

Simulation of Quadcopter With Pid Controller And Parameters Tuning Using Direct Synthesis Method

R. Lulus Lambang G. Hidayat^{1,*}, Tri Nur Syaifudin²

¹Prodi Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Sebelas Maret- Surakarta

²Prodi Sarjana, Program Studi Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Sebelas Maret-Surakarta

*Corresponding author: lulus_l@yahoo.com

Abstract. This paper proposes an approach to determine the PID controller parameters suitable for quadcopter dynamic motion control on hovering flight mission. Quadcopter motion equations had been derived and the SISO system approach is obtained for translation in x , y and z direction. The controller is then used along with plant transfer function to obtain the desired specifications of the quadcopter motion response to disturbance. This research determines the dynamics of quadcopter motion as a second-order transfer function. The direct synthesis method was used to determine the parameters of the PID controller, i.e., K_P , K_I and K_D . Then the controller's performance was investigate by simulation using MATLAB. The simulation results show that the direct synthesis method can be used to obtain the controller parameters correctly and thus an effective PID controller is obtained.

Abstrak. Paper ini mengajukan metode pendekatan untuk menentukan parameter kontroler PID yang cocok untuk kontrol gerak dinamik quadcopter pada misi terbang *hovering*. Persamaan gerak quadcopter telah diturunkan dan diperoleh pendekatan sistem SISO untuk masing-masing gerak arah x , y dan z . Kontroler kemudian digunakan untuk memperoleh spesifikasi yang diinginkan daripada respon gerak quadcopter terhadap gangguan. Metode sintesis langsung (*direct synthesis method*) digunakan untuk menentukan parameter kontroler PID, yaitu K_P , K_I dan K_D . Penelitian ini menentukan gerak quadcopter pada tiap sumbu sebagai fungsi transfer order-2. Selanjutnya unjuk-kerja kontroler ditentukan dengan mengerjakan simulasi menggunakan MATLAB. Hasil simulasi menunjukkan bahwa metode sintesis langsung dapat digunakan untuk memperoleh parameter kontroler dengan tepat dan dengan demikian diperoleh kontroler PID yang efektif.

Keywords: *direct synthesis method*, kontroler PID, persamaan gerak, UAV quadcopter

© 2018. BKSTM-Indonesia. All rights reserved

Pendahuluan

Quadcopter yang dapat pula disebut quadrotor helicopter atau quadrotor, adalah sebuah helikopter yang diangkat dan digerakkan oleh empat rotor. Quadcopter diklasifikasikan sebagai *rotorcraft*, sebagai lawan dari *fixed-wing aircraft*, karena gaya angkatnya dihasilkan oleh 2 pasangan rotor (propeler yang diarahkan secara vertikal).

Quadcopter memiliki beberapa kemampuan yang unik seperti kemampuan manuvernya yang tinggi, ukuran yang kecil, dan kemudahan kontrol [1]. Quadcopter telah banyak dimanfaatkan secara luas dengan aplikasi signifikan dari quadcopter adalah SAR dan respon keadaan darurat. Quadcopter juga digunakan untuk keamanan negara, pengamatan militer dan misi pencarian dan penghancuran. Miniaturisasi quadcopter telah dimanfaatkan untuk pengamatan perbatasan. Selain itu, quadcopter mempunyai potensi peng-aplikasian di bidang ilmu bumi seperti untuk mempelajari perubahan iklim, aktivitas vulkanis atau pengambilan sampel atmosfer.

Dalam beberapa tahun terakhir, quadcopter menjadi topik yang sangat menarik untuk dijadikan riset terutama pada bidang UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*). Tantangan yang banyak dialami dalam riset quadcopter adalah dalam sistem kendali quadcopter tersebut. Quadcopter adalah sistem yang nonlinear, multivariabel dan mempunyai 6 *Degree of Freedom* tetapi hanya memiliki empat aktuator, sehingga sulit untuk mengendalikannya (*under-actuated*) [2,3,4].

