

## Uji Unjuk Kerja dan Kekokohan Sistem Kontrol Proportional-Derivative (PD) pada Quadrotor

Joga Dharma Setiawan, Agus Mukhtar dan Mochammad Ariyanto  
Magister Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro

Jl. Prof. Soedarto, Tembalang, Semarang 50725  
jdharma@yahoo.com

### Abstrak

Pengembangan quadrotor yang dapat terbang secara *autonomous* telah banyak diaplikasikan dalam berbagai bidang diantaranya adalah sebagai *traffic monitoring*, alat pelacak dan penyelamatan, alat pengintai dan sebagainya. Untuk itu diperlukan sistem kontrol yang stabil dan kokoh serta teruji kemampuan mengikuti perintah (*command following*). Dalam penelitian ini dilakukan pembuatan dan pengujian kekokohan sistem kontrol *proportional derivative* (PD) untuk quadrotor terhadap ketidakpastian masa dan inersia dengan *hardware in the loop* (HIL) serta dikembangkan *pilot in the loop* (PIL) untuk mengikuti perintah dari pilot. Identifikasi parameter quadrotor merupakan hal pertama yang dilakukan, kemudian dilakukan desain sistem kontrol dengan menggunakan MATLAB/Simulink dilanjutkan dengan simulasi respon sistem. Langkah selanjutnya adalah mengaplikasikan desain sistem kontrol ke dalam quadrotor untuk pengujian menggunakan HIL dan PIL. Hasil penelitian menunjukkan bahwa dalam simulasi desain kontrol PD terhadap ketidakpastian masa dan inersia dengan *settling time* 0.7s dan PO 3% diperoleh kondisi roll dan pitch respon dengan PO 0% dan *settling time* 0.7s; *altitude* respon PO 3.3% dan *settling time* 0.7s; *yaw* respon PO 0%, *settling time* 0.9 s dan *steady state error* 0.1°. Dalam aplikasinya hasil eksperimen pengujian sistem kontrol PD dengan HIL pada respon roll diperoleh *steady state error* sekitar 1°. Sedangkan dalam aplikasi PIL respon roll quadrotor sesuai dengan perintah yang diberikan, namun terdapat *steady state error* sekitar 2° dan osilasi pada kontrol PD.

**Keywords:** quadrotor, HIL, kontrol PD, PIL

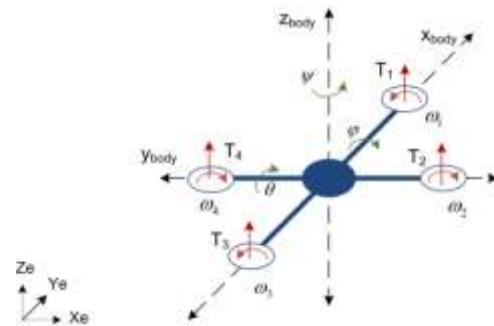
### Pendahuluan

Quadrotor telah banyak dikembangkan dalam berbagai bidang diantaranya adalah sebagai alat pelacak dan penyelamatan, alat pengintai, *traffic monitoring* dan sebagainya. Dalam aplikasinya pembuatan quadrotor memerlukan metode simulasi dan penerapannya kedalam hardware (*Hardware In the Loop*) untuk menguji desain yang telah dibuat. Penelitian quadrotor dengan sistem kontrol PID dengan menggunakan *HIL* telah dikembangkan *Utah University* [1]. *Atılım University* juga telah mengembangkan quadrotor dengan sistem kontrol PID dan LQR dengan menggunakan *HIL* [2]. Dalam penelitian ini dikembangkan *Pilot In the Loop* (PIL) untuk quadrotor dalam pengujian kontrol PD dengan menggunakan *HIL*.

### Kinematika dan Dinamika Quadrotor

Quadrotor terdiri dari empat buah rotor yang terhubung oleh lengan yang saling bersilangan. Setiap propeler terhubung dengan sebuah motor listrik dan terpasang di setiap lengan. Dua frame koordinat yang digunakan adalah koordinat tetap

di bumi (E-frame) dan koordinat badan quadrotor (B-frame) seperti pada gambar 1.



**Gambar 1.** Koordinat quadrotor

Gaya angkat quadrotor disebabkan oleh putaran dari propeller yang selalu menuju ke arah sumbu Z positif terhadap koordinat badan quadrotor (B-frame), sedangkan masa quadrotor akan selalu menuju ke arah Z negatif terhadap koordinat tetap di bumi (E-frame).

Asumsi yang digunakan dalam pemodelan dinamika quadrotor adalah sebagai berikut :

- Struktur quadrotor adalah simetris dan rigid.
- Pusat masa quadrotor berada pada posisi tengah

- quadrotor.
- Keempat propelernya rigid.
  - Besarnya gaya angkat (*thrust*) sebanding dengan besarnya tegangan masukan motor.
  - Gaya tarik berlawanan (*drag force*) terhadap badan quadrotor diabaikan karena hanya pada kondisi terbang rendah.

