

See discussions, stats, and author profiles for this publication at: <https://www.researchgate.net/publication/330854524>

# Perancangan Sistem Kendali PD untuk Kestabilan Terbang Melayang UAV Quadcopter

Conference Paper · July 2017

CITATIONS

2

READS

1,197

3 authors, including:



[Ardy Seto Priambodo](#)

Yogyakarta State University

24 PUBLICATIONS 52 CITATIONS

SEE PROFILE

# Perancangan Sistem Kendali PD untuk Kestabilan Terbang Melayang UAV Quadcopter

Ardy Seto Priambodo, Adha Imam Cahyadi, Samiadji Herdjunto

Departemen Teknik Elektro dan Teknologi Informasi Fakultas Teknik Universitas Gadjah Mada  
Jl. Grafika No. 2, Kampus UGM, Kabupaten Sleman, Daerah Istimewa Yogyakarta 55284  
e-mail : [seto.sie14@ee.ugm.ac.id](mailto:seto.sie14@ee.ugm.ac.id) [adha.imam@ugm.ac.id](mailto:adha.imam@ugm.ac.id) [samiadji@ugm.ac.id](mailto:samiadji@ugm.ac.id)

**Abstrak**— Penelitian berikut ini fokus membahas tentang model dari sebuah quadcopter dan sistem kendali linier yang bekerja pada saat quadcopter terbang melayang. Model matematika dari quadcopter didapatkan dari analisis kinematik dan dinamik yang ada pada quadcopter. Model dari quadcopter ketika saat terbang melayang dapat disederhanakan melalui linierasi sehingga menjadi sistem SISO (*Single Input Single Output*). Sistem kendali linier yang digunakan adalah Sistem Kendali PD (*Proporsional Derivatif*). Software yang digunakan untuk mensimulasikan hasil dari perancangan pada penelitian ini adalah matlab. Nilai dari parameter kendali proporsional dan derivatif didapatkan dari hasil eksperimen yang terstruktur. Hasil nilai parameter  $K_p$  dan  $K_d$  yang didapatkan dari penelitian ini adalah  $K_p = 25$  dan  $K_d = 35$ . Respon yang dihasilkan adalah baik, hal ini dapat dilihat pada simulasi memiliki *settling time* 4.66 detik dan tanpa *overshot*.

**Kata Kunci** : Kendali Linier, Simulasi, Ketinggian, Kendali PD

**Abstract**— *This paper focuses on the model of a quadcopter and a linear control system that works when quadcopter hover. The mathematical model of the quadcopter is derived from the kinematic and dynamic analysis. The model of hover quadcopter can be simplified through linieration into a SISO (Single Input Single Output) system. Linear control system used is PD Control System. Software used to simulate the results of the design in this research is matlab. The values of the proportional and derivative control parameters are derived from the results of a structured experimental. The results of PD parameter are  $K_p = 25$  and  $K_d = 35$ . The resulting response is good, it can be seen in the simulation has a settling time of 4.66 seconds and without overshoot.*

**Keywords-component**; *Linier Controller, Simulation, Altitude, PD Controller*

## I. PENDAHULUAN

Masa sekarang ini salah satu jenis wahana terbang yang banyak mendapat perhatian oleh para pe-hobi, militer, dan peneliti adalah quadcopter. Quadcopter atau disebut juga dengan quadrotor merupakan jenis pesawat sayap berputar (*rotary wing*). Banyak yang dapat diteliti dari obyek ini, mulai dari sistem kontrol, perangkat penyusun dari sebuah quadcopter, hingga sistem autonomous dari quadcopter [1][2][3].

Karena kemampuan quadcopter yang dapat melakukan terbang melayang, kemampuan melakukan lepas landas dan mendarat secara vertikal (*Vertical Take Off Landing – VTOL*), dan kemampuan bermanuver yang fleksibel maka quadcopter sangat cocok dengan beberapa aplikasi seperti pengamatan udara, foto dan video udara, misi

penyelamatan pada daerah bencana dan aplikasi-aplikasi serupa [2].

