

# Perancangan dan Implementasi Kontroler PID dengan *Nonlinear Decoupling* pada Sistem Kendali *Way-to-Way Point UAV Quadcopter*

Muhammad Jadid Anggarjito, Katjuk Astrowulan, dan Rusdhianto Effendie A. K  
Jurusan Teknik Elektro, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)  
Jl. Arief Rahman Hakim, Surabaya 60111  
*e-mail*: katjuk@ee.its.ac.id, rusdhi@elect-eng.its.ac.id

**Abstrak**—Quadcopter merupakan salah satu jenis rotorcraft yang memiliki 4 buah rotor yang harus dikendalikan masing-masing rotornya untuk dapat menggerakkan quadcopter. Gerak lateral merupakan gerak quadcopter secara horizontal pada ketinggian atau gerak translasi. Gerakan ini sangat vital untuk memenuhi kebutuhan quadcopter dalam mencapai way-to-way point yang telah ditentukan.

Pada tugas akhir ini, untuk mengatur gerakan lateral dari quadcopter digunakan sistem kendali PID Decoupling Nonlinear. Terdapat 2 buah kontroler individual yang digunakan yaitu kontroler PID Nonlinear Decoupling untuk mengatur pitch dan roll gerak rotasi, serta kontroler PD untuk mengatur translasi sumbu X dan sumbu Y. Perancangan sistem kontrol PID Nonlinear Decoupling pada simulasi digunakan untuk mempertahankan gerak lateral quadcopter dalam mencapai way-to-way point yang ditentukan.

Nilai parameter yang didapatkan dari hasil tuning terstruktur pada simulasi yaitu untuk kontroler PID dengan Nonlinear Decoupling pitch dan roll  $K_p=5$   $K_i=0,01$   $K_d=10$ , sedangkan untuk kontroler PD sumbu X dan sumbu Y  $K_p=0,05$   $K_d=0,2$ . Respon hasil implementasi pada quadcopter belum sesuai dengan hasil simulasi. Hasil simulasi masih terdapat koreksi pada translasi sumbu X dan sumbu Y dengan kesalahan sebesar  $\pm 0,02$  cm, sedangkan pada implementasi gerak lateral menggunakan remote control quadcopter dapat bergerak stabil menuju way-to-way point yang ditentukan..

**Kata Kunci**—Quadcopter, PID Nonlinear Decoupling, Lateral, Pitch, Roll.

## I. PENDAHULUAN

QUADCOPTER sebagaimana fungsinya harus memiliki keseimbangan yang baik saat terbang, terutama pada gerak rotasi dan translasi yang sangat mempengaruhi terbang *quadcopter*. *Quadrotor* atau *quadcopter* merupakan jenis helikopter dengan 4 buah motor yang dipasang simetris pada ujung-ujung kerangka utama. Motor depan dan belakang berputar searah jarum jam (*clockwise*), sedangkan motor kanan dan motor kiri berputar berlawanan arah jarum jam (*counter clockwise*).

Dalam tugas akhir ini akan dibahas mengenai dinamika gerak lateral dari salah satu jenis helikopter yaitu *quadcopter* dengan kontroler PID *Nonlinear Decoupling* pada kestabilan gerak rotasi sudut roll dan pitch serta kontroler PD pada gerak translasi terhadap sumbu X dan sumbu Y untuk dapat bergerak melalui titik-titik yang telah ditentukan.

Gerak lateral merupakan gerak *quadcopter* secara horizontal pada ketinggian atau gerak translasi, gerakan ini sangat vital untuk memenuhi kebutuhan *quadcopter* dalam mencapai way-to-way point yang telah ditentukan sehingga diperlukan kontroler untuk menstabilkannya. Hasil akhir dari tugas akhir ini adalah mendesain kontroler sehingga dapat disimulasikan dan diimplementasikan pada *quadcopter* agar dapat melakukan gerak lateral menuju titik-titik yang ditentukan dengan stabil. Sistem kontrol yang digunakan pada *quadcopter* adalah kontroler PID *Nonlinear Decoupling* untuk mengatur gerak rotasi pitch dan roll serta kontroler PD untuk mengatur gerak translasi sumbu X dan sumbu Y sehingga penentuan parameter-parameter  $K_p$ ,  $K_i$  dan  $K_d$  harus tepat agar didapatkan kestabilan yang diinginkan saat melakukan gerak lateral.

