

Simulation of Quadcopter Hovering with PSO-PID Controller

R. Lulus Lambang G. Hidayat*, Wibowo dan Budi Santoso

Program Studi Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Sebelas Maret Surakarta

*Corresponding author: lulus_l@staff.uns.ac.id

Abstract. Quadcopter becomes an extensive research material because it is a system that contains interactions of mechanical, electronic and control subsystems. Quadcopter has a variety of flight maneuverability, i.e. vertical take-off and landing (VTOL) and hovering. This paper proposes a proportional-integral-derivative (PID) controller for quadcopter hovering. The parameters of the PID controller are determined by using Particle Swarm Optimization (PSO) algorithm. The PID controller applied in the rotational motion subsystem, namely pitch, roll, and yaw angles of quadcopter motion. Simulation of quadcopter dynamics is performed using Matlab software. This research discusses the performance of objective functions i.e. the minimization of Integral Absolute Error (IAE) or Integral Time Absolute Error (ITAE) criteria used in PSO algorithm. The performance of objective functions in PSO algorithm is compared using boxplot and the performance of set of PID parameters obtained and its corresponding system is also compared. Results show that the application of ITAE criteria provides attitude response that angular velocity decreases faster than of IAE criteria. Accordingly, the controller PSO-PID with an objective function of ITAE criteria is very useful for hovering control of quadcopter.

Abstrak. Quadcopter telah banyak menjadi materi penelitian teknik karena merupakan sistem yang memuat interaksi sub-sistem dinamik mekanikal, elektronik dan kontrol. Quadcopter mempunyai kemampuan manuver terbang yang beragam yaitu *vertical take-off/landing* (VTOL) dan terbang melayang (*hovering*). Paper ini mengajukan kontroler proporsional-integral-derivatif (PID) untuk kontrol gerak hovering quadcopter. Parameter kontroler PID ditentukan dengan tuning menggunakan algoritma Particle Swarm Optimization (PSO). Kontroler PID diterapkan pada subsistem gerak rotasional yaitu gerak *pitch*, *roll*, dan *yaw* quadcopter. Simulasi dinamik quadcopter dilakukan dengan program Matlab. Penelitian ini membahas unjuk kerja fungsi obyektif berupa minimalisasi kriteria *Integral Absolute Error* (IAE) dan *Integral Time Absolut Error* (ITAE) yang digunakan dalam algoritma PSO. Konvergensi nilai fungsi obyektif dibandingkan berdasarkan grafik boxplot dan set parameter PID yang diperoleh kemudian dibandingkan hasilnya menggunakan simulasi *attitude* quadcopter terhadap *disturbance* kecepatan sudut. Penelitian menunjukkan bahwa penerapan fungsi obyektif minimalisasi ITAE memberikan respon *attitude* yang lebih cepat menurunkan kecepatan sudut dibandingkan fungsi obyektif IAE. Dengan demikian, kontroler PSO-PID dengan fungsi obyektif ITAE sangat berguna untuk kontrol *hovering* quadcopter.

Kata kunci: *hovering*, kontroler PSO-PID, quadcopter

© 2019. BKSTM-Indonesia. All rights reserved

Pendahuluan

Quadcopter adalah kendaraan terbang yang memanfaatkan rotor-propeler yang berputar untuk mendorong udara ke bawah. Dorongan udara ini menghasilkan gaya *thrust* sehingga quadcopter melayang. Quadcopter mempunyai 2 pasang propeler identik, dimana 1 pasang berputar searah jarum jam dan satu pasang lagi berputar berlawanan jarum jam. Quadcopter menggunakan variasi kecepatan putar untuk mengatur posisi dan kecepatan ketika terbang. Kontrol quadcopter diperoleh dengan mengubah laju putaran dari salah satu rotor sehingga mengubah torsi dan gaya angkatnya [1].

Selain dari strukturnya yang sederhana, quadcopter mempunyai kemampuan manuver yang tinggi. Sehingga quadcopter banyak digunakan untuk aplikasi SAR dan keadaan darurat, sebagai penjaga perbatasan negara dan pengamatan militer. Quadcopter juga mempunyai potensi untuk aplikasi bidang ilmu bumi yaitu mempelajari perubahan iklim, pengambilan sample atmosfer dan memantau aktivitas vulkanis [2].