Pada makalah ini, kita akan memaparkan tentang perilaku terbang melayang dari sebuah quadcopter. Quadcopter adalah wahana terbang yang memiliki 4 buah rotor penggerak yang arah putarannya sudah ditentukan. Gerakan-gerakan dasar dari quadcopter dihasilkan dari perbedaan kecepatan yang ada pada 4 rotor penggerak, dimana akan menghasilkan gaya angkat yang berbeda-beda. Kecepatan tiap rotor pada quadcopter adalah independen, dan ini merupakan salah satu keuntungan karena dengan mudah kita dapat mengatur sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw*-nya.

Salah satu keunggulan dari quadcopter adalah tentang *payload*. Apabila dibandingkan dengan helikopter konvensional dengan ukuran yang sama, quadcopter dapat mengangkat *payload* lebih banyak. Salah satu keunggulan yang lain dari quadcopter telah disebutkan sebelumnya dapat melakukan terbang melayang, seiring dengan pentingnya fungsi terbang melayang pada sebuah quadcopter maka penelitian ini mengambil topik pada bagian ini. Dalam penelitian ini secara spesifik akan membahas tentang pemodelan dari quadcopter termasuk linierisasi model quadcopter pada kondisi melayang, perancangan sistem kontrol PD dan proses penalaan parameternya yang kemudian hasilnya akan disimulasikan pada software simulink matlab.

## II. PEMODELAN QUADCOPTER

### A. Konsep Dasar

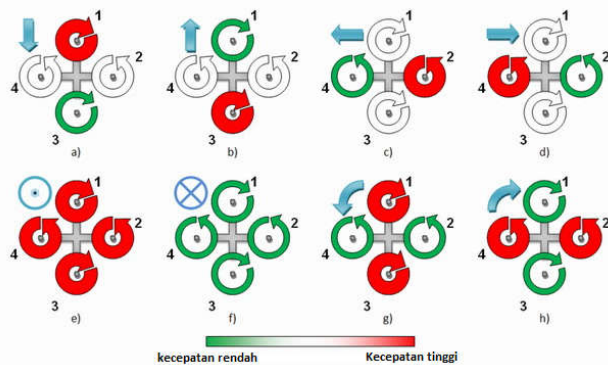
Quadcopter atau biasa juga disebut quadrotor merupakan salah satu jenis wahana terbang dimana memiliki 4 baling-baling yang digerakkan oleh 4 buah motor. Baling-baling tersebut berfungsi untuk memberikan gaya angkat sehingga quadcopter dapat terangkat ke atas. Dengan mengatur tiap-tiap kecepatan motornya kita dapat mengatur pergerakan dari quadcopter, apakah ingin bergerak maju, mundur, berputar, atau naik dan turun. Arah putaran baling-baling yang saling bersebelahan adalah berlawanan sehingga momen inersia yang terjadi akibat putaran motor menjadi kecil bahkan ketika kecepatan motor sama akan bernilai 0 karena saling meniadakan satu dengan lainnya.

Ada 4 pergerakan yang dapat dilakukan oleh quadcopter, yaitu gerakan *roll*, *pitch*, *yaw*, dan gerakan naik/turun [6]. Apabila motor 1 merupakan motor depan, motor 2 merupakan motor kanan, motor 3 merupakan motor belakang dan motor 4 merupakan motor kiri maka untuk melakukan gerakan *roll*, motor 2 dan motor 4

kecepatannya diatur sedemikian sehingga gerakan roll dapat terjadi. Pergerakan roll adalah putaran quadcopter yang terjadi pada sumbu y. Pergerakan roll ke kiri akan terjadi bila motor 2 lebih besar kecepatannya dibanding motor 4 begitupula sebaliknya bila kecepatan motor 4 lebih besar dibanding motor 2 maka yang akan terjadi adalah pergerakan roll kiri.

Pergerakan lain yang dapat dilakukan quadcopter adalah pitch atau mengangguk. Pitch atau mengangguk ini dapat terjadi karena efek dari motor 1 dan motor 3. Serupa dengan gerakan roll, namun untuk pitch putarannya berada pada sumbu x. Untuk bergerak pitch maju kita harus menyesuaikan kecepatan untuk motor 3 lebih besar daripada motor 1 dan untuk bergerak pitch mundur kita atur kecepatan motor 3 lebih cepat dibandingkan dengan kecepatan motor 1. Pergerakan ketiga adalah gerakan yaw, yaitu gerakan memutar berdasarkan sumbu z. Gerakan ini dipengaruhi oleh kombinasi antara kecepatan motor 1,3 dan 2,4. Jadi untuk menggerakkan quadcopter pada pergerakan yaw kiri, motor 1,3 harus lebih cepat dibandingkan dengan motor 2,4 dan begitupula sebaliknya untuk melakukan gerakan yaw kanan, kombinasi motor 2,4 harus lebih cepat dibandingkan dengan kecepatan motor 1,3.