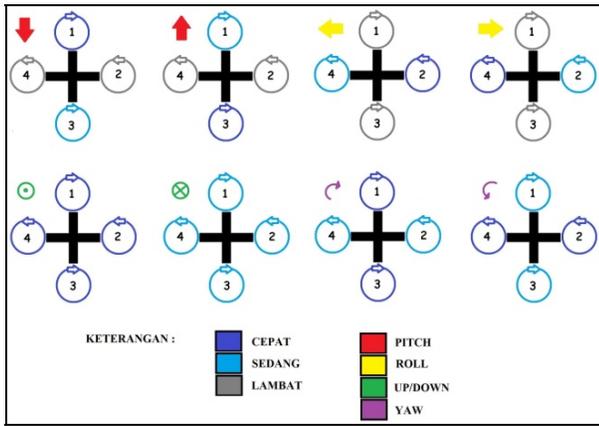
## II. TEORI PENUNJANG

Pada tugas akhir ini akan ditekankan pembahasan mengenai gerak lateral quadcopter dan bagaimana menggunakan metode Nonlinear Decoupling dengan kontroler PID yang diharapkan dapat memberikan keseimbangan pada gerak lateral quadcopter untuk dapat menuju way-to-way point yang ditentukan.

### A. Gerak Quadcopter[1][2][3]

Quadcopter memiliki 6 degree of freedom (DoF) dengan 12 keluaran, 6 keluaran dari 12 keluaran ini menentukan attitude dari quadcopter. Variabel-variabel tersebut adalah:

- $x$  = posisi quadcopter terhadap sumbu  $X_e$
- $y$  = posisi quadcopter terhadap sumbu  $Y_e$
- $z$  = posisi quadcopter terhadap sumbu  $Z_e$
- $u$  = kecepatan quadcopter diukur pada sumbu  $X_b$
- $v$  = kecepatan quadcopter diukur pada sumbu  $Y_b$
- $w$  = kecepatan quadcopter diukur pada sumbu  $Z_b$
- $\phi$  = sudut roll terhadap sumbu  $X_e$
- $\theta$  = sudut pitch terhadap sumbu  $Y_e$
- $\psi$  = sudut yaw terhadap sumbu  $Z_e$
- $p$  = kecepatan sudut roll diukur pada sumbu  $X_b$
- $q$  = kecepatan sudut pitch diukur pada sumbu  $Y_b$
- $r$  = kecepatan sudut yaw diukur pada sumbu  $Z_b$



Gambar 1. Pengaruh putaran motor terhadap gerak quadcopter

Quadcopter memiliki 4 buah motor sebagai penggerak baling-baling yang digunakan untuk menghasilkan gaya angkat. Dua pasang baling-baling (1,4) dan (2,3) berputar dengan arah yang berlawanan. Dengan memvariasikan kecepatan motor, dapat mengubah gaya angkat dan menciptakan gerak. Dengan demikian, meningkatkan atau menurunkan kecepatan keempat baling-baling bersama-sama menghasilkan gerakan vertikal. Mengubah kecepatan baling-baling 2 (kiri) dan 3 (kanan) akan menghasilkan gerakan rotasi roll ditambah dengan gerakan translasi terhadap sumbu Y sedangkan mengubah kecepatan baling-baling 1 (depan) dan 4 (belakang) akan menghasilkan gerakan rotasi pitch ditambah dengan gerakan translasi terhadap sumbu X dan dapat dilihat pengaruh putaran motor quadcopter pada Gambar 1.

Dan persamaan dinamika dari quadcopter pada gerak translasi dan rotasi dapat dituliskan pada Persamaan 1 - 6.

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

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

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

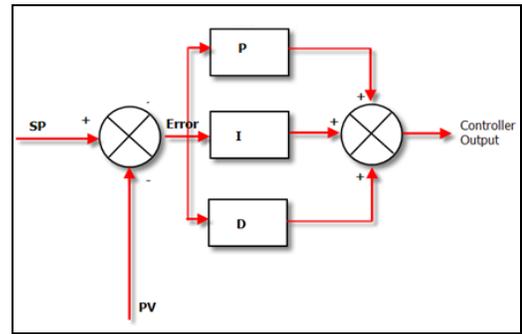
$$\ddot{\phi} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr + \frac{J_r}{I_{xx}} q\Omega + \frac{U_2}{I_{xx}} \tag{4}$$

$$\ddot{\theta} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr - \frac{J_r}{I_{yy}} p\Omega + \frac{U_3}{I_{yy}} \tag{5}$$