Selanjutnya hubungan kinematik untuk merubah kecepatan translasi dan kecepatan sudut terhadap koordinat badan quadrotor (B-frame) kedalam koordinat tetap di bumi (E-frame) dapat dihitung menggunakan persamaan 1.

$$\begin{bmatrix} \dot{\eta}_1 \\ \dot{\eta}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} {}^G_B R(\eta_2) & 0 \\ 0 & Q(\eta_2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} \quad (1)$$

Persamaan dinamik quadrotor dapat dihitung dari axioma pertama Euler dan Hukum Newton kedua. Persamaan dinamik 6 DOF dari rigid-body dengan memperhitungkan masa dari badan quadrotor dalam m [kg] dan matrix inersia I [kgm<sup>2</sup>] dapat dihitung dengan persamaan 2.

$$\begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V}^B \\ \dot{\omega}^B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega^B \times (mV^B) \\ \omega^B \times (I\omega^B) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F^B \\ \tau^B \end{bmatrix} \quad (2)$$

Input gaya dan moment pada sumbu x, y dan z terhadap koordinat badan quadrotor (B-frame) yang dihasilkan dari empat propeller dapat dituliskan kedalam persamaan 3.

$$U_B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} \quad (3)$$

Sedangkan gaya dan moment yang ditimbulkan oleh empat buah motor dan propeller [2] ditunjukkan pada persamaan 4 dan 5.

$$F_i = a_i v_i + b_i \quad (4)$$

$$M_i = c_i v_i + d_i \quad (5)$$

Secara keseluruhan, persamaan gerak quadrotor terhadap koordinat badan quadrotor (B-frame) dapat dituliskan dalam persamaan 6.

$$\begin{aligned} \dot{u} &= (vr - wq) + g \sin \theta \\ \dot{v} &= (wp - ur) - g \cos \theta \sin \phi \\ \dot{w} &= (uq - vp) - g \cos \theta \cos \phi + \frac{U_1}{m} \\ \dot{p} &= \frac{I_{YY} - I_{ZZ}}{I_{XX}} qr + \frac{U_2}{I_{XX}} \\ \dot{q} &= \frac{I_{ZZ} - I_{XX}}{I_{YY}} pr + \frac{U_3}{I_{YY}} \\ \dot{r} &= \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}} pq + \frac{U_4}{I_{ZZ}} \end{aligned} \quad (6)$$

## Desain Kontrol PD

Dalam penelitian ini, desain kontrol yang digunakan untuk menstabilkan quadrotor pada kondisi hover adalah *enhanced* kontrol *Proportional-Derivative* (PD). Dengan kontrol PD ini diharapkan dicapai suatu sistem kontrol dengan settling time dan nilai persen overshoot yang kecil. Simulasi desain kontrol PD dilakukan dalam kondisi ideal tanpa gangguan dari luar.

Penggunaan kontrol PD menggunakan persamaan orde kedua. Bentuk standar persamaan orde kedua [4] ditunjukkan pada persamaan 7.

$$G(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (7)$$

Nilai frekuensi natural teredam dapat dihitung dengan menggunakan persamaan 8.

$$\omega_d = \omega_n \sqrt{1 - \zeta^2} \quad (8)$$

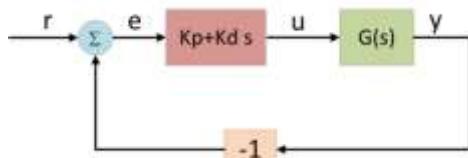
Damping rasio dapat diperoleh dengan menentukan nilai *overshoot* yang diinginkan dengan menggunakan persamaan 9.

$$\zeta = \frac{\left| \ln \left( \frac{PO}{100} \right) \right|}{\sqrt{\pi^2 + \left[ \ln \left( \frac{PO}{100} \right) \right]^2}} \quad (9)$$

Nilai frekuensi natural ( $\omega_n$ ) dapat dicari dengan menentukan settling-time ( $t_s$ ) sebesar 2% dari nilai *steady state* sesuai dengan persamaan 10.

$$\omega_n = \frac{4}{\xi t_s} \quad (10)$$

Pada model dinamika nonlinear quadrotor merupakan system MIMO, untuk sintesis kompensator PID perlu dilakukan linearisasi dari nonlinear model menjadi linear model dengan system SISO. Gambar 2 merupakan diagram blok kompensator PD.



Gambar 2. PD kompensator

Desain kontrol PD dengan menggunakan fungsi transfer orde kedua [3] dinyatakan dalam persamaan 11.

$$G(s) = \frac{b}{s^2 + a_1 s + a_2} \quad (11)$$

Rangkaian *open loop* dari fungsi transfer dari  $e(s)$  ke  $y(s)$  dapat dilihat dalam persamaan 12.

$$Y(s) = C(s)G(s) = \frac{bk_p + bk_d s}{s^2 + a_1 s + a_2} \quad (12)$$

Bentuk close loop dari fungsi transfer dari  $r(s)$  ke  $y(s)$  ditunjukkan pada persamaan 13.