Pergerakan terakhir dari quadcopter adalah gerakan naik dan turun atau bisa juga disebut gerakan vertikal. Gerakan ini dipengaruhi oleh kecepatan semua motor yang ada. Setiap quadcopter dengan beban tertentu memiliki sebuah nilai nominal dimana apabila kecepatan semua motor pada kondisi kecepatan nominal maka quadcopter akan terbang melayang. Maka untuk terbang naik kecepatan 4 motor tersebut harus diatur melebihi kecepatan nominal, dan untuk bergerak turun kecepatan semua motor dibawah kecepatan nominal.



Gambar 1. Gerakan dasar quadcopter (a,b)pitch, (c,d)roll, (e,f)vertikal, (g,h)yaw

### B. Kinematik dari Quadcopter [6]

$E_I (e_{1I}, e_{2I}, e_{3I})$  merupakan notasi dari frame bumi, dan  $E_B (e_{1B}, e_{2B}, e_{3B})$  merupakan notasi dari frame badan quadcopter. Posisi translasi dari quadcopter dinotasikan dengan  $X = [x, y, z]^T$  dan posisi rotasi dari quadcopter dinotasikan dengan Euler angle  $\Theta = [\phi, \theta, \psi]^T$ .  $\phi$  merupakan sudut roll,  $\theta$  merupakan sudut pitch, dan  $\psi$  merupakan sudut yaw.  $V = [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}]^T \in E^B$  merupakan notasi dari vektor kecepatan linier dan  $\Omega = [\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T \in E^B$  merupakan notasi dari vektor kecepatan sudut dari quadcopter

terhadap frame badan. Hubungan antara vektor kecepatan  $(V, \Omega)$  dan  $(\dot{X}, \dot{\Theta})$  ditunjukkan oleh persamaan 1 dan 2.

$$\dot{X} = R(\theta)V \quad (1)$$

$$\dot{\Theta} = M^{-1}(\theta)\Omega \quad (2)$$

dimana  $R(\theta)$  dan  $M(\theta)$  adalah matriks rotasi dan matriks kecepatan antara  $E^B$  dan  $E^I$ :

$$R(\theta) = \begin{bmatrix} C_\psi C_\theta & C_\psi S_\theta S_\phi - S_\psi C_\phi & C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S_\phi \\ S_\psi C_\theta & S_\psi S_\theta S_\phi + C_\psi C_\phi & S_\psi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi \\ -S_\theta & C_\theta S_\phi & C_\theta C_\phi \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$M(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S_\phi \\ 0 & C_\phi & C_\theta S_\phi \\ 0 & -S_\phi & C_\theta C_\phi \end{bmatrix} \quad (4)$$

yang mana  $Cx = \cos(x)$  dan  $Sx = \sin(x)$ .

### C. Dinamika dari Quadcopter [6]

Metode yang digunakan untuk mendapatkan dinamika dari quadcopter disini adalah dengan menggunakan hukum newton. Pergerakan dari quadcopter dikendalikan oleh kecepatan masing-masing motor secara independen. Sehingga dapat dituliskan masukan dari quadcopter adalah seperti pada persamaan 5-8.

$$U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (5)$$

$$U_2 = b(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \quad (6)$$

$$U_3 = b(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \quad (7)$$

$$U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (8)$$

Persamaan gerak quadcopter berdasarkan hukum newton kedua dapat dituliskan sebagai berikut :

$$F = m \dot{v} + (\omega \times mv) \quad (9)$$

dengan  $m$  adalah massa dari quadcopter, kecepatan sudut  $\omega = \Omega$  dan kecepatan linier  $v = V$ .