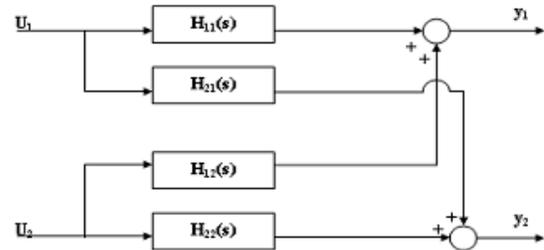
$$\ddot{\psi} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq + \frac{U_4}{I_{zz}} \tag{6}$$

**B. Kontroler PID[4]**

Pengendali PID dibentuk dengan menggabungkan karakteristik yang ada pada kontroler P (Proporsional), kontroler I (Integral), dan kontroler D (Derivatif). Setiap kekurangan dan kelebihan dari masing-masing kontroler P, I dan D dapat saling menutupi dengan menggabungkan ketiganya secara paralel sebagai kontroler PID. Blok diagram secara lengkap kontroler PID dapat dilihat pada Gambar 2 dan



Gambar 2. Diagram blok kontroler PID.



Gambar 3. Proses dengan dua variabel manipulasi dan dua variabel pengendali.

persamaan matematis kendali PID ditunjukkan pada Persamaan 7.

$$u(t) = K_p \left( e(t) + \frac{1}{\tau_i} \int_0^t e(t) dt + \tau_d \frac{de(t)}{dt} \right) \tag{7}$$

Setiap kekurangan dan kelebihan dari masing-masing kontroler P, I dan D dapat saling menutupi dengan menggabungkan ketiganya secara paralel menjadi kontroler proposional + integral + derivatif (kontroler PID). Elemen-elemen kontroler P, I, dan D masing-masing secara keseluruhan bertujuan untuk mempercepat reaksi sebuah sistem, menghilangkan *offset* dan menghasilkan perubahan awal yang besar.

**C. Decoupling Sistem MIMO[5]**

Metode decoupling adalah suatu metode untuk menghilangkan interaksi kontrol lain dari suatu sistem MIMO (Multiple Input Multiple Output), sehingga sistem tersebut seakan-akan bekerja sebagaimana sistem SISO (Single Input Single Output). Suatu sistem MIMO dengan dua masukan dan dua keluaran dapat diubah menjadi dua buah sistem dengan satu masukan dan satu keluaran yang tidak saling berinteraksi dengan menggunakan dynamic decoupler. Proses dengan dua variabel manipulasi dan dua variabel pengendali dapat dilihat pada Gambar 3.

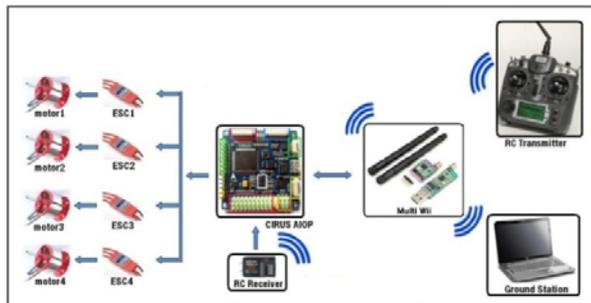
Masing-masing variabel manipulasi, U<sub>1</sub> maupun U<sub>2</sub> bersama-sama mempengaruhi kedua variabel pengendali, baik y<sub>1</sub> ataupun y<sub>2</sub>. Hubungan masukan/keluaran ditunjukkan pada Persamaan 8 dan 9 berikut:

$$y_1 = H_{11}(s)U_1 + H_{12}(s)U_2 \tag{8}$$

$$y_2 = H_{21}(s)U_1 + H_{22}(s)U_2 \tag{9}$$



Gambar 4. Hasil implementasi desain quadcopter



Gambar 5. Rancangan sistem elektronika quadcopter

$H_{11}(s)$ ,  $H_{12}(s)$ ,  $H_{21}(s)$  dan  $H_{22}(s)$  adalah empat fungsi alih yang menyatakan hubungan antara dua masukan dan dua keluaran. Perubahan  $U_1$  dan  $U_2$  masing-masing berpengaruh pada  $y_1$  dan  $y_2$ . Dimisalkan diagram blok sistem pengendalian dengan loop-loop pengendalian berupa "coupling"  $U_1$  dengan  $y_1$  dan  $U_2$  dengan  $y_2$ .