Dalam beberapa tahun terakhir ini, quadcopter telah menjadi tema riset yang menarik karena memuat interaksi sub-sistem dinamik mekanikal, elektronik dan kontrol. Tantangan yang banyak dialami dalam penelitian quadcopter adalah sistem

kontrol quadcopter. Quadcopter adalah sistem nonlinier, multivariabel, dan \underactuated karena mempunyai 6 DOF dengan 4 input saja, sehingga sulit untuk dikendalikan.

Unjuk kerja sistem kontrol dipengaruhi oleh parameter kontroler. Jika menggunakan kontroler Proporsional-Integral-Derivatif (PID), maka persoalan dalam mendisain kontroler yaitu menentukan nilai parameter kontroler K_p , K_i dan K_d yang memenuhi tujuan disain antara lain overshoot, error steady state, rise time dan settling time yang diinginkan dalam suatu aplikasi [3, 4]. Saat ini telah banyak dikembangkan metode tuning parameter kontroler PID dengan teknik optimasi [5, 6]. Genetic algorithm (GA) merupakan teknik artificial intelligent yang terbukti menghasilkan respon transien yang lebih baik dalam rise time dan settling time, dibandingkan dengan metode Ziegler-Nichols (ZN) [4]. Penelitian [5] telah membandingkan unjuk kerja algoritma Particle Swarm Optimization (PSO) dengan metode ZN konvensional dan metode Cohen-Con dan terbukti bahwa algoritma PSO lebih baik untuk tuning parameter kontroler PID.

Penelitian ini membahas unjuk kerja fungsi obyektif berupa minimalisasi kriteria Integral Absolute Error (IAE) dan Integral Time Absolute Error (ITAE) yang digunakan dalam algoritma Particle Swarm Optimization (PSO) [7]. Konvergensi nilai fungsi obyektif dibandingkan berdasarkan grafik boxplot dan set parameter PID yang diperoleh kemudian dibandingkan hasilnya menggunakan simulasi attitude quadcopter terhadap disturbance. Hasil simulasi menunjukkan bahwa penerapan kriteria ITAE memberikan respon (attitude) yang lebih cepat menurunkan kecepatan sudut dibandingkan kriteria IAE.

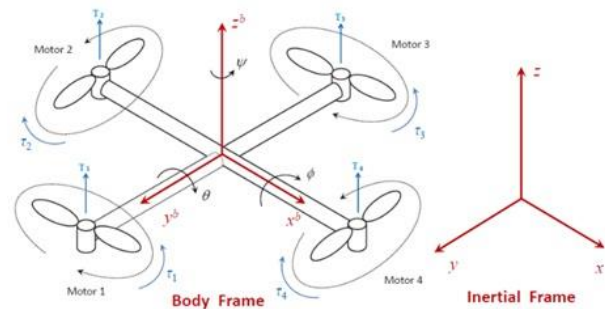
Persamaan Gerak Quadcopter

Untuk menurunkan persamaan gerak quadcopter digunakan 2 buah kerangka acuan, yaitu kerangka acuan bergerak dan kerangka acuan diam. Sumbu kerangka acuan bergerak berimpit dengan lengan-lengan quadcopter pada arah x dan y . Sedangkan kerangka acuan diam atau kerangka inersia didefinisikan pada permukaan tanah dengan arah sumbu z menuju ke pusat bumi. Gambar 1 menunjukkan sistem-sistem kerangka acuan yang diterapkan pada quadcopter.

Penurunan persamaan gerak quadcopter menggunakan pendekatan Newton-Euler dengan asumsi sebagai berikut [8, 9]:

- Quadcopter adalah benda kaku dan simetris

- Titik pusat massa quadcopter (CoG) berimpit dengan titik asal kerangka bergerak.



Gambar 1. Kerangka acuan quadcopter

Persamaan gerak translasi quadcopter ditentukan sebagai berikut:

$$m\ddot{x} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + RT_B + F_D \quad (1)$$

m adalah massa quadcopter, \ddot{x} adalah vektor percepatan quadcopter terhadap kerangka diam dan g adalah percepatan gravitasi. F_D adalah gaya drag dan T_B adalah gaya thrust terhadap kerangka bergerak. R adalah matrik rotasi sebagai berikut:

$$R = \begin{bmatrix} c\phi c\psi - c\theta s\phi s\psi & -c\psi s\phi - c\phi c\theta s\psi & s\theta s\psi \\ c\phi s\psi + c\phi s\psi & c\phi c\theta c\psi - s\phi s\psi & -s\theta c\psi \\ s\phi s\theta & c\phi s\theta & c\theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

s adalah $\sin(\cdot)$ dan c adalah $\cos(\cdot)$. Gaya drag dan gaya thrust didefinisikan sebagai berikut:

- Gaya drag : $F_D \in R^{3 \times 1}$:
 $F_D = [-k_d \dot{x} \quad -k_d \dot{y} \quad -k_d \dot{z}]^T$ (3)

- Gaya thrust total: $T_B \in R^{3 \times 1}$:
 $T_B = b[0 \quad 0 \quad \Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2]^T$ (4)

b adalah koefisien gaya drag, k_d adalah konstanta, dan Ω_1 , Ω_2 , Ω_3 dan Ω_4 masing-masing adalah kecepatan putar rotor 1, 2, 3 dan 4.

Persamaan gerak rotasi quadcopter dinyatakan dalam kerangka bergerak sehingga merupakan gerak rotasi terhadap CoG quadcopter. Dengan menggunakan persamaan Euler untuk benda kaku, diperoleh:

$$\tau = I\dot{\omega} + \omega \times (I\omega) \quad (5),$$

dengan τ adalah torsi eksternal, I adalah matrik inersia, dan ω adalah vektor kecepatan sudut pada kerangka bergerak. Matrik inersia I , dengan asumsi quadcopter berbentuk simetri, diperoleh matrik diagonal sebagai berikut:

$$I = \text{diag}([I_{xx} \quad I_{yy} \quad I_{zz}]) \quad (6)$$

Jika ditentukan $\omega = [\dot{\omega}_x \quad \dot{\omega}_y \quad \dot{\omega}_z]^T$ dan $\tau = [\tau_x \quad \tau_y \quad \tau_z]^T$ maka diperoleh :

$$\omega = \begin{bmatrix} \tau_\varphi \\ I_{xx} \\ \tau_\theta \\ I_{yy} \\ \tau_\psi \\ I_{zz} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} I_{yy}-I_{zz} \\ I_{xx} \\ I_{zz}-I_{xx} \\ I_{yy} \\ I_{xx}-I_{yy} \\ I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_y \omega_z \\ \omega_x \omega_z \\ \omega_x \omega_y \end{bmatrix} \quad (7)$$

Kecepatan sudut, ω adalah vektor yang searah dengan sumbu rotasi sedangkan $\dot{\theta}$ adalah derivatif sudut pitch, roll dan yaw terhadap waktu, maka $\omega \neq \dot{\theta}$. Selanjutnya digunakan relasi sebagai berikut:

$$\omega = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \varphi & \cos \theta \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (8)$$

Strategi Kontrol Quadcopter-Kontroler PID

Model quadcopter digunakan untuk mengembangkan kontroler untuk quadcopter. Input ke sistem berupa kecepatan sudut tiap-tiap rotor, Ω_i . Torsi quadcopter, τ ditentukan sebagai berikut :

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_\varphi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Lk(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ Lk(\Omega_2^2 - \Omega_4^2) \\ b(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (9)$$

L adalah panjang lengan quadcopter yaitu jarak rotor ke CoG quadcopter dan k adalah konstanta.

Kontroler direncanakan menggunakan nilai error sudut pitch, roll dan yaw untuk menghasilkan aksi kontrol. Quadcopter menggunakan sensor gyro, sehingga hanya diperoleh derivatif sudut pitch $\dot{\varphi}$, roll $\dot{\theta}$ dan yaw $\dot{\psi}$ terhadap waktu. Pada penelitian ini, ditentukan aksi kontrol PID sebanding dengan torsi sebagai berikut :

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_\varphi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -I_{xx}U_{PID}(\dot{\varphi}) \\ -I_{yy}U_{PID}(\dot{\theta}) \\ -I_{zz}U_{PID}(\dot{\psi}) \end{bmatrix} \quad (10),$$

dengan U_{PID} adalah aksi kontroler proporsional-integral-derivatif sebagai berikut :

$$U_{PID}(\dot{e}) = K_d \cdot \dot{e} + K_p \int_0^t \dot{e} dt + K_i \int_0^t \int_0^t \dot{e} dt dt \quad (11)$$