$$F = m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} + \left( \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} \times m \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \right) \quad (10)$$

sedangkan gaya yang bekerja pada quadcopter adalah

$$F = F_g - F_{thrust} \quad (11)$$

Dengan mensubstitusi hukum newton kedua dengan gaya yang ada pada quadcopter sehingga kita bisa mendapatkan persamaan dari percepatan pada sumbu x,y, dan z adalah

$$\ddot{x} = (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \frac{U_1}{m} \quad (12)$$

$$\ddot{y} = (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \frac{U_1}{m} \quad (13)$$

$$\ddot{z} = -g + (\cos \varphi \cos \theta) \frac{U_1}{m} \quad (14)$$

Untuk menentukan persamaan dari rotasi quadcopter digunakan hukum rotasi rigid body yang mana torsi dari quadcopter dinyatakan seperti pada persamaan 10.

$$\Gamma = I\dot{\omega} + (\omega + I\omega) \quad (15)$$

dimana  $I$  adalah momen inersia yang ada pada quadcopter, seperti ditunjukkan pada persamaan 16

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (16)$$

Sehingga bisa didapatkan untuk percepatan angular untuk model quadcopter adalah model matematika dari quadcopter adalah seperti pada persamaan 11-16.

$$\ddot{\varphi} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr + \frac{l}{I_{xx}} U_2 \quad (17)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr + \frac{l}{I_{yy}} U_3 \quad (18)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq + \frac{l}{I_{zz}} U_4 \quad (19)$$

dengan  $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$  merupakan percepatan linier dan  $\ddot{\varphi}, \ddot{\theta}, \ddot{\psi}$  merupakan percepatan sudut.  $U$  merupakan masukan dimana  $U_1 - U_4$  seperti pada persamaan 5-8. Konstanta  $b$  adalah konstanta daya angkat,  $d$  adalah konstanta drag,  $l$  merupakan panjang lengan dari titik pusat, dan terakhir  $g$  adalah gaya gravitasi yang nilainya  $9.8 \text{ m/s}^2$ .

Pada penelitian ini sesuai dengan dasar teori gerakan dari quadcopter dan hasil dari model yang didapatkan, untuk menerbangkan quadcopter dalam keadaan melayang maka bisa dilakukan linierisasi pada model yang telah didapatkan [4]. Pada kasus ini, quadcopter terbang melayang, membutuhkan gaya dorong ke atas yang bernilai tetap, sehingga seluruh variabel pada persamaan model diasumsikan bernilai sangat kecil kecuali  $z$ , dan dapat dinotasikan sebagai berikut

$$\dot{x}_1 = \dot{x} = 0 \quad (20)$$

$$\dot{x}_2 = \dot{y} = 0 \quad (21)$$

$$\dot{x}_3 = \dot{z} = 0 \quad (22)$$

$$\dot{x}_4 = \dot{\varphi} = p + S_\varphi T_\theta q + C_\varphi T_\theta r = 0 \quad (23)$$

$$\dot{x}_5 = \dot{\theta} = C_\varphi q - S_\varphi r = 0 \quad (24)$$

$$\dot{x}_6 = \dot{\psi} = (S_\varphi / C_\theta) q + (C_\varphi / C_\theta) r = 0 \quad (25)$$

$$\dot{x}_7 = \ddot{z} = (C_\varphi S_\theta C_\psi + S_\varphi S_\psi) U_1 / m = 0 \quad (26)$$

$$\dot{x}_8 = \ddot{z} = (C_\varphi S_\theta S_\psi + S_\varphi C_\psi) U_1 / m = 0 \quad (27)$$

$$\dot{x}_9 = \ddot{z} = -g + (C_\varphi C_\theta) U_1 / m = 0 \quad (28)$$

$$\dot{x}_{10} = \ddot{\varphi} = \left( \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) qr + \left( \frac{l}{I_{xx}} \right) U_2 = 0 \quad (29)$$

$$\dot{x}_{11} = \ddot{\theta} = \left( \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) pr + \left( \frac{l}{I_{yy}} \right) U_3 = 0 \quad (30)$$

$$\dot{x}_{12} = \ddot{\psi} = \left( \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) pq + \left( \frac{l}{I_{zz}} \right) U_4 = 0 \quad (31)$$