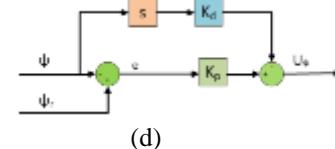
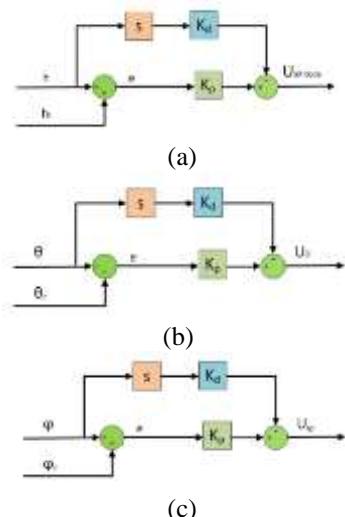
$$\frac{Y(s)}{R(s)} = \frac{b(k_p + k_d s)}{s^2 + (a_1 + bk_d)s + a_2 + bk_p} \quad (13)$$

Sehingga  $K_p$  dan  $K_d$  dapat dihitung dengan menggunakan persamaan 14 dan 15.

$$k_p = \frac{\omega_n^2 - a_2}{b} \quad (14)$$

$$k_d = \frac{2\zeta\omega_n - a_1}{b} \quad (15)$$

Dalam quadrotor terdapat empat kondisi gerakan yaitu ketinggian, roll, pitch dan yaw seperti pada Gambar 3.



Gambar 3. (a) Diagram blok ketinggian (b) Diagram blok roll (c) Diagram blok pitch (d) Diagram blok yaw

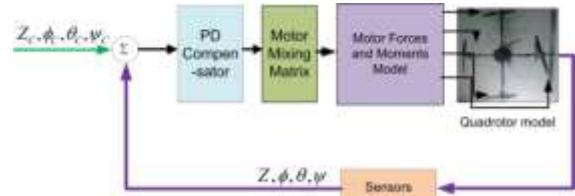
Secara keseluruhan penguatan PD kompensator dengan persen *overshoot* 3% dan *settling time* 2% sebesar 0.7s dapat disimpulkan ke dalam table 1.

Tabel 1. Penguatan PD kompensator

Tabel 1. Gain control PD

Kontrol	$K_p$	$K_d$
Ketinggian	15.3380	2.9780
Roll	1.3985	0.2715
Pitch	1.4469	0.2809
Yaw	24.1310	4.6852

Simulasi dinamik sistem control quadrotor nonlinear dengan *multi input multi output (MIMO)* ditunjukkan pada Gambar 4.



Gambar 4. Model PD nonlinear

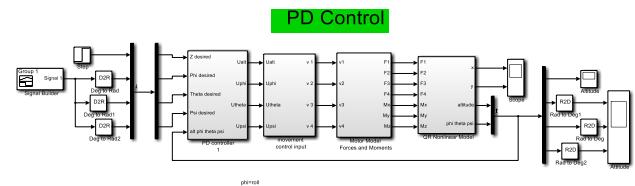
Untuk mengatur respon motor sesuai dengan tegangan masukan yang ada digunakan diagram blok motor mixing matrix [1] yang ditunjukkan pada persamaan 16.

$$\begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \\ v_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -1 & 1 \\ 1 & -1 & 0 & -1 \\ 1 & 0 & 1 & 1 \\ 1 & -1 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_{altitude} \\ U_\phi \\ U_\theta \\ U_\psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_{1nom} \\ v_{2nom} \\ v_{3nom} \\ v_{4nom} \end{bmatrix} \quad (16)$$

Besarnya nilai *nominal voltage* ( $v_{i\_nom}$ ) untuk setiap motor dapat dihitung dengan menggunakan persamaan 17.

$$v_{i\_nom} = \frac{m_q - b_i}{a_i} \quad (17)$$

Model dinamika quadrotor dengan sistem kontrol PD dalam MATLAB/Simulink dapat ditunjukkan pada Gambar 5.



Gambar 5. PD kontrol quadrotor untuk ketinggian, Roll, pitch dan yaw

## KonfigurasI *HIL* dan *PIL*

*Humusoft AD622* adalah *data acquisition card* yang digunakan untuk menghubungkan komputer dengan sinyal nyata dari quadrotor. *Humusoft AD622* terdiri dari 8 channel fast 14 bit A/D converter dengan sampel simultan/hold circuit, 8 independent 14 bit D/A converter, 8 bit digital input port dan 8 bit digital output port.