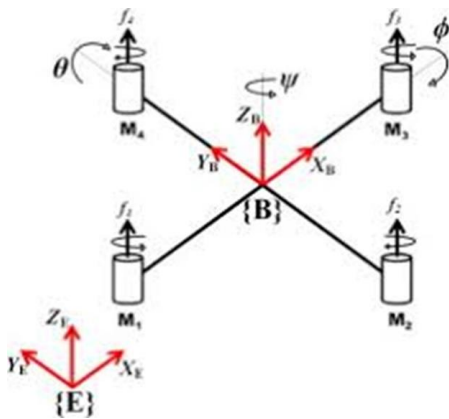
Sistem Quadcopter

Untuk menurunkan persamaan gerak quadcopter, digunakan dua buah kerangka acuan, yaitu kerangka acuan yang bergerak dan kerangka acuan yang diam. Seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.1, kerangka acuan yang bergerak (B) didefinisikan di badan quadcopter. Pusat koordinat kerangka acuan bergerak berhimpit dengan pusat gravitasi dari quadcopter, sumbu-sumbu pada kerangka acuan bergerak adalah sebagai berikut, sumbu x dan sumbu y ditentukan di sepanjang lengan quadcopter, sedangkan

sumbu z positif mengarah keatas. Kerangka acuan diam atau inersia (E) didefinisikan di permukaan tanah dengan arah gravitasi menuju ke pusat bumi atau berada di sumbu z negatif.

Penurunan persamaan gerak quadcopter menggunakan persamaan gerak Newton-Euler dengan asumsi-asumsi sebagai berikut:

- Quadcopter adalah *rigid body* dan simetris.
- Titik pusat gravitasi quadcopter (CG) berhimpit dengan titik nol kerangka acuan bergerak (B).
- Gaya dorong dan gaya gesek berbanding lurus dengan kuadrat kecepatan sudut propeler.



Gambar 2.1 Quadcopter dengan konfigurasi x , ilustrasi kerangka acuan bergerak dan kerangka acuan diam [3].

Persamaan Gerak Quadcopter

A. Gerak Translasi

Persamaan gerak translasi quadcopter lebih mudah diturunkan di kerangka acuan yang diam. Persamaan gerak diturunkan dengan menggunakan hukum kedua Newton:

$$\sum F_E = m \cdot a_E \quad (2.1)$$

F_E adalah jumlah gaya luar yang bekerja pada quadcopter yaitu : gaya *thrust* atau gaya angkat (T_B), gaya berat quadcopter (mg), dan gaya *drag* atau gaya gesek (F_D).

Persamaan gerak translasi quadcopter dirumuskan sebagai :

$$m a_E = \begin{bmatrix} m\ddot{x} \\ m\ddot{y} \\ m\ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + R \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T_B \end{bmatrix} - F_D \quad (2.2)$$

dengan, m = massa total quadcopter, a_E = percepatan terhadap kerangka acuan diam, g = percepatan gravitasi, Gaya gesek, F_D ditentukan dengan pendekatan sebagai berikut:

$$F_D = K_D \cdot \mathbf{r} \quad (2.3)$$

dengan K_D = matriks koefisien gaya gesek, $\mathbf{r}$ = vektor kecepatan. Sedangkan gaya angkat pada quadcopter, T_B didefinisikan sebagai

$$T_B = K_F (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2.4)$$

K_F adalah konstanta dan Ω_i adalah putaran propeler ke- i .

Matriks rotasi R mendeskripsikan orientasi atau arah quadcopter dari kerangka acuan yang bergerak ke kerangka acuan yang diam. Orientasi quadcopter dideskripsikan oleh sudut *roll* (ϕ), *pitch* (θ), dan *yaw* (ψ). Matriks rotasi R dirumuskan sebagai :

$$R = \begin{bmatrix} c(\phi)c(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) \\ c(\theta)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)c(\psi) + c(\theta)c(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)s(\psi) \\ -s(\theta) & s(\theta)c(\psi) & c(\theta)c(\psi) \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

dengan $s(\cdot)$ adalah sinus dan $c(\cdot)$ adalah cosinus.