Persamaan yang memiliki variabel  $z$  ada pada persamaan 22 dan 28 sehingga sistem MIMO yang ada pada model quadcopter dapat kita sederhanakan menjadi sistem SISO. Pada keadaan ini  $\Omega_1 = \Omega_2 = \Omega_3 = \Omega_4 = \omega$ . Sehingga persamaan keadaan sistem quadcopter dapat didefinisikan,

$$\dot{x}_\phi = A_\phi x + B_\phi u \quad (32)$$

$$z = C_\phi x \quad (33)$$

dengan  $\phi$  adalah model persamaan keadaan sistem baru yang telah disederhanakan, kemudian nilai dari  $A_\phi, B_\phi$ , dan  $C_\phi$  adalah

$$A_\phi = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, B_\phi = \begin{bmatrix} 0 \\ -4v \end{bmatrix}, C_\phi = [1 \quad 0] \quad (34)$$

dimana  $v = -\frac{b}{m}$ , sehingga didapatkan fungsi transfer dari  $z$  adalah

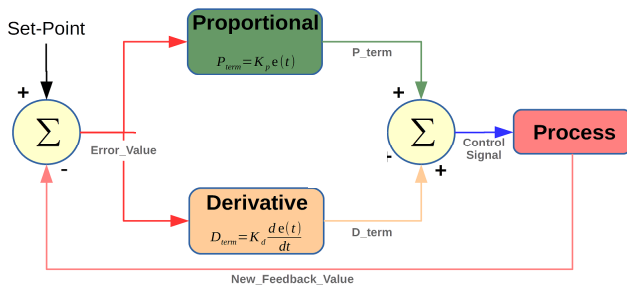
$$G(s) = \frac{-4v}{s^2} \quad (35)$$

### III. SISTEM KENDALI PD

Sistem kendali memegang peranan penting dalam kestabilan sebuah obyek, termasuk dalam kestabilan ketinggian dari quadcopter. Diagram blok dari sistem kontrol ketinggian pada penelitian ini ditunjukkan pada gambar 3. Dalam penelitian ini dirancang sistem kendali berupa sistem kendali PD.

#### A. Sistem Kendali PD

Sistem kendali PD adalah sistem kendali yang terdiri dari 2 komponen, yaitu sistem kendali proporsional dan derivatif [7]. Sistem kendali ini membutuhkan masukan yaitu berupa referensi atau biasa disebut dengan set point dan nilai terukur yang merupakan hasil dari pembacaan sensor yang ada pada sistem. Selisih antara pembacaan ketika kondisi riil dan set point dinamakan kesalahan atau error. Untuk sistem kendali proporsional, hasil keluarannya adalah perkalian error dengan sebuah nilai parameter yang nilainya diatur hingga mendapatkan respon yang baik. Parameter ini dinotasikan dengan  $K_p$ . Sedangkan sistem kendali derivatif adalah hasil perkalian parameter derivatif atau dinotasikan dengan  $K_d$  dengan selisih error yang terjadi saat itu dengan error yang terjadi pada saat sebelumnya.



Gambar 2. Diagram Blok Sistem Kendali PD

Pada sistem kendali proporsional apabila error yang didapatkan nilainya besar maka dengan nilai  $K_p$  yang sama hasil dari respon akan besar sepadan dengan erornya. Untuk sistem kendali derivatif yang mempengaruhi besarnya respon keluaran adalah selisih antara error kondisi saat ini dengan error kondisi sebelumnya, jadi semakin besar selisihnya maka sinyal kontrolnya akan semakin besar pula. Untuk diagram blok dari sistem kendali PD dapat dilihat pada gambar 3. Persamaan dari sistem kendali PD ini ditunjukkan pada persamaan 34 dan bentuk diskritnya ditunjukkan pada persamaan 35 [7].

$$u(t) = K_p e(t) + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (34)$$

$$u(k) = K_p e_k + \frac{1}{T} K_d (e_k - e_{k-1}) \quad (35)$$

dimana  $e(t)$  adalah selisih dari ketinggian yang sebenarnya dengan ketinggian yang diinginkan.