Dalam penelitian ini *Humusoft AD 622 DAQ card* digunakan sebagai *input analog* dari sinyal *output sensor accelerometer* (sumbu x, y dan z masing-masing pin 2, 3 dan 4), *gyroscope* (sumbu x, y dan z masing-masing pin 5, 6, dan 7) dan sensor *infrared* (*altitude* pada pin 8). Seperti pada Gambar 6.

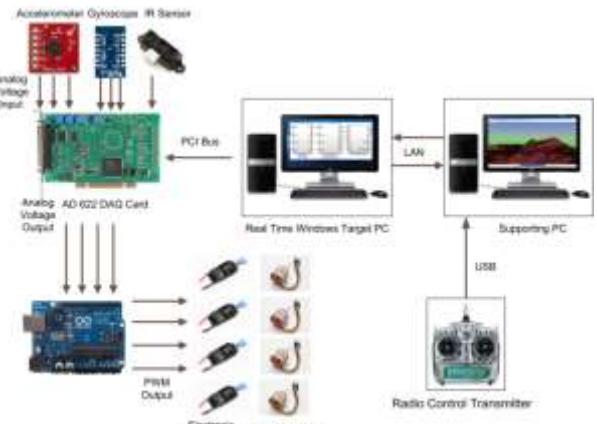


Gambar 6. *Humusoft AD622 DAQ card*

Dua buah komputer masing-masing berfungsi sebagai *host computer* dan *target computer*. *Host computer* digunakan untuk mengakses file Simulink (*PD control*, *sensor model*, *actuator model*). Pada *PC host* dipasang *Humusoft AD622 DAQ Card* sebagai data akuisisi dari plant quadrotor dengan komputer. Sedangkan *target computer* digunakan untuk menampilkan *virtual reality* dari MATLAB/Simulink. Spesifikasi computer yang digunakan adalah

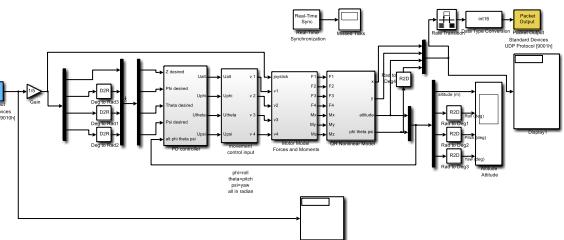
- *PC Host* : Intel Pentium core i5, RAM 6GB, HD 500GB, VGA 64MB
- *PC Target*: Intel Pentium core i3, RAM 4GB, HD 500GB, VGA 1GMB

Koneksi LAN digunakan untuk menghubungkan *PC Host* dengan *PC target*. Saat ini, LAN berbasis pada teknologi *IEEE 802.3 Ethernet*, yang mempunyai kecepatan transfer data 10, 100, atau 1000 Mbit/s. Pemilihan koneksi ini dikarenakan pada MATLAB/Simulink terdapat dua macam koneksi yaitu RS232 dan TCP/IP. Jika menggunakan koneksi RS232 kecepatan transfer data hanya 8 bit/s. Jadi dengan alasan inilah dipilih koneksi TCP/IP untuk transfer data dari *PC Host* ke *PC Target*. Selanjutnya adalah menghubungkan antara satu hardware dengan yang lainnya sesuai dengan system kerjanya masing-masing seperti pada Gambar 7.



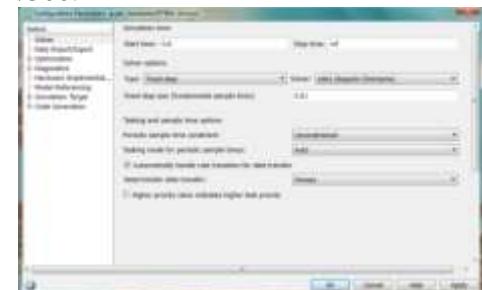
Gambar 7. Konfigurasi hardware *HIL* dan *PIL*

*Realtime Windows Target* merupakan fasilitas yang ada pada MATLAB/Simulink yang digunakan untuk mengeksekusi model pada MATLAB/Simulink pada Microsoft Windows yang terhubung pada I/O board secara real time. *Model plant quadrotor* tersebut dapat dieksekusi oleh *PC Host* dan di tampilkan kedalam *PC Target* melalui koneksi LAN. Seperti pada Gambar 8.



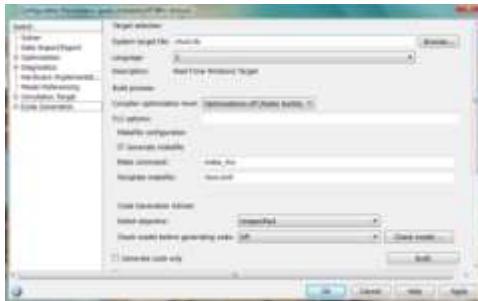
Gambar 8. Plant quadrotor dalam *realtime windows target*

Setelah *plant quadrotor* selesai dibuat maka untuk konfigurasi *Realtime Windows Target* pada *PC Host*, langkah selanjutnya adalah konfigurasi parameter *RTW* seperti pada Gambar 9 sampel *time* diganti dengan 1/300.