Fungsi alih decoupler ditentukan dari fungsi alih proses yaitu  $H_{11}(s)$ ,  $H_{12}(s)$ ,  $H_{21}(s)$ , dan  $H_{22}(s)$ . Untuk mendapatkan fungsi alih masing-masing decoupler digunakan Persamaan 10 dan 11 berikut:

$$D_{12}(s) = -\frac{H_{12}(s)}{H_{11}(s)} \tag{10}$$

$$D_{21}(s) = -\frac{H_{21}(s)}{H_{22}(s)} \tag{11}$$

Decoupler  $D_{21}$  digunakan untuk menghilangkan pengaruh perubah variabel manipulasi loop pertama,  $U_1$  terhadap variabel pengendali loop kedua  $y_2$ .

Hubungan masukan/keluaran loop tertutup seperti Persamaan 12 dan 13 berikut:

$$y_1 = \frac{Gc_1 \left[ H_{11} - \frac{H_{12}H_{21}}{H_{22}} \right]}{1 + Gc_1 \left[ H_{11} - \frac{H_{12}H_{21}}{H_{22}} \right]} y_{1sp} \tag{12}$$

$$y_2 = \frac{Gc_2 \left[ H_{22} - \frac{H_{12}H_{21}}{H_{11}} \right]}{1 + Gc_2 \left[ H_{22} - \frac{H_{12}H_{21}}{H_{11}} \right]} y_{2sp} \tag{13}$$

### III. PERANCANGAN

#### A. Perancangan Perangkat Keras Quadcopter

Hasil perancangan quadcopter terlihat pada Gambar 4 dengan spesifikasi sistem yang diharapkan tercapai pada perancangan ini adalah sebagai berikut:

1. Quadcopter dapat diatur gerakan terbangnya dalam pemrograman perangkat kontrol quadcopter untuk melakukan gerakan lateral.
2. Quadcopter dilengkapi dengan beberapa sensor penunjang gerak lateral.
3. Quadcopter dapat menjaga keseimbangan saat kondisi gerak lateral.
4. Data-data sensor dapat diolah dalam perangkat kontrol quadcopter untuk melakukan gerak lateral.
5. Kontrol attitude diberikan pada pitch dan roll tanpa memperhatikan ketinggian dan yaw.

Rangkaian elektronika yang dirancang harus mampu menangani jumlah masukan/keluaran sensor dan komponen-komponen yang digunakan dalam penunjang terbang quadcopter, perancangan keseluruhan dari sistem elektronika dari quadcopter dapat dilihat pada Gambar 5.

#### B. Perancangan Metode PID Nonlinear Decoupling[6]

Perancangan PID Nonlinear Decoupling diletakkan pada sudut pitch dan roll untuk menghilangkan sinyal kontrol sudut pitch yang berpengaruh pada sudut roll juga sebaliknya. Dengan menggunakan Persamaan 14-15 maka didapatkan perhitungan secara nonlinear untuk mendapatkan hasil decoupling sudut pitch.

$$\ddot{\theta} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} p\dot{r} - \frac{J_r}{I_{yy}} p\Omega + \frac{U_3}{I_{yy}} \tag{14}$$

$$U_3 = bI(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \tag{15}$$

Diketahui jika  $W$  adalah  $\Omega$ , maka  $W = W_N + \Delta W$ .  $W_N$  adalah  $W$  nominal dan  $\Delta W$  adalah delta  $W$  pada Persamaan 16-17.

$$W_{31} = W_N + \Delta W \quad W_{32} = W_N + (2\Delta W \times W_N) + \Delta W^2 \tag{16}$$

$$W_{11} = W_N - \Delta W \quad W_{12} = W_N + (2\Delta W \times W_N) + \Delta W^2 \tag{17}$$

Mengurangi  $W_{32}$  dengan  $W_{12}$  akan didapatkan persamaan baru untuk  $U_3$  pada Persamaan 18-19:

$$W_{32} - W_{12} = 4\Delta W \times W_N \tag{18}$$

$$U_3 = bI(4\Delta W \times W_N) \tag{19}$$

Untuk menghilangkan pengaruh  $U_3$  terhadap sudut pitch maka harus mencari nilai gain pitch, bisa didapat dengan penyelesaian berikut:

$$\text{Misal } \Delta W = G + \Delta W^*$$

$$= k_2 p r + j_2 p \Omega + 4i_2 W_N (G + \Delta W^*)$$

$$= k_2 p r + j_2 p \Omega + 4i_2 W_N G + 4i_2 W_N \Delta W^*$$

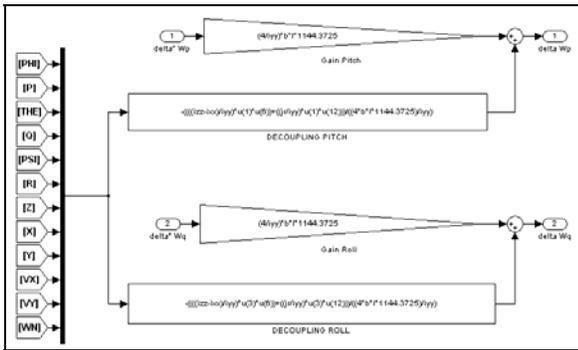
$$k_2 p r + j_2 p \Omega + 4i_2 W_N G = 0$$

$$G = -(k_2 p r + j_2 p \Omega) / 4i_2 W_N \tag{20}$$

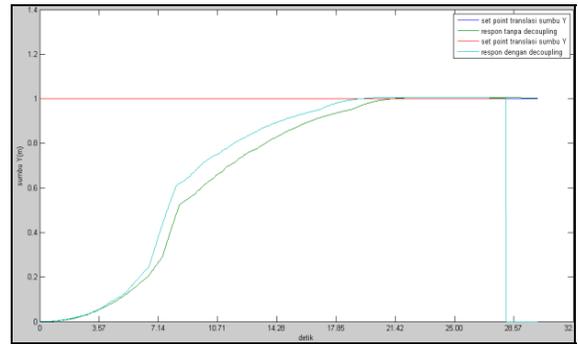
Dengan nilai gain pitch pada Persamaan 20 tersebut, maka didapat delta  $W$  untuk pitch seperti Persamaan 21.

$$\Delta W_P = -(k_2 p r + j_2 p \Omega) / 4i_2 W_N + 4i_2 W_P^* \tag{21}$$

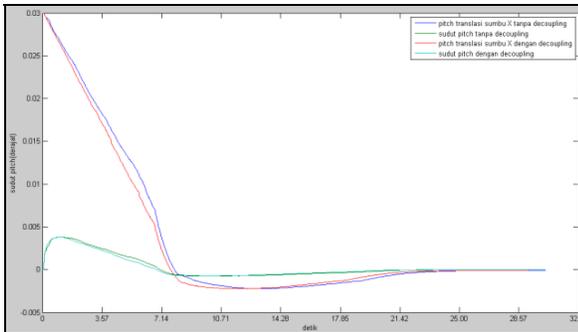
Dengan menggunakan Persamaan 22-23 maka didapatkan perhitungan secara nonlinear untuk mendapatkan hasil



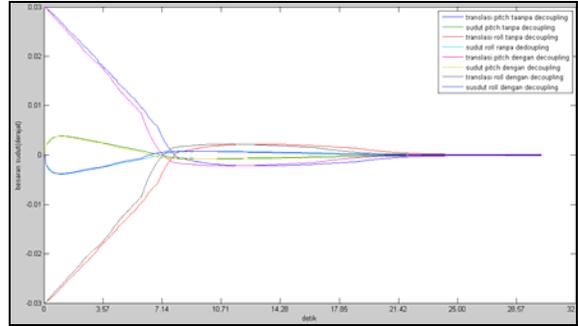
Gambar 6. Perancangan *Nonlinear Decoupling* pada simulasi



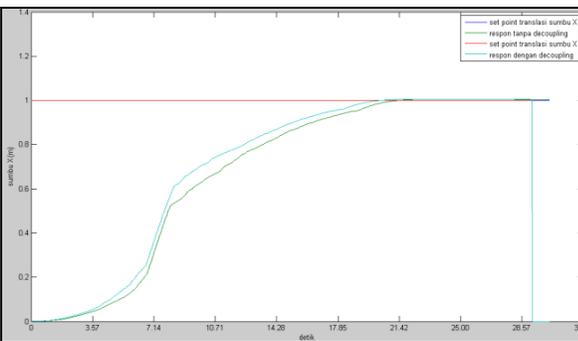
Gambar 10. Simulasi translasi sumbu Y



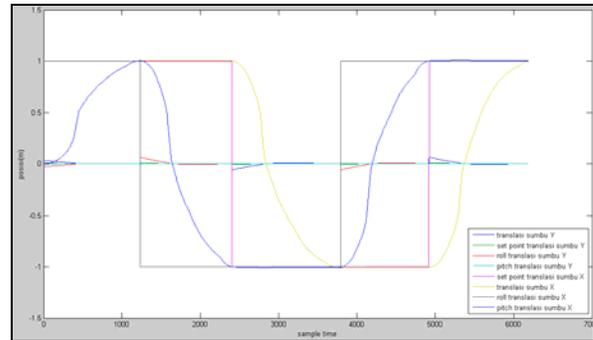
Gambar 7. Sudut *pitch* pada gerak translasi sumbu X