Dengan menggunakan persamaan (2.2), (2.3) dan (2.4), maka persamaan akhir gerak translasi quadcopter adalah :

$$\ddot{x} = \frac{T_B}{m} (c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi)) - \frac{K_D}{m} \dot{x} \quad (2.6a)$$

$$\ddot{y} = \frac{T_B}{m} (c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi)) - \frac{K_D}{m} \dot{y} \quad (2.6b)$$

$$\ddot{z} = \frac{T_B}{m} c(\phi)c(\theta) - \frac{K_D}{m} \dot{z} \quad (2.6c)$$

B. Gerak Rotasi

Persamaan gerak rotasi quadcopter diturunkan di kerangka acuan bergerak dengan menggunakan persamaan Newton-Euler. Persamaan umumnya adalah sebagai berikut

$$M_B = I \cdot \omega + \omega \times (I\omega) \quad (2.7)$$

dengan M_B = adalah momen luar yang bekerja pada quadcopter, I = adalah matriks inersia quadcopter, ω adalah vektor kecepatan sudut dan $\dot{\omega}$ adalah vektor percepatan sudut.

Vektor kecepatan sudut (ω) adalah vektor yang berarah sepanjang sumbu rotasi dan didefinisikan pada kerangka acuan bergerak. Laju kecepatan sudut ($\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$) adalah besarnya perubahan sudut terhadap waktu dan didefinisikan di kerangka acuan yang diam. Vektor kecepatan sudut dihubungkan oleh persamaan :

$$\omega = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = R_r \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

Dengan R_r , matriks rotasi, yaitu :

$$R_r = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

Hubungan antara kecepatan sudut ($\omega_x, \omega_y, \omega_z$) dan kecepatan sudut ($\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$) adalah sebagai berikut :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = R_r^{-1} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}$$

Persamaan 2.7 dapat ditulis kembali sebagai :

$$\dot{\omega} = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = I^{-1}(M_B - \omega \times (I\omega)) \quad (2.10)$$

Pada penelitian ini diasumsikan quadcopter sebagai dua batang tipis seragam yang di setiap ujungnya ada titik massa (motor-propeler), maka didapatkan matriks inersia yang berbentuk diagonal, yaitu :

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

Dari persamaan (2.10) dan (2.11) didapatkan persamaan akhir gerak rotasi quadcopter sebagai berikut :

$$\dot{\omega} = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_\phi I_{xx}^{-1} \\ M_\theta I_{yy}^{-1} \\ M_\psi I_{zz}^{-1} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}} \omega_y \omega_z \\ \frac{I_{zz}-I_{xx}}{I_{yy}} \omega_z \omega_x \\ \frac{I_{xx}-I_{yy}}{I_{zz}} \omega_x \omega_y \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Momen-momen yang bekerja pada quadcopter (M_ϕ , M_θ dan M_ψ) masing-masing menyebabkan gerakan *roll*, *pitch* dan *yaw*. Momen M_ϕ dirumuskan sebagai berikut :

$$M_\phi = K_F \cdot d \cdot (\Omega_2^2 - \Omega_4^2) \quad (2.13)$$

Momen yang menyebabkan gerakan *pitch* (M_θ) dirumuskan sebagai berikut :

$$M_\theta = K_F \cdot d \cdot (\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \quad (2.14)$$

Momen yang menyebabkan gerakan *yaw* (M_ψ) dirumuskan sebagai berikut :

$$M_\psi = K_M \cdot d \cdot (\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \quad (2.15)$$

dengan K_F dan K_M masing-masing adalah konstanta gaya dan momen. Sedangkan d adalah jarak dari titik pusat quadcopter ke titik pusat rotor.