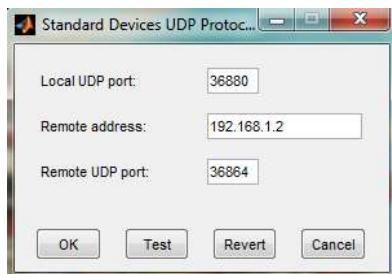
Gambar 9. Konfigurasi parameter *realtime windows target*

Langkah selanjutnya adalah konfigurasi target selection. Pilih *rtwt.tlc* pada *system target file*, kemudian pilih *apply* lalu *build*. Seperti pada Gambar 10.



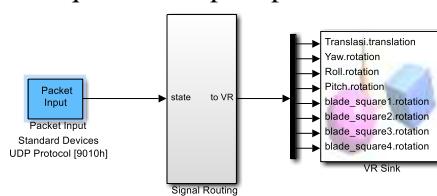
**Gambar 10.** Konfigurasi *target selection* *realtime windows target*

Agar *PC Host* dan *PC Target* dapat terhubung, maka perlu adanya konfigurasi *UDP send/receive target* pada *PC Host*. Pada *Local UDP port* diisikan port *UDP PC Host* yaitu 36880. Pada kolom *Remote address* merupakan alamat IP dari *PC target*, sedangkan pada *Remote UDP port* isikan port dari *PC target* seperti pada Gambar 11.



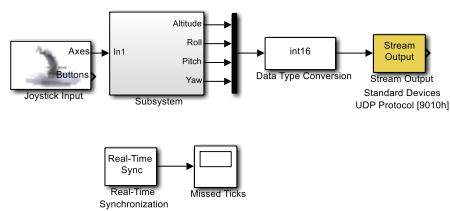
**Gambar 11.** Konfigurasi *UDP receive target*

Setelah konfigurasi *PC Host* selesai, maka langkah selanjutnya adalah konfigurasi *PC target*. Dalam *PC target* digunakan model sebagai *virtual reality model*. digunakan untuk menampilkan simulasi dari quadrotor seperti pada Gambar 12.



**Gambar 12.** Konfigurasi *virtual reality*

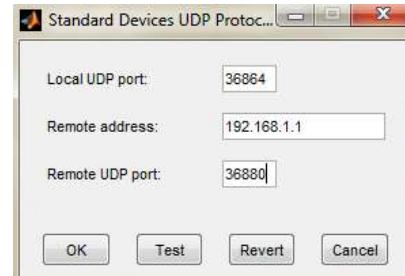
*Input joystick* digunakan sebagai sinyal masukan dari *remote control* dalam aplikasinya sebagai *Pilot In The Loop (PIL)* seperti pada Gambar 13.



**Gambar 13.** Konfigurasi *input joystick* untuk aplikasi *Pilot In the Loop (PIL)*

Agar *PC Host* dan *PC Target* dapat terhubung, maka perlu adanya konfigurasi *UDP send/receive target* pada *PC Target*. Pada *Local UDP port*

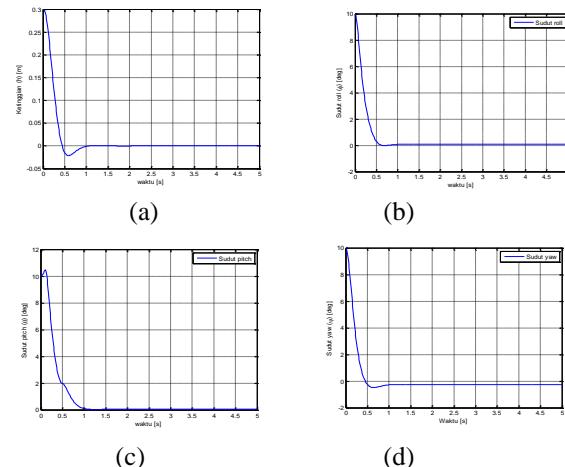
diisikan *port UDP PC Target* yaitu 36864. Pada kolom *Remote address* merupakan alamat IP dari *PC Host*, sedangkan pada *Remote UDP port* isikan *port* dari *PC Host* seperti pada Gambar 14.