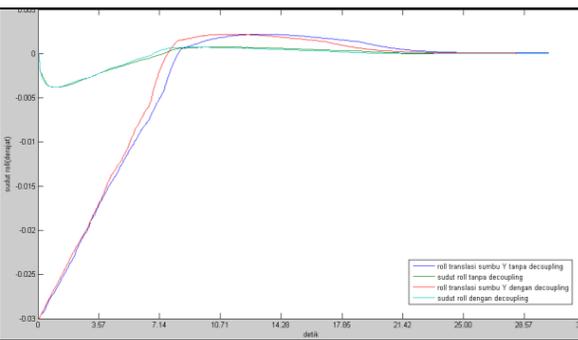
Gambar 11. *Pitch* dan *roll* pada translasi sumbu X dan sumbu Y



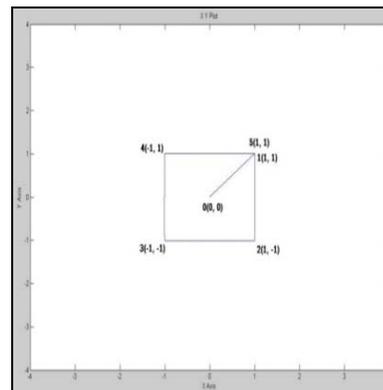
Gambar 8. Simulasi translasi sumbu X



Gambar 12. *Pitch* dan *roll* pada *way-to-way point quadcopter*



Gambar 9. Sudut *roll* pada gerak translasi sumbu Y



Gambar 13. *Way-to-way point quadcopter* pada XY graph

decoupling sudut roll.

$$\ddot{\phi} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} q r - \frac{J_r}{I_{xx}} q \Omega + \frac{U_2}{I_{xx}} \quad (22)$$

$$U_2 = b l (\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \quad (23)$$

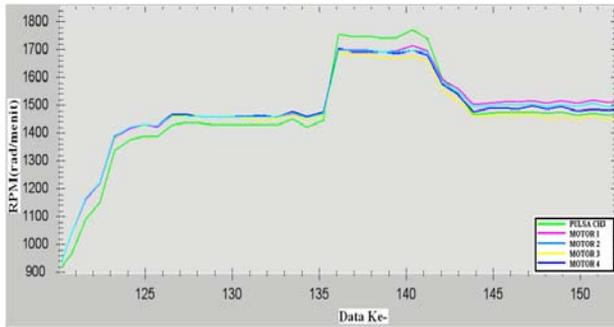
Diketahui jika W adalah  $\Omega$ , maka  $W = W_N + \Delta W$ .  $W_N$

adalah W nominal dan  $\Delta W$  adalah delta W pada Persamaan 24-25.

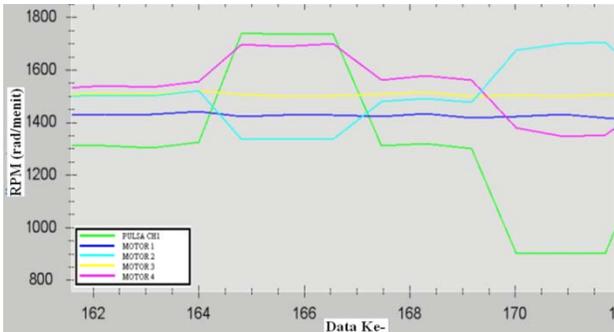
$$W_4 = W_N + \Delta W \quad ( W_4^2 = W_N^2 + (2\Delta W \times W_N) + \Delta W^2 ) \quad (24)$$

$$W_2 = W_N - \Delta W \quad ( W_2^2 = W_N^2 + (2\Delta W \times W_N) + \Delta W^2 ) \quad (25)$$