C. Pemodelan Quadcopter-State Space

Pada uraian diatas, telah diturunkan gaya, momen, dan persamaan gerak quadcopter yang terdiri dari gerak translasi dan gerak rotasi. Kemudian didefinisikan vektor *state*, X sebagai :

$$X = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6 \ x_7 \ x_8 \ x_9 \ x_{10} \ x_{11} \ x_{12}]^T \quad (2.16),$$

dengan vektor *state* X , merupakan *state* dari :

$$X = [x \ \dot{x} \ y \ \dot{y} \ z \ \dot{z} \ \phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi}]^T \quad (2.17)$$

dan vektor U didefinisikan sebagai :

$$U = [T_B \ M_\phi \ M_\theta \ M_\psi] \quad (2.18)$$

Persamaan-persamaan (2.6) masih dalam bentuk nonlinear yang kompleks dan rumit, sehingga untuk mempermudah pemodelan quadcopter, persamaan tersebut harus disederhanakan. Untuk melakukan penyederhanaan, diambil asumsi di sekitar gerak *hover*, sudut ϕ , θ , ψ kecil ($< 3^\circ$). Substitusi ke pers. (2.6a)-(2.6c) diperoleh persamaan gerak translasi :

$$\ddot{x} = \frac{T_B}{m} \theta - \frac{K_D}{m} \dot{x} \quad (2.19a)$$

$$\ddot{y} = \frac{T_B}{m} \phi - \frac{K_D}{m} \dot{y} \quad (2.19b)$$

$$\ddot{z} = \frac{T_B}{m} - \frac{K_D}{m} \dot{z} - g \quad (2.19c)$$

Jika diambil asumsi sudut yang kecil maka persamaan (2.9) mendekati matriks identitas, sehingga laju kecepatan sudut ($\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$, $\dot{\psi}$) mendekati vektor kecepatan sudut ($\dot{\omega}_x$, $\dot{\omega}_y$, $\dot{\omega}_z$). Dengan mensubstitusikannya dan mengambil asumsi kecepatan sudut kecil ke persamaan (2.12), maka persamaan gerak rotasi menjadi :

$$\ddot{\phi} = \frac{M_\phi}{I_{xx}} \quad (2.20a);$$

$$\ddot{\theta} = \frac{M_\theta}{I_{yy}} \quad (2.20b);$$

$$\ddot{\psi} = \frac{M_\psi}{I_{zz}} \quad (2.20c)$$

Persamaan akhir gerak quadcopter menjadi :

$$\ddot{x} = \frac{T_B}{m} \theta - \frac{K_D}{m} \dot{x} \quad (2.21a)$$

$$\ddot{y} = \frac{T_B}{m} \phi - \frac{K_D}{m} \dot{y} \quad (2.21b)$$

$$\ddot{z} = \frac{T_B}{m} - \frac{K_D}{m} \dot{z} - g \quad (2.21c)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{M_\phi}{I_{xx}} \quad (2.21d)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{M_\theta}{I_{yy}} \quad (2.21e)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{M_\psi}{I_{zz}} \quad (2.21f)$$

Atau ditulis dalam bentuk *state-space* :

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \\ \dot{x}_7 \\ \dot{x}_8 \\ \dot{x}_9 \\ \dot{x}_{10} \\ \dot{x}_{11} \\ \dot{x}_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_2 \\ \frac{T_B}{m} x_9 - \frac{K_D}{m} x_2 \\ x_4 \\ -\frac{T_B}{m} x_7 - \frac{K_D}{m} x_4 \\ x_6 \\ \frac{T_B}{m} - \frac{K_D}{m} x_6 - g \\ x_8 \\ \frac{M_\phi}{I_{xx}} \\ x_{10} \\ \frac{M_\theta}{I_{yy}} \\ x_{12} \\ \frac{M_\psi}{I_{zz}} \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