**Gambar 14.** Konfigurasi *UDP send target*

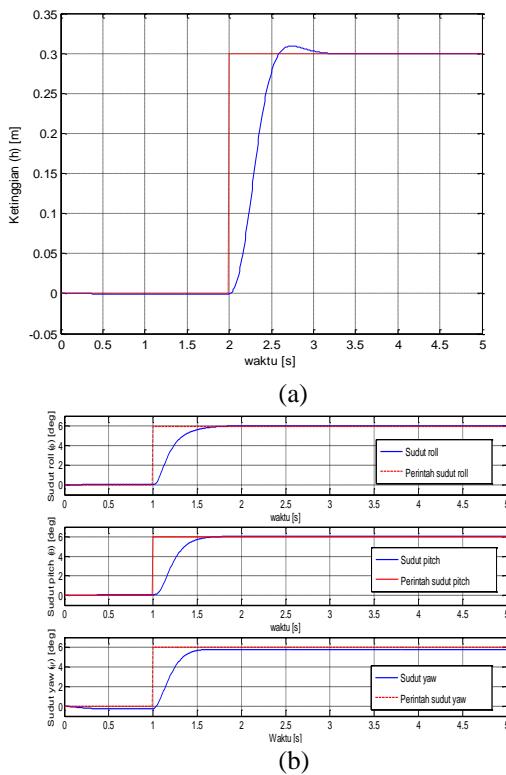
### Hasil Simulasi Kontrol PD

Setelah desain kontrol PD dengan menggunakan MATLAB/Simulink selesai dibuat maka diperoleh hasil simulasi untuk respon ketinggian, roll, pitch dan yaw. Dalam simulasi yang pertama diberikan kondisi awal untuk ketinggian 30 cm dan nilai sudut awal roll, pitch dan yaw  $10^\circ$  sehingga diperoleh gambar 15.



**Gambar 15.** Simulasi dengan inisial kondisi (a) Respon ketinggian (b) Respon roll (c) Respon pitch (d) Respon yaw

Dari Gambar 15 diatas dapat dilihat bahwa terdapat *steady state error* sekitar  $-0.1^\circ$  pada respon yaw, sedangkan lainnya tidak terdapat *error steady state*, dengan *settling time* sekitar 1s. Setelah melakukan simulasi dengan inisial kondisi, maka langkah selanjutnya untuk menguji sistem kontrol yang telah dibuat yaitu dengan memberikan fungsi *step input*. Hasil simulasi dari *input step* yang diberikan kedalam desain kontrol PD dapat dilihat pada Gambar 16.



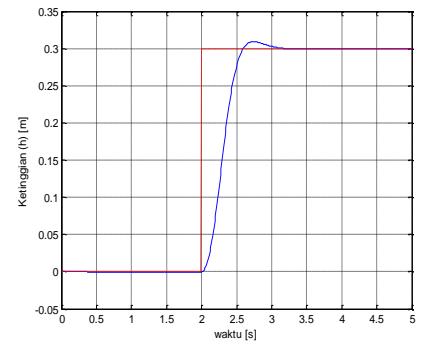
(a)

(b)

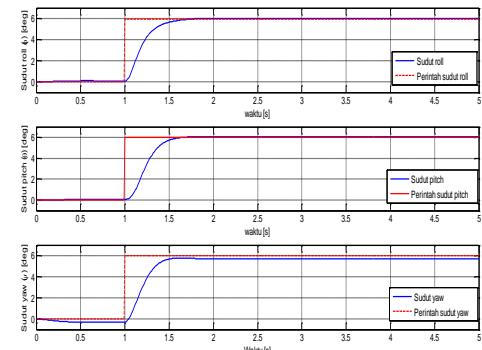
**Gambar 16.** Kontrol PD dengan fungsi step (a) Respon ketinggian (b) Respon roll, pitch, dan yaw

Dari Gambar 16 dapat dilihat bahwa pada respon ketinggian nilai dari persen *overshoot* sebesar 3.3% dan *settling time* sebesar 0.9s. Sedangkan pada roll, pitch dan yaw, nilai persen overshoot adalah 0%, dengan *settling time* sekitar 0.6s. Terdapat *steady state error* sekitar  $-0.1^\circ$  hanya pada respon yaw.

Untuk menguji apakah desain kontrol PD yang telah dibuat kokoh (*robust*), maka dalam penelitian ini dilakukan simulasi ketidakpastian parameter yaitu massa dan inersia masing-masing bertambah sebanyak 10% dari kondisi awal, dan pengurangan massa dan inersia sebanyak 10% dari kondisi awal. Hal ini dilakukan karena pada saat kondisi real, besar massa dan inersia dipastikan akan mengalami ketidakpastian karena faktor eksternal. Dengan penambahan massa sebesar 10% dan inersia sebesar 10% dari kondisi awal yaitu massa = 1.61 kg,  $I_{xx} = 0.0222 \text{ kgm}^2$ ,  $I_{yy} = 0.0222 \text{ kgm}^2$  dan  $I_{zz} = 0.0510 \text{ kgm}^2$  dapat dilihat pada Gambar 17.