Persamaan (9) dan (10) menghasilkan 3 persamaan dengan 4 'unknowns', yaitu Ω_1 , Ω_2 , Ω_3 dan Ω_4 . Untuk quadcopter yang terbang melayang (*hovering*) maka digunakan asumsi:

$$T_B \cos \theta \cos \varphi = mg ; T_B = \frac{mg}{\cos \theta \cos \varphi}$$

Karena diketahui $T_B = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$ seperti pada pers (4), maka diperoleh sistem 4 persamaan dengan 4 'unknowns'. Sehingga dapat ditentukan Ω_i sebagai berikut :

$$\begin{aligned} \Omega_1^2 &= \frac{mg}{4k \cos \theta \cos \varphi} - \frac{2bU_{PID}(\dot{\varphi})I_{xx} + U_{PID}(\dot{\psi})I_{zz}kL}{4bkL} \\ \Omega_2^2 &= \frac{mg}{4k \cos \theta \cos \varphi} + \frac{U_{PID}(\dot{\psi})I_{zz}}{4b} - \frac{U_{PID}(\dot{\theta})I_{yy}}{4b} \\ \Omega_3^2 &= \frac{mg}{4k \cos \theta \cos \varphi} - \frac{-2bU_{PID}(\dot{\varphi})I_{xx} + U_{PID}(\dot{\psi})I_{zz}kL}{4bkL} \\ \Omega_4^2 &= \frac{mg}{4k \cos \theta \cos \varphi} + \frac{U_{PID}(\dot{\psi})I_{zz}}{4b} + \frac{U_{PID}(\dot{\theta})I_{yy}}{4b} \end{aligned} \quad (12)$$

Metode tuning PSO

Algoritma PSO adalah teknik komputasi berdasarkan populasi. Gagasan dari algoritma ini adalah sifat kawanan burung (*bird's flock*) dan gerombolan ikan (*fish school*). Algoritma ini ditemukan oleh J Kennedy dan R Eberhartin pada tahun 1995 [12] yang berupa algoritma PSO standar. Pada suatu kawanan burung, setiap burung mempunyai kecepatan dan posisi sendiri, dan tujuan kawanan ini adalah mencari makan. Pada algoritma PSO, tiap burung dianggap sebagai partikel dalam suatu populasi kandidat solusi, dan tujuan dari partikel-partikel adalah minimalisasi suatu fungsi obyektif. Pada awalnya, dirumuskan nilai-nilai awal untuk vektor posisi dan vektor kecepatan sebagai berikut :

$$\begin{aligned} x_{i,1}^0 &= K_p^{min} + (K_p^{max} - K_p^{min}) \times Rand_{i,1} \\ x_{i,2}^0 &= K_i^{min} + (K_i^{max} - K_i^{min}) \times Rand_{i,2} \\ x_{i,3}^0 &= K_d^{min} + (K_d^{max} - K_d^{min}) \times Rand_{i,3} \end{aligned} \quad (13)$$

$$v_{i,1}^0 = \frac{x_{i,1}^0}{2} ; v_{i,2}^0 = \frac{x_{i,2}^0}{2} ; v_{i,3}^0 = \frac{x_{i,3}^0}{2} \quad (14)$$

Vektor posisi terbaik partikel disebut sebagai P_{best} dan kemudian algoritma ini mulai mencari g_{best} (g_{best} menyatakan vektor posisi paling tepat yang mengubah fungsi obyektif). Algoritma PSO memperbarui vektor posisi dan kecepatan menurut pers. (15) dan (16) kemudian memperoleh P_{best} dan g_{best} yang baru. Proses ini diulang sampai mencapai banyak iterasi yang ditetapkan atau mencapai suatu kriteria berhenti.

Persamaan (15) dan (16) adalah sebagai berikut :

$$v_{i,m}^{t+1} = v_{i,m}^t + c_1 Rand_1 \times (P_{best\ i,m} - x_{i,m}^t) + c_2 Rand_2 \times (g_{best,m} - x_{i,m}^t) \quad (15)$$

$$x_{i,m}^{t+1} = x_{i,m}^t + \Delta t v_{i,m}^{t+1} \quad (16)$$

dengan $i = 1, 2, \dots, n$ dan $m = 1, 2, \dots, d$. Simbol dalam persamaan (15) dan (16) adalah sebagai berikut :