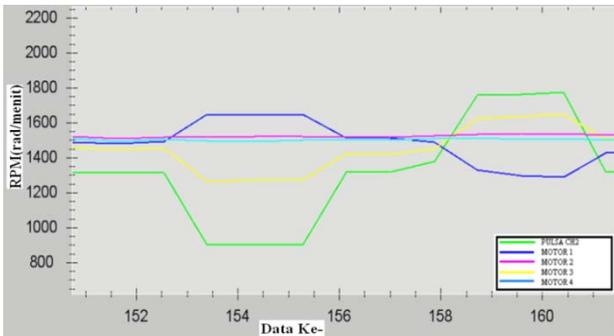
Mengurangi  $W_4^2$  dengan  $W_2^2$  akan didapatkan persamaan baru untuk  $U_2$  pada Persamaan 26-27 yaitu:



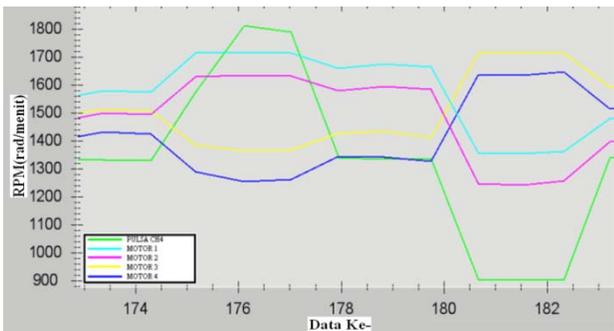
Gambar 14. Pulsa CH3 pada motor untuk *throttle*



Gambar 15. Pulsa CH1 pada motor untuk *roll*



Gambar 16. Pulsa CH2 pada motor untuk *pitch*



Gambar 17. Pulsa CH4 pada motor untuk *yaw*



Gambar 18. Uji terbang *quadcopter* pada keadaan stabil.

$$k1qr + j1q\Omega + 4i1WNG=0$$

$$G = -(k1qr + j1q\Omega)/4i1WN \tag{28}$$

Dengan nilai gain roll pada Persamaan 28 tersebut, maka didapat delta W untuk roll seperti Persamaan 29.

$$\Delta WQ = (- (k1qr + j1q\Omega)/4i1WN) + 4i1WQ* \tag{29}$$

Persamaan 21 dan 29 dimasukkan pada simulasi dan dapat dilihat pada Gambar 6. Nonlinear Decoupling diletakkan pada cascade untuk mendapatkan translasi pitch pada sumbu X dan translasi roll pada sumbu Y.

#### IV. HASIL SIMULASI

##### A. Sudut Pitch dan Roll Pada Gerak Translasi Sumbu X

Gerak translasi sumbu X akan berpengaruh pada besarnya gerak rotasi sudut pitch pada quadcopter sebagaimana fungsinya. Hasil respon sudut pitch pada gerak translasi sumbu X dapat dilihat pada Gambar 7.

Gerak translasi sumbu X tidak akan mempengaruhi gerak rotasi sudut *roll*, namun pada simulasi didapati pergerakan rotasi sudut *roll* dengan nilai yang sangat kecil sekitar  $2 \times 10^{-10}$  derajat sehingga dianggap tidak terjadi perubahan gerak rotasi sudut *roll*. Pengaruh metode *decoupling* akan terlihat lebih jelas pada saat gerak translasi posisi dapat dilihat pada Gambar 8.

##### B. Sudut Pitch dan Roll Pada Gerak Translasi Sumbu Y

Seperti pada gerak translasi sumbu X, maka gerak translasi sumbu Y akan berpengaruh pada besarnya gerak rotasi sudut roll pada quadcopter sebagaimana fungsinya. Hasil respon sudut roll pada gerak translasi sumbu Y dapat dilihat pada Gambar 9.

Gerak translasi sumbu Y tidak akan mempengaruhi gerak rotasi sudut *pitch*, namun pada simulasi didapati pergerakan rotasi sudut *pitch* dengan nilai yang sangat kecil sekitar  $2 \times 10^{-10}$  derajat sehingga dianggap tidak terjadi perubahan gerak rotasi sudut *pitch*.