Fungsi transfer untuk masing-masing simpangan arah $G_x(s)=X(s)/F_x$; $G_y(s)=Y(s)/F_y$ dan $G_z(s)=Z(s)/F_z$ ditentukan dengan mengambil tiap 2 suku simpangan dan turunan sebagai berikut : $[\dot{x}_1 \ \dot{x}_2]$, $[\dot{x}_3 \ \dot{x}_4]$ dan $[\dot{x}_5 \ \dot{x}_6]$. Selanjutnya diperoleh fungsi transfer order ke-2 sebagai berikut :

$$G_x = G_y = G_z = \frac{4}{s(2s+1)} \quad (2.23)$$

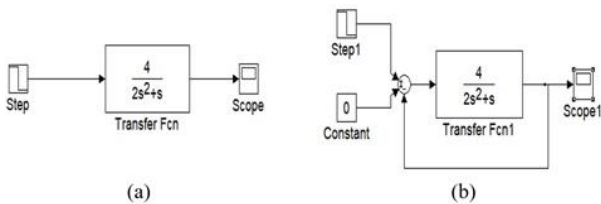
Fungsi transfer diatas dihitung dengan menggunakan parameter quadcopter yang ditunjukkan pada Tabel 2.1 dibawah ini.

Table 2.1: Parameter Quadcopter

Item	Deskripsi	Nilai	Satuan
g	Percepatan gravitasi	9.81	m.s ⁻²
m	Massa total quadcopter	0.5	Kg
d	Panjang lengan quadcopter	0.25	M

K_F	Konstanta gaya	3e-6	$N \cdot s^2$
K_M	Konstanta momen	1e-7	$N \cdot m \cdot s^2$

Pada penelitian ini ditentukan misi quadcopter yaitu *hovering* seperti pada [2, 3, 5]. Pada saat *hovering* quadcopter diharapkan dapat mempertahankan keadaan $\varphi = \theta = \psi = 0$, maka suku-suku $F_x = T_B \cdot \theta = 0$ dan $F_y = -T_B \cdot \varphi = 0$. Dengan demikian fungsi transfer untuk simpangan arah-x, y dan z ditentukan respon dinamikanya dengan menggunakan input *disturbance*. Diagram blok sistem ditunjukkan pada Gambar 2.2 dibawah ini.



Gambar 2.2. Diagram blok sistem : (a) Sistem open-loop; (b) Sistem closed-loop.

Strategi kontrol

Strategi kontrol yang digunakan adalah menggunakan kontroler PID dengan sinyal input yaitu selisih antara output sistem dan set point. Pada *disturbance rejection controller* diinginkan sistem yang dapat kembali kepada keadaan *setting* secepatnya setelah terjadinya gangguan [6, 7]. Kontroler PID terdiri dari suku proporsional, integral dan derivatif, sebagai berikut :

$$G_{PID} = K_P \left[1 + \frac{K_I}{s} + K_D s \right] \quad (3.1)$$

Dengan K_P adalah konstanta proporsional, K_I adalah konstanta suku integral dan K_D adalah konstanta suku derivatif dari kontroler PID. Blok kontroler PID ini diletakkan sebelum blok fungsi transfer *plant* dan tepat sebelum input *disturbance*.

Parameter kontroler ditentukan dengan banyak cara diantaranya adalah metode Ziegler-Nichols, Cohen-Coon dan metode-metode lainnya. Pada penelitian ini digunakan metode sintesis langsung (*direct synthesis method*) untuk menentukan parameter K_P , K_I dan K_D . Metode sintesis langsung ini terdapat keunggulan yaitu nilai parameter ditentukan berdasarkan *fungsi transfer yang diinginkan* $\left(\frac{Y(s)}{R(s)} \right)_{ds}$ [8, 9].