- n : ukuran populasi
- d : dimensi ruang pencarian
- t : iterasi sekarang
- $v_{i,n}^t$: kecepatan partikel i pada iterasi ke t saat sekarang
- $v_{i,n}^{t+1}$: kecepatan modifikasi partikel i
- c_1 dan c_2 : faktor percepatan. Nilai c_1 , c_2 sama dengan 1.494.
- $Rand_1$ dan $Rand_2$: bilangan random seragam dalam rentang $[0, 1]$.
- $x_{i,m}^t$: posisi partikel i pada iterasi ke t saat sekarang
- $x_{i,m}^{t+1}$: posisi modifikasi partikel i
- Δt : langkah waktu sama dengan 1

- $P_{best\ i,m}$: posisi terbaik sebelumnya pada dimensi m dari partikel i pada iterasi t
- $g_{best,m}$: posisi terbaik sebelumnya dari semua partikel pada dimensi ke m , iterasi t .

Algoritma PSO diatas digunakan untuk menentukan parameter kontroler PID sedemikian sehingga sistem mempunyai unjuk kerja optimal dalam rentang kerjanya. PSO diterapkan secara offline terhadap sistem dinamik quadcopter yang dinyatakan oleh persamaan (1) dan (5). Sistem quadcopter dengan kontroler PID ini harus memenuhi spesifikasi unjuk kerja sistem. Pada penelitian ini, digunakan kriteria IAE dan ITAE yang menggambarkan unjuk kerja sistem, sebagai berikut:

$$IAE : IAE = \int_0^{\infty} |e(t)| dt \quad (17)$$

$$ITAE : ITAE = \int_0^{\infty} t|e(t)| dt \quad (18)$$

$e(t)$ adalah *error* = sudut yang diinginkan - sudut aktual dan t adalah waktu.

Kriteria IAE dan ITAE selanjutnya digunakan sebagai fungsi obyektif dalam algoritma PSO. Dengan kata lain, tujuan dari optimasi dengan PSO ini adalah mencari parameter kontroler PID sedemikian sehingga sistem kontrol ini mempunyai nilai kriteria IAE atau ITAE yang minimum.

Metode Penelitian

Parameter Quadcopter. Tabel 1 menunjukkan parameter quadcopter yang digunakan untuk simulasi.

Tabel 1. Parameter Quadcopter [9]

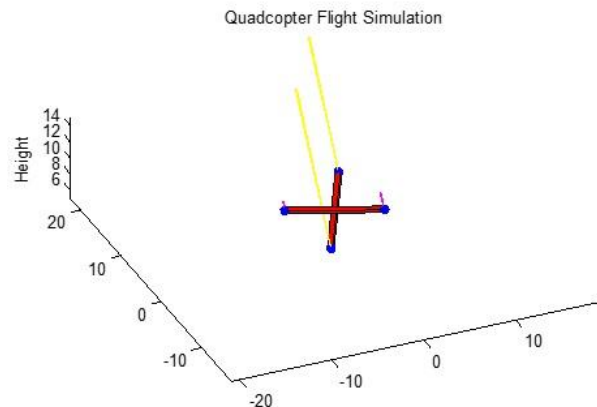
Parameter	Nilai	Satuan
m	0.5	kg
d	0.25	m
$K_{d,x};K_{d,y};K_{d,z}$	0.25	N.s/m
I_{xx}	5e-3	Kg.m ²
I_{yy}	5e-3	Kg.m ²
I_{zz}	10e-3	Kg.m ²

