai dengan  $90^\circ$ .
3. Dari data hasil tuning dapat diketahui bahwa kontrol dapat bekerja dengan baik pada nilai  $K_p=0.450$  dan  $K_i=0.001$  dan  $k_d=0.025$
4. Berat mekanik harus dipertimbangkan ketika kita membuat quadcopter, karena semakin berat quadcopter maka konsumsi daya akan semakin besar.

#### Referensi

- [1] Wai Shan (Florence) Ng, Ehud Sharlin, " *Collocated Interaction with Flying Robots* ", Australia CSIRO ICT Centre, 2011.
- [2] Erik Grafström, Erik Hansson, Max Moré "Construction and usability study of an UAV in sensor networks ", Department of Information Technology UPPPALA Universitas, 2010.
- [3] Paul Pounds, Robert Mahony, Peter Corke, "Modelling and Control of a Quad-Rotor Robot" Australian National University, CSIRO ICT Centre, 2010.
- [4] Bresciani, Tommaso. 2008. *Modelling, Identification and Control of a Quadcopter Helicopter*. Department of Automatic Control, Lund University.
- [5] Donald McLean, *Automatic Flight Control Systems*, Prentice Hall, Hertfordshire, UK, 1990.