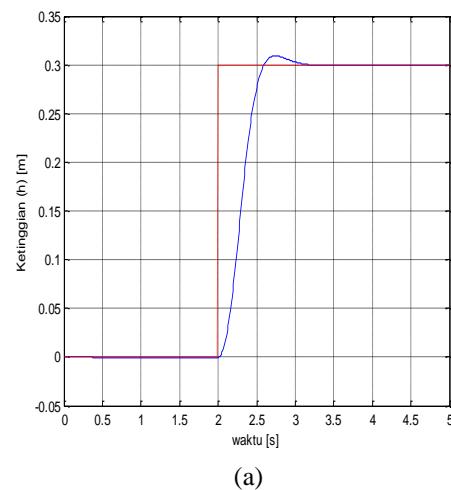
(a)



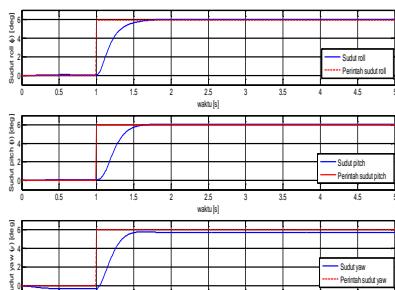
(b)

**Gambar 17.** Penambahan massa 10% dan inersia 10% (a) Respon ketinggian (b) Respon roll pitch dan yaw

Dari Gambar 17 dapat dilihat bahwa pada respon ketinggian nilai dari persen *overshoot* sebesar 3.3% dan *settling time* sebesar 0.9s. Sedangkan pada roll, pitch dan yaw, nilai persen overshoot adalah 0%, dengan *settling time* sekitar 0.6s. Terdapat *steady state error* sekitar  $-0.1^\circ$  hanya pada respon yaw. Dengan pengurangan massa sebesar 10% dan inersia sebesar 10% dari kondisi awal yaitu massa = 1.61 kg,  $I_{xx} = 0.0222 \text{ kgm}^2$ ,  $I_{yy} = 0.0222 \text{ kgm}^2$  dan  $I_{zz} = 0.0510 \text{ kgm}^2$  dapat dilihat pada Gambar 18.



(a)



(b)

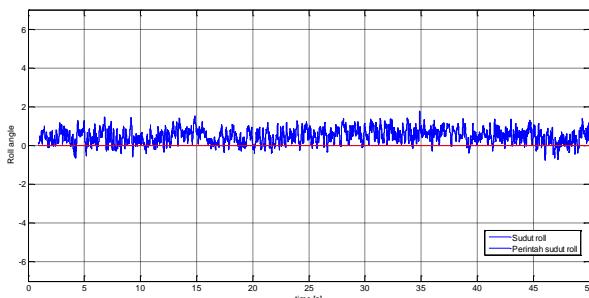
**Gambar 18.** Pengurangan masa 10% dan inersia 10%

(a) Respon ketinggian (b) Respon roll, pitch, dan yaw

Dari Gambar 18 dapat dilihat bahwa pada respon ketinggian nilai dari persen *overshoot* sebesar 5% dan *settling time* sebesar 1.1 s. Sedangkan pada roll, pitch dan yaw, nilai persen *overshoot* adalah 0%, dengan *settling time* sekitar 0.6 s. Terdapat *steady state error* sekitar  $-0.1^\circ$  hanya pada respon yaw.

#### Hasil Eksperimen Kontrol PD dengan *HIL*

Hasil penelitian dalam penerapan kontrol PD pada *plant quadrotor*, untuk memperoleh nilai *gain* yang paling sesuai dilakukan *tuning gain*. *Tuning gain* ini dilakukan dengan cara melakukan *adjusting* nilai dari konstanta kontrol proporsional ( $K_P$ ) dan konstanta kontrol derivative sehingga diperoleh nilai 0.4 untuk  $K_P$  dan 0.2 untuk  $K_D$ . Respon hasil dari perintah roll untuk *zero reference* ditunjukkan pada Gambar 19.

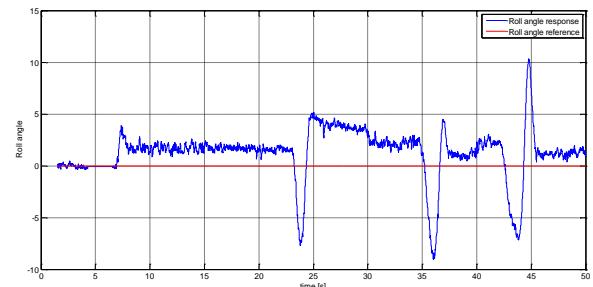


**Gambar 19.** Aplikasi *HIL* untuk respon roll dengan *zero reference*

Dari gambar 19 dapat dilihat bahwa terdapat noise pada pembacaan perintah roll sekitar  $1^\circ$  dan terdapat *steady state error* sekitar  $0.5^\circ$ .