A. Metode Sintesis Langsung (Direct Synthesis Method)

Misalkan fungsi transfer sistem *feedback* adalah:

$$\frac{Y(s)}{R(s)} = \frac{G_C(s)G_O(s)}{1 + G_C(s)G_O(s)} \quad (3.2)$$

dengan $G_O(s)$ adalah fungsi transfer *plant* dan $G_C(s)$ adalah fungsi transfer kontroler. Maka $G_C(s)$ dapat ditentukan / diisolasi berdasarkan persamaan [8]:

$$G_C(s) = \frac{1}{G_O(s)} \frac{\left(\frac{Y(s)}{R(s)} \right)_{ds}}{1 - \left(\frac{Y(s)}{R(s)} \right)_{ds}} \quad (3.3)$$

Fungsi transfer yang diinginkan adalah fungsi transfer order-1 sebagai berikut

$$\left(\frac{Y(s)}{R(s)} \right)_{ds} = \frac{1}{\tau_d s + 1} \quad (3.4)$$

Kontroler PID dapat diperoleh dengan memodifikasi fungsi transfer persamaan (2.23) menjadi

$$G_O(s) = \frac{4}{(\tau s + 1)(2s + 1)} \quad (3.5)$$

Fungsi transfer kontroler $G_C(s)$ dapat ditentukan sebagai berikut :

$$G_C = \frac{(\tau s + 1)(2s + 1)}{4} \frac{1}{1 - \frac{1}{\tau_d s + 1}} = \frac{1}{4\tau_d} \left[2\tau s + (\tau + 2) + \frac{1}{s} \right]$$

atau

$$G_C(s) = \frac{(\tau + 2)}{4\tau_d} \left[1 + \frac{1}{(\tau + 2)s} + \frac{2\tau}{(\tau + 2)} s \right] \quad (3.6)$$

Selanjutnya diperoleh parameter-parameter untuk kontroler PID menurut persamaan (3.1) yaitu

$$K_P = \frac{(\tau + 2)}{4\tau_d} \quad (3.7a);$$

$$K_I = \frac{1}{(\tau + 2)} \quad (3.7b), \text{ dan}$$

$$K_D = \frac{2\tau}{(\tau + 2)} \quad (3.7c)$$

B. Menentukan parameter τ_d dan τ

Fungsi transfer untuk simpangan arah x, y dan z masing-masing adalah $4/(2s+1)$, menghasilkan relasi untuk konstanta proporsional $K_P = (\tau + 2)/4\tau_d$. Misalkan ditentukan $K_P = 1$, maka

$$\tau + 2 = 4\tau_d \Leftrightarrow \tau = 4\tau_d - 2 \quad (3.8)$$

Karena $\tau > 0$ agar suku $K_D \neq 0$, maka diperoleh $\tau_d > 0.5$. Selanjutnya untuk menentukan parameter τ_d dan τ digunakan pertidaksamaan :

$$\tau > 0 \quad (3.9a)$$

$$\tau_d > 0,5 \quad (3.9b)$$

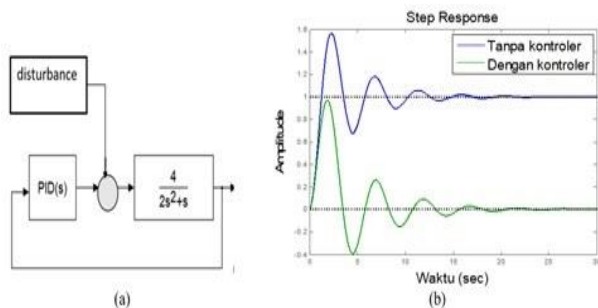
C. Sistem kontrol disturbance rejection

Kontroler PID yang diperoleh dari metode sintesis langsung (*direct synthesis method*) pada sub-bab diatas selanjutnya digunakan sebagai kompensator terhadap gangguan pada sistem. Fungsi transfer sistem adalah fungsi transfer order 2 yang diturunkan dari persamaan gerak. Sistem kontrol *disturbance rejection* ditunjukkan pada Gambar 4.1a.