#### B. Metode Penalaan Parameter PD Secara Eksperimen

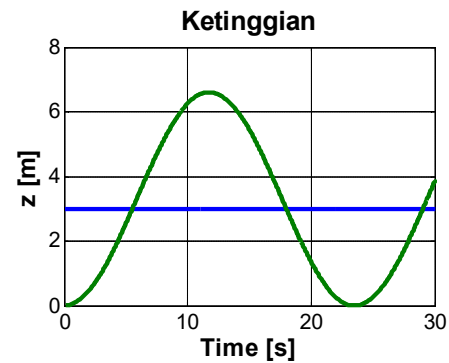
Telah disebutkan sistem kendali PD memiliki 2 parameter yaitu  $K_p$  pada kendali proporsional dan  $K_d$  pada kendali derivatif. Kedua komponen tersebut harus ditala dengan baik agar respon dari sistem kendali yang dirancang memberikan respon yang baik dan sesuai yang diharapkan. Berikut adalah langkah-langkah dari mekanisme bagaimana melakukan penala parameter  $K_p$  dan  $K_d$  secara eksperimen [8] :

1. Berikan nilai  $K_p = 1$  dan  $K_d = 0$  dan amati respon yang terjadi, respon mungkin berosilasi namun waktunya panjang
2. Naikkan nilai dari  $K_p$  sedikit demi sedikit sehingga sistem berosilasi sedikit diatas dari set poin yang diberikan
3. Berikan nilai  $K_p$  sekitar 50-70% dari nilai yang didapatkan sebelumnya, dan berikan nilai pada parameter  $K_d$ . Naikkan sedikit demi sedikit nilai  $K_d$  sehingga respon yang terjadi sesuai harapan

#### IV. ANALISIS MODEL DAN SISTEM KENDALI PD

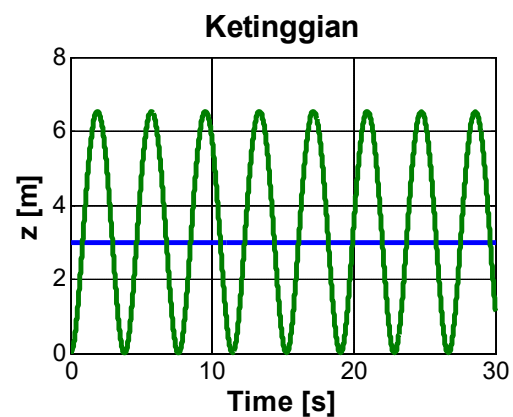
Model matematika yang sudah kita dapatkan menjadi acuan dalam membuat model simulasi dalam software simulink matlab. Langkah-langkah dari penala manual untuk mendapatkan parameter  $K_p$  dan  $K_d$  juga sudah dijelaskan. Berikut adalah prosedur dari penalaan manual sesuai dengan langkah-langkah yang ada :

##### 1. $K_p = 1, K_d = 0$

Gambar 3. Respon kendali  $K_p = 1, K_d = 0$ 

Pada proses  $K_p = 1$  dan  $K_d = 0$ , respon yang terjadi adalah munculnya osilasi pada sekitar set poin namun waktunya panjang. Dikarenakan nilai  $K_p$  sangat kecil jadi respon cukup lama mendekati set poin. Sehingga diperlukan koreksi nilai parameter  $K_p$  agar respon lebih cepat.

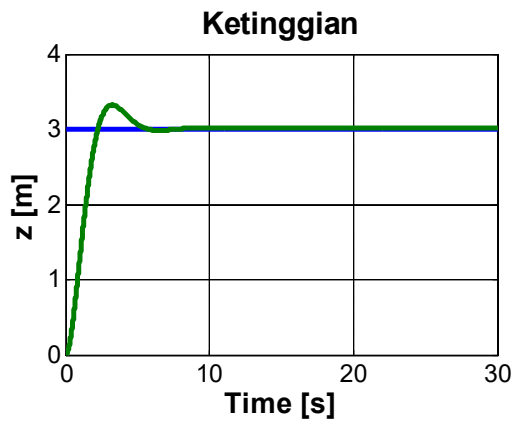
##### 2. $K_p = 40, K_d = 0$

Gambar 4. Respon kendali  $K_p = 40, K_d = 0$ 

Sesuai dengan metode yang digunakan yaitu secara eksperimen, maka pada langkah ini nilai  $K_p$  yang diberikan dinaikkan dibandingkan dengan proses sebelumnya, sehingga didapatkan nilai  $K_p = 40$  dan  $K_d = 0$ . Terlihat pada gambar 4, respon sudah cepat mendekati set poin, dan osilasi muncul di sekitar set poin. Osilasi yang muncul waktunya lebih cepat dibandingkan proses sebelumnya. Apabila nilai parameter  $K_p$  diperbesar lagi maka yang akan terjadi adalah sistem menjadi tidak stabil dan osilasi akan semakin membesar menjauhi set poin yang diberikan.