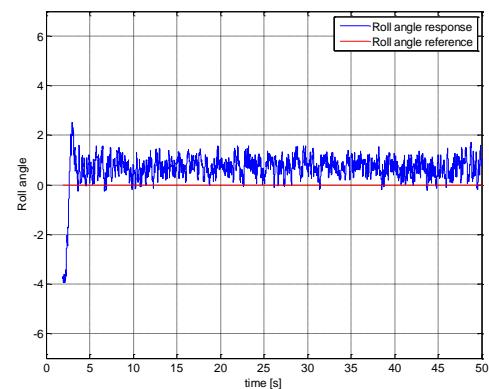
Setelah melakukan pengujian respon quadrotor terhadap *zero reference* maka langkah selanjutnya untuk menguji kekokohan dan unjuk kerja dari sistem kontrol PD yang telah dibuat maka dilakukan pengujian dengan memberikan

gangguan yang berupa gaya dari luar yaitu dengan menarik salah satu frame quadrotor ke arah sumbu z negatif (bawah) dan melepaskannya kembali. Apakah quadrotor akan kembali ke posisi semula (titik nol). Seperti pada Gambar 20.



**Gambar 20.** Aplikasi *HIL* untuk respon roll dengan *disturbance effect*

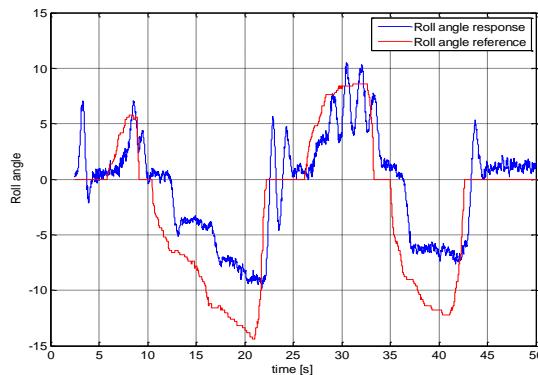
Dari Gambar 20 maka dapat dilihat bahwa quadrotor akan kembali menuju ke posisi semula (titik nol) setelah diberikan gangguan dari luar, tetapi terdapat *steady state error* sekitar  $1^\circ$ . Setelah melakukan pengujian respon quadrotor terhadap *disturbance effect* maka langkah selanjutnya untuk menguji kekokohan dan unjuk kerja dari sistem kontrol PD yang telah dibuat maka dilakukan pengujian kembali dengan memberikan inisial kondisi sebesar  $5^\circ$ . Apakah quadrotor akan kembali ke posisi semula (titik nol). Seperti pada Gambar 21.



**Gambar 21.** Aplikasi *HIL* untuk respon roll dengan inisial kondisi  $5^\circ$

Dari Gambar 21 maka dapat dilihat bahwa quadrotor akan kembali menuju ke posisi semula (titik nol) setelah diberikan inisial kondisi sebesar  $5^\circ$ , tetapi terdapat *steady state error* sekitar  $0.5^\circ$ .

Setelah semua pengujian dilakukan maka langkah selanjutnya adalah penerapan aplikasi *Pilot In the Loop* untuk kontrol PD yang telah dibuat. Seperti pada Gambar 22.



**Gambar 22.** Aplikasi PIL untuk respon roll

Dalam aplikasi PIL ini dapat dilihat pada Gambar 22 bahwa respon roll quadrotor sesuai dengan perintah yang diberikan, namun terdapat *steady state error* dan osilasi pada control PD.

### Kesimpulan

Sesuai dengan simulasi, sistem kontrol PD dengan penambahan dan pengurangan masa dan inersia tidak pada respon roll, pitch dan yaw tidak mengalami perubahan nilai persen *overshoot* dan *settling time* dan *error steady state*, sedangkan pada respon ketinggian mengalami perubahan pada persen *overshoot* sebesar 1.7% dari nilai awal. Dalam simulasi pada respon yaw terdapat *steady state error* sebesar  $0.1^\circ$ . Dalam aplikasi *Pilot In the Loop*, terdapat *steady state error* pada respon roll sekitar  $2^\circ$  serta terjadi osilasi saat sistem akan kembali ke posisi nol.

### Ucapan Terima kasih

Penelitian ini didukung oleh Kementerian Riset dan Teknologi, Republik Indonesia, kontrak penelitian Nomor : 38.6/UN7.5/PG/2012 dan Nomor : 39.4/UN7.5/PG/2013 Insentif Riset Sinas.

### Referensi

- [1] Vaibav Gadioc. 2011. "Autonomous Aerial Manipulation Using A Quadrotor" Utah State University, 4:37-66.
- [2] Anil Guclu. 2012. "Attitude and Altitude Control of An Outdoor Quadrotor" Atilim University, 3:10-32.
- [3] Robert L. Williams. 2007. "Linear state-space control system", Ohio University.
- [4] James Diebel. 2006. "Representing Attitude: Euler Angles, Unit Quaternion dan Rotation Vectors", Stanford University