Parameter kontroler PID yang diperoleh dengan pendekatan yang diajukan diatas, selanjutnya dapat digunakan untuk memperkirakan unjuk kerja (*performance assessment*) dan perlu dilakukan *retuning* untuk memperoleh respon yang diinginkan [10].

Hasil dan Pembahasan

Unjuk kerja sistem kontrol PID ditentukan dengan menggunakan software MATLAB. Gerak dinamik quadcopter dengan dan tanpa kontroler PID disimulasikan juga dengan MATLAB. Hasil simulasi ditunjukkan pada Gambar 4.1b. Gambar 4.1b menunjukkan hasil unjuk kerja feedback tanpa dan dengan kontroler untuk input fungsi tangga satuan. Feedback tanpa kontroler menghasilkan output sistem yang mengikuti fungsi tangga. Sedangkan sistem dengan kontroler PID menunjukkan bahwa kontroler berfungsi efektif untuk menghilangkan gangguan dengan menghasilkan output sistem kembali ke setting mula-mula. Dengan demikian dapat disimpulkan bahwa kontroler PID yang dirancang adalah *disturbance rejection controller*.



Gambar 4.1. (a) Sistem kontrol PID; (b) Simulasi kontroler *disturbance rejection* : respon sistem untuk input berupa fungsi tangga.

Gambar 4.2b menunjukkan output simulasi berupa tampilan quadcopter yang bergerak pada saat simulasi dijalankan. Gerak dinamik quadcopter disimulasikan dengan memberikan input gangguan berupa :

```
deviation = 0.25;
if ((t >= 2) && (t < 3))
    thetadot = deg2rad(2*deviation*rand(3, 1)-deviation);
end
```

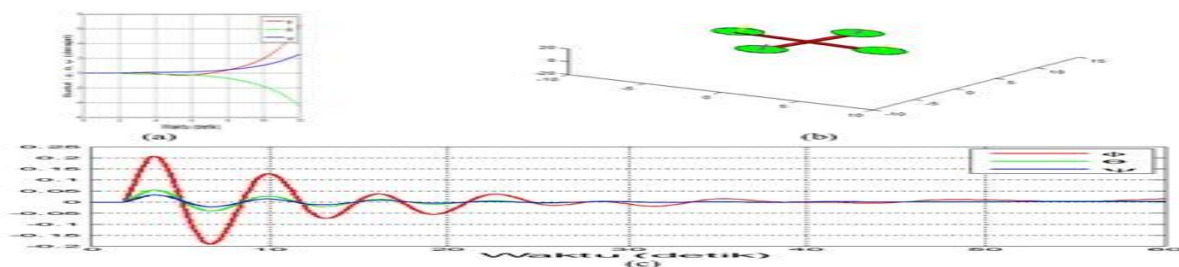
Input gangguan ini ada selama rentang waktu $t < 1$ detik. Selanjutnya unjuk kerja kontroler PID ditunjukkan pada Gambar 4.2a dan 4.2c. Tiap grafik pada Gambar 4.2a dan 4.2c menunjukkan nilai sudut ϕ , θ , dan ψ selama waktu simulasi. Gambar 4.2a adalah gerak quadcopter dengan

parameter kontroler PID yang diperoleh dari metode sintesis langsung untuk simulasi dilakukan selama waktu 12 detik. Sedangkan Gambar 4.2c untuk kontroler dengan *refine tuning* dengan trial-error terhadap parameter yang diperoleh dari metode sintesis langsung sebelumnya, dan diperoleh : $K_P = 1$; $K_D = 0.25$; dan $K_I = 0.025$. Simulasi dikerjakan dalam waktu 60 detik.