Simulasi Quadcopter. Sebelumnya telah diperoleh persamaan gerak untuk menjelaskan dinamika sistem quadcopter. Selanjutnya dibuat simulasi menggunakan software Matlab. Tujuan simulasi ini adalah untuk menguji dan melihat hasil dari sistem dengan kontroler PID. Code simulasi telah dikembangkan sebelumnya [9]. Skrip Matlab ditunjukkan sebagai berikut :

```
% Initial system state.
x = [0; 0; 10];
xdot = zeros(3, 1);
theta = zeros(3, 1);
thetadot = zeros(3,1);
if nargin == 0 % If we are running without a
controller, do not disturb the system.
    thetadot = zeros(3, 1);
```

```
else
    % With a control, give a random deviation
in the angular velocity.
    % Deviation is in degrees/sec.
    deviation = 100; % 30; % 300.; % 10; % 50;
    % 30; % 10; %100; % 300;
    thetadot = (2 * deviation * rand(3, 1) -
deviation)*pi/180;
end
ind = 0;
for t = ts
    ind = ind + 1;
    % Get input from built-in input or
controller.
    if nargin == 0
        i = input(t);
    else
        [i, controller_params] =
controller(controller_params, thetadot);
    end
    % Compute forces, torques, and
accelerations.
    omega = thetadot2omega(thetadot, theta);
    a = acceleration(i, theta, xdot, m, g, k,
kd);
    omegadot = angular_acceleration(i, omega,
I, L, b, k);
    % Advance system state.
    omega = omega + dt * omegadot;
    thetadot = omega2thetadot(omega, theta);
    theta = theta + dt * thetadot;
    xdot = xdot + dt * a;
    x = x + dt * xdot;
    % Store simulation state for output.
    xout(:, ind) = x;
    xdotout(:, ind) = xdot;
    thetaout(:, ind) = theta;
    thetadotout(:, ind) = thetadot;
end
% Put all simulation variables into an output
struct.
result = struct('x', xout, 'theta', thetaout,
'vel', xdotout, ...
'angvel', thetadotout, 't',
ts, 'dt', dt, 'input', inputout);
end
```

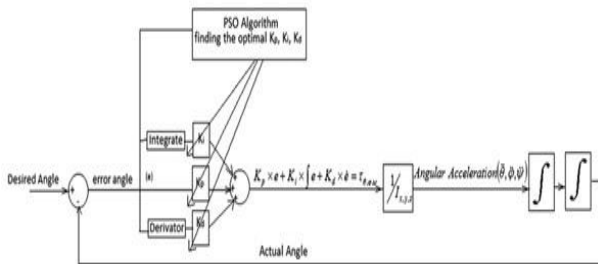
Pada penelitian ini juga dibuat visualisasi quadcopter 3-dimensional seperti ditunjukkan pada Gambar 2.



Gambar 2. Quadcopter dalam grafik Matlab

Kontroler PSO-PID. PSO mula-mula menentukan populasi awal partikel. Tiap partikel adalah kandidat solusi untuk parameter PID dimana nilai-nilainya diset dalam rentang tertentu. Solusi kontroler PID merupakan solusi persoalan 3-dimensi dengan ukuran matrik 3 × ukuran populasi.

Parameter PID yang dipilih menghasilkan respon sistem yang baik dan menghasilkan nilai kriteria unjuk kerja yang minimal. Strategi optimasi kontroler PSO-PID ini ditunjukkan pada Gambar 3.



Gambar 3. Strategi optimasi PSO-PID

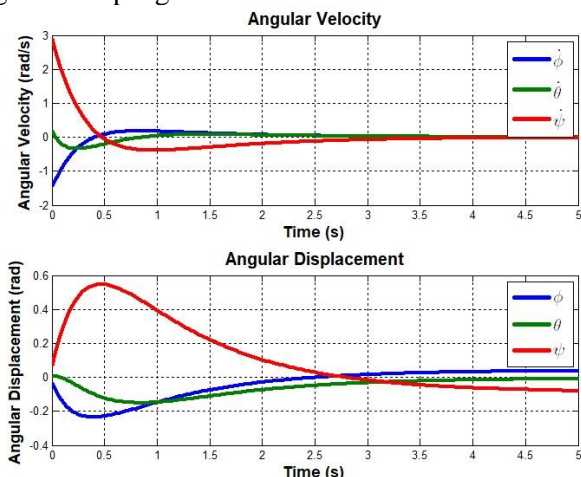
Hasil dan Pembahasan

Simulasi dilaksanakan menggunakan software Matlab 2010 yang dijalankan pada komputer Core(TM) i5, 2.5 GHz dan sistem RAM 4 GB. Pada pelaksanaan algoritma PSO, digunakan 20 partikel. Batas atas parameter kontroler PID (K_p , K_i , K_d) adalah [16, 8, 8], sedangkan batas bawahnya adalah [0.5; 0.5; 0.5]. Jumlah iterasi yaitu 10.