Pengaruh metode *decoupling* akan terlihat lebih jelas pada saat gerak translasi posisi sumbu Y dapat dilihat pada Gambar 10.

$$W42 - W22 = 4\Delta W \times WN \tag{26}$$

$$U2 = b1 (4\Delta W \times WN) \tag{27}$$

Untuk menghilangkan pengaruh U2 terhadap sudut roll maka harus mencari nilai gain roll, bisa didapat dengan penyelesaian berikut:

$$\begin{aligned} \text{Misal } \Delta W &= G + \Delta W* \\ &= k1qr + j1q\Omega + 4i1WN(G + \Delta W*) \\ &= k1qr + j1q\Omega + 4i1WNG + 4i1WN\Delta W* \end{aligned}$$

### C. Sudut Pitch dan Roll Pada Gerak Translasi Sumbu X dan Sumbu Y

Besar nilai yang diberikan *rotasi* sudut *pitch* selalu berbanding terbalik dengan nilai yang diberikan *rotasi* sudut *roll* pada waktu yang bersamaan dapat dilihat pada Gambar 11.

### D. Gerak Way-to-Way Point

Translasi pada sumbu X dan sumbu Y yang dikakukan secara bergantian untuk dapat membuat lintasan persegi. Pada translasi sumbu X diikuti perubahan nilai rotasi sudut *pitch*, sedangkan pada translasi sumbu Y diikuti perubahan nilai rotasi sudut *roll* dapat dilihat pada Gambar 12.

Simulasi dua dimensi pada XY Graph dapat menunjukkan performansi secara intuitif dari *quadcopter* dapat dilihat pada Gambar 13.

## V. HASIL IMPLEMENTASI

Pengujian respon gerak *quadcopter* saat implementasi diperlukan pengambilan data respon. Pengujian akan dilakukan untuk memperoleh data respon motor, pitch, roll, dan yaw. Pengujian dilakukan secara manual dengan menggunakan *remote control*. CH1 digunakan untuk mengatur roll, CH2 untuk pitch, CH3 untuk throttle, dan CH4 untuk mengatur yaw. Hasil pengukuran data dapat dilihat pada Gambar 14-17.

Setelah pengambilan data untuk *pitch*, *roll* dan *yaw* maka dilakukan uji terbang *quadcopter*. Pada implementasi *quadcopter* diterbangkan secara manual menggunakan *remote control* oleh pilot. Dalam implementasi data yang dihasilkan tidak dapat mempresentasikan lintasan, hal ini dikarenakan pada saat implementasi masih dikendalikan oleh pilot menggunakan *remote control*, sementara pada simulasi *quadcopter* telah bergerak secara *autonomos*.

## VI. KESIMPULAN/RINGKASAN

Dari penelitian tugas akhir yang telah dilaksanakan dapat disimpulkan bahwa:

1. Nilai parameter yang didapatkan dari hasil *tuning* terstruktur pada simulasi yaitu untuk kontroler PID *Decoupling pitch* dan *roll*  $K_p=5$   $K_i=0,01$   $K_d=10$  sedangkan untuk kontroler PD sumbu X dan sumbu Y  $K_p=0,05$   $K_d=0,2$ .
2. Respon hasil implementasi pada *quadcopter* belum sesuai dengan hasil simulasi. Pada hasil simulasi masih terdapat koreksi pada translasi sumbu X dan sumbu Y dengan kesalahan sebesar  $\pm 0,02$  cm, sedangkan dalam implementasi gerak *lateral* menggunakan *remote control* sistem dapat bergerak stabil menuju *way-to-way point* yang ditentukan.

## DAFTAR PUSTAKA

- [1] Tommaso Bresciani, "Modelling, Identification and Control of a Quadcopter Helicopter". Department of Automatic Control Lund University, October 2008.
- [2] Spong, Mark W., Vidyasagar, M., "Robot Dynamics and Control, John Wiley and Sons, 1989."
- [3] Astrom, K., Hagglund, T. , "PID Controllers: Theory, Design, and Tuning", Instrument Society of America, 1995
- [4] Gamayanti, Nurlita, "Diktat Mata Kuliah Dasar Sistem Pengaturan", Teknik Sistem Pengaturan, Jurusan Teknik Elektro FTI-ITS, Surabaya, 2010.
- [5] Rosyid, Dimaz Ma'ruf. "Perancangan dan Implementasi Kontroler PID independent dan Metode Decoupling pada Gerakan Lateral UAV untuk Tracking Waypoint", Tugas Akhir, Teknik Sistem Pengaturan, Jurusan Teknik Elektro FTI-ITS, Surabaya, 2012.
- [6] Lianfei, Tianyou CHAI. "Nonlinier Decoupling PID Control Using Neural Networks and Multiple Models", Paper, Process Industry Automation, Ministry of Education, China. 2006.