Metode sintesis langsung (*direct synthesis method*) dalam penelitian ini menghasilkan nilai K_I yang cenderung besar. Efek dari komponen integratif yang besar adalah kontroler dapat secara efektif sebagai *disturbance rejection*. Akan tetapi nilai yang terlalu besar dapat menyebabkan munculnya osilasi, kontroler yang tidak tangguh (*robust*) dan kemungkinan terjadi ketidak-stabilan. Hal tersebut nampak pada hasil simulasi pada Gambar 4.2a yang menggunakan nilai K_I lebih besar daripada Gambar 4.2c. Walaupun demikian, parameter yang diperoleh dari metode sintesis langsung ini dapat digunakan sebagai acuan awal untuk menentukan nilai parameter yang lebih tepat untuk memperoleh respon sistem yang diharapkan. Untuk selanjutnya nilai gain fungsi transfer simpangan dapat dimodifikasi (lebih kecil) untuk memperoleh nilai konstanta τ_d yang lebih kecil sehingga diharapkan respon sistem yang lebih cepat untuk menghilangkan gangguan.

Kesimpulan

Penelitian ini telah menurunkan persamaan gerak dinamik quadcopter dan memperoleh fungsi transfer daripada gerak translasi arah x , y dan z . Fungsi transfer kemudian disusun bersama-sama dengan kontroler PID untuk dapat memperoleh respon dinamik yang diinginkan. Gerak quadcopter mengkompensasi gangguan adalah dengan cepat kembali ke posisi awal. Parameter kontroler PID telah dapat diperoleh dengan metode sintesis langsung (*direct synthesis method*) dan merupakan estimasi awal yang baik. Parameter ini sebaiknya diaplikasikan dengan mempertimbangkan komponen integral.



Gambar 4.2 Simulasi dinamik quadcopter : (a) Output sistem dengan parameter dari metode-langsung; (b) Tampilan quadcopter simulasi; (c) Output sistem dengan *refine tuning parameter*.

Conference on Advances in PID Control,
PID'12 Brescia (Italy), March 28-30, 2012.

Referensi

- [1] Ghazbi, S. N., et.al., 'Quadrotors unmanned aerial vehicles : a Review', International Journal on Smart Sensing and Intelligent Systems, Vol. 9, No. 1. March 2016
- [2] Gibiansky, A., 'Quadcopter dynamics, simulation and control', November 23, 2012.
- [3] Bolandi, H., et.al., 'Attitude control of a quadrotor with optimized PID controller', Intelligent Control and Automation, 2013,4,335-342, [http:// dx. doi. org/ 10.4236 / ica. 2013.43039](http://dx.doi.org/10.4236/ica.2013.43039).
- [4] Derafa, L., et.al., 'Four Rotors Helicopter Yaw and Altitude Stabilization', Proceeding of the World Congress on Engineering 2007 Vol.1 WCE, July 2-4, 2007, London, UK.
- [5] von Frankenberg, F., et.al., 'Disturbance rejection in Multi-rotor Unmanned Aerial vehicle using a novel rotor geometry', Proceedings of the 4th International Conference of Control Dynamic Systems and Robots (CDSR'17) Toronto, Canada, August, 21-23,2017.DOI. 10.11159/ cdsr17. 130.
- [6] Praveen, V. and Pillai, A.S., 'Modeling and simulation of quadcopter using PID controller' IJCTA 9(15), 2016. pp 7151-7158 International Science Press.
- [7] Chen, D. and Seborg, D.E., 'PI/PID controller design based on direct synthesis and disturbance rejection', Ind. Eng. Chem. Res., Vol. 41, No.19, 2002
- [8] Sahul. M.P.V.,et.al., 'A novel method on disturbance PID controller for quadcopter based on optimization algorithm', 3rd International Conference on Advances in Control and Optimization of Dynamical Systems, March, 13-15, 2014, Kanpur, India.
- [9] Nishat-Anwar, Md. and Pan, S., 'Synthesis of the PID controller using desired closed-loop response', 10th IFAC International Symposium on Dynamics and Control of Proces Systems, International Federation of Automatic Control. December 18-20, 2013, Mumbai, India.
- [10] Veronesi, and Visioli, A.M., 'Performance assessment and retuning of PID controllers for load disturbance rejection', IFAC