Simulasi gerak quadcopter menunjukkan respon sistem terhadap input gangguan kecepatan sudut, $\dot{\theta}$ random yang dihasilkan dari perintah Matlab:

```
deviation = 200;
thetadot = (2 * deviation * rand(3, 1) - deviation)*pi/180;
```

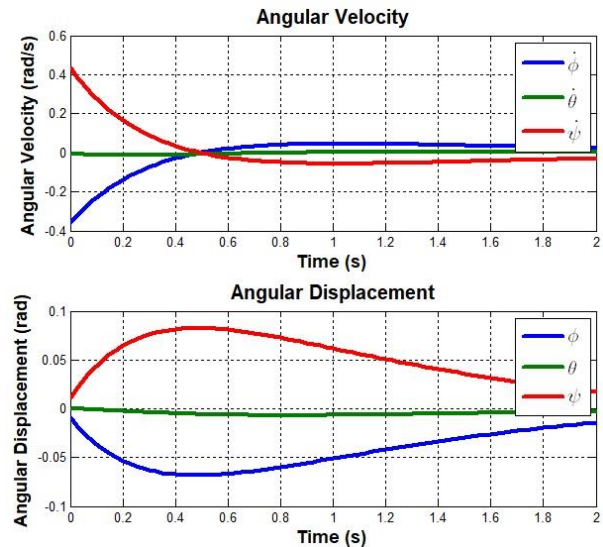
Penelitian sebelumnya telah berhasil memperoleh parameter kontroler PID (K_p , K_i , K_d) dengan cara *trial and error* [9]. Hasil simulasi seperti ditunjukkan pada Gambar 4. Gambar 4 atas adalah grafik kecepatan sudut pitch, roll dan yaw terhadap waktu, sedangkan Gambar 4 bawah adalah grafik simpangan sudut .



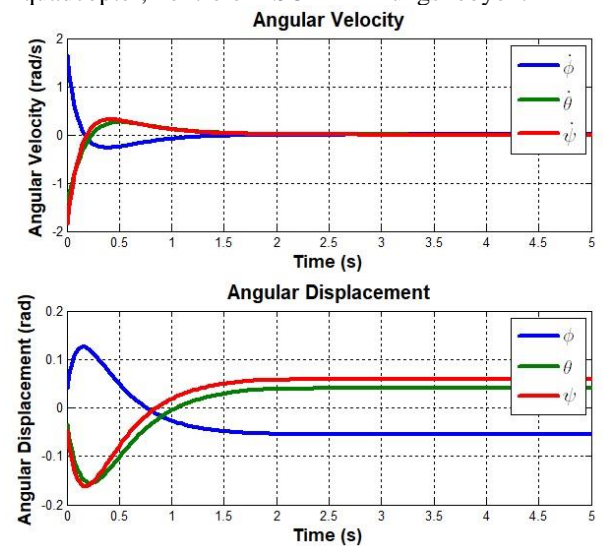
Gambar 4. Grafik kecepatan sudut (atas) dan simpangan sudut (bawah) quadcopter : $K_d = 4$; $K_p = 3$; $K_i = 5.5$.

Hasil simulasi dengan menggunakan PSO-PID ditunjukkan pada Gambar 5 dan 6. Gambar 5 adalah

hasil simulasi sistem quadcopter dengan PSO-PID dengan menggunakan fungsi obyektif minimalisasi IAE dan Gambar 6 adalah hasil simulasi menggunakan fungsi obyektif minimalisasi ITAE.



Gambar 5. Kecepatan sudut dan simpangan sudut quadcopter, kontroler PSO-PID - fungsi obyektif IAE



Gambar 6. Kecepatan sudut dan simpangan sudut quadcopter, kontroler PSO-PID - fungsi obyektif ITAE

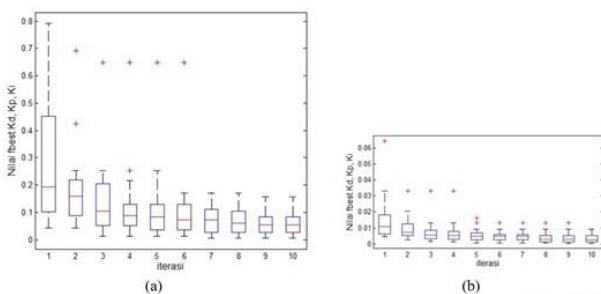
Kriteria IAE adalah integral error absolut terhadap waktu. IAE memberi bobot sama dengan 1 pada semua error. Optimasi sistem kontrol dengan kriteria IAE menghasilkan respon yang lambat dengan overshoot yang kecil dan settling time yang lama dengan sedikit osilasi.