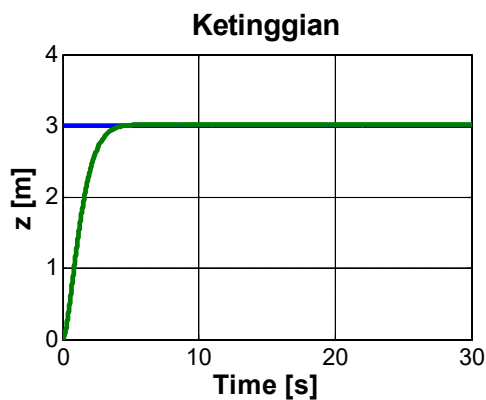
##### 3. $K_p = 20, K_d = 20$

Pada proses sebelumnya osilasi sudah terjadi dan respon yang terjadi cukup cepat, maka proses selanjutnya adalah memberikan nilai pada parameter  $K_d$ . Nilai yang diberikan adalah  $K_p = 20$  dan  $K_d = 20$ . Respon yang ada terlihat pada gambar 5 sudah baik dan mengikuti set poin yang diberikan, namun masih terjadi *overshot* sebesar 3.24 atau sebesar 108% sehingga langkah selanjutnya adalah menghilangkan *overshot* yang terjadi.

Gambar 5. Respon kendali  $K_p = 20$ ,  $K_d = 20$ 

#### 4. $K_p = 25$ , $K_d = 35$

Pada langkah terakhir yang akan dilakukan adalah mencoba menghilangkan *overshot* namun *rise time* dan *settling time* tidak terlalu menurun dari respon sebelumnya. Didapatkan besaran nilai  $K_p = 25$  dan  $K_d = 35$ . Dapat dilihat pada gambar 6 respon yang ada sudah tidak terjadi *overshot*, dan memiliki settling time sebesar 4.64 detik.

Gambar 6. Respon kendali  $K_p = 25$ ,  $K_d = 35$ 

## V. KESIMPULAN DAN SARAN

Pada saat kondisi melayang, model dari quadcopter dapat dilinierisasi sehingga menjadi sistem orde dua. Sistem kendali yang dirancang, sistem kendali PD, dapat menghasilkan keluaran yang sesuai dengan set poin yang diberikan tentunya dengan nilai parameter  $K_p$  dan  $K_d$  yang sesuai. Untuk mendapatkan nilai parameter  $K_p$  dan  $K_d$  pada penelitian ini berdasarkan hasil uji coba, terbukti pada nilai  $K_p = 25$  dan  $K_d = 35$  hasil respon yang terjadi sudah sesuai dengan set poin yang dihasilkan. Karena metode penentuan nilai  $K_p$  dan  $K_d$  pada penelitian adalah berdasarkan uji coba, sehingga kemungkinan kesalahan tinggi, dan kurang cocok apabila diaplikasikan langsung ke *plant riil*.

## REFERENCES

- [1] T. Tengis and A. Batmunkh, "State feedback control simulation of quadcopter model," 2016 11th International Forum on Strategic Technology (IFOST). IEEE, Jun-2016.
- [2] Z. He et al., "Ard-mu-Copter: A Simple Open Source Quadcopter Platform," 2015 11th International Conference on Mobile Ad-hoc and Sensor Networks (MSN). IEEE, Dec-2015.
- [3] L. Kamrath and J. Hereford, "Development of Autonomous Quadcopter," SoutheastCon 2017. IEEE, Mar-2017.
- [4] Surriani Atikah, Sistem Kendali PD Autotuning Berbasis Loop Shaping pada Wahana Udara Tanpa Awak Quadroter." Master Thesis, Gadjah Mada University, 2015.
- [5] P. Kumar, S. K. Rajak, G. Kumar, and T. S. John, "Vision based flying robot with sensing devices for multi-purpose application," 2015 International Conference on Innovations in Information, Embedded and Communication Systems (ICIIECS). IEEE, Mar-2015.
- [6] Bresciani, Tommaso. "Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter." Master Thesis, Lund University, Oct. 2008.
- [7] Ogata, Katsuhiko. "Modern Control Engineering Fifth Edition," New Jersey: Prentice Hall, 2010.
- [8] Haugen, Finn. PID Control. Trondheim: Tapir Academic, 2004. Print.