Kriteria ITAE adalah integral error absolut dikalikan dengan waktu terhadap waktu. ITAE memberi bobot waktu sehingga error pada saat waktu awal diberi bobot lebih kecil dari error pada waktu berikutnya. Tuning ITAE menghasilkan sistem yang settle dengan cepat. Kerugian dari tuning menggunakan kriteria ITAE adalah

menghasilkan sistem yang lambat (*sluggish*) pada saat awal respon.

Quadcopter yang terbang melayang (*hovering*) diharapkan dapat settle dengan cepat jika ada suatu gangguan. Kontrol gerak dengan PSO-PID menghasilkan respon yang *settle* dengan cepat sehingga dapat digunakan untuk sistem kontrol hovering quadcopter. Selain itu set parameter kontroler PID dapat ditentukan lebih cepat dengan menerapkan algoritma PSO dibandingkan dengan *trial and error* yang memerlukan waktu lama.

Algoritma PSO menggunakan fungsi obyektif yaitu kriteria IAE dan ITAE. Gambar 7 adalah boxplot yang menyatakan sebaran nilai P_{best} terhadap iterasi untuk masing-masing kriteria. Gambar 7 menunjukkan bahwa PSO-PID dengan fungsi obyektif ITAE lebih konvergen dibandingkan fungsi obyektif IAE untuk jumlah iterasi yang sama. Nilai fungsi obyektif dengan kriteria ITAE lebih kecil dari nilai fungsi obyektif dengan kriteria IAE. Selain itu, *outlier* (tanda '+' pada Gambar 5) terletak tidak jauh relatif terhadap boxplot untuk fungsi obyektif ITAE dibandingkan dengan fungsi obyektif IAE.



Gambar 7. Representasi boxplot : PSO-PID dengan fungsi obyektif IAE (a); dengan fungsi obyektif ITAE

Kesimpulan

Penelitian ini telah berhasil menunjukkan unjuk kerja PSO-PID dengan fungsi obyektif ITAE adalah lebih baik dibandingkan dengan PSO-PID dengan fungsi obyektif IAE untuk sistem kontrol quadcopter. Sistem kontroler berfungsi sebagai *disturbance rejection*, sehingga quadcopter dapat *settle* dengan cepat jika ada gangguan. Penelitian dilakukan dengan simulasi menggunakan software Matlab namun demikian diharapkan dapat diterapkan untuk penelitian eksperimental menggunakan quadcopter real.

Referensi

[1] Ghazbi, S. N., et.al., 2016, 'Quadrotors unmanned aerial vehicles : a Review', International Journal on Smart Sensing and Intelligent Systems, Vol. 9, No. 1. March 2016

[2] 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>.

[3] Shuaib, A.O., Ahmed, M.M., 2014, 'Robust PID Control System Design Using ITAE Performance Index (DC Motor Model).', International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology. Vol. 3, Issue 8, August 2014

[4] Walaal, M.E., Fkirin, M.A., Moustafa Hassan, M.A., 2013, 'Speed control of DC motor using PID controller based on artificial intelligence techniques', Conference: Proceeding of 1st IEEE International Conference on Control, Decision and Information Technologies (CoDIT 2013), Tunisia (Hammamet).

[5] Mishra, A.K., and Narain, A., 2013, 'Speed Control of DC motor using Particle Swarm Optimization', International Journal of Research Engineering Research & Technology (IJERT) ISSN: 2278-0181 Vol. 2 Issue 6, June – 2013

[6] Gwangtim T. Poyi, 2014. "A Novel Approach to the Control of Quadrotor Helicopter Using Fuzzy-Neural Network". University of Derby, UK.

[7] Sun, J., Lai, Choi-Hong, Wu, Xiao-Jun., 2012, Particle Swarm Optimisation-classical and quantum perspective, Chapman & Hall / CRC Numerical Analysis and Scientific Computing (Statistical Comparison)

[8] Bousbaine A., Wu M. H. and Poyi G. T. 2014., Modeling and Simulation of a Quad-Rotor Helicopter. University of Derby, UK.

[9] Gibiansky, A., 'Quadcopter dynamics, simulation and control', November 23, 2012.

[10] Khodja, M.A., Tadjine, M., Boucherit, M.S., and Benzaoui, M., 2017, Tuning PID attitude stabilization of a quadrotor using particle swarm optimization (experimental), Int J. Simul. Multisci, Des. Optim. 2017, 8, A8. DOI: 10.1051/smdo/2017001