

## Tuning Parameter PID Menggunakan Algoritma Genetika Untuk Kontrol Pelacakan Lintasan Quadcopter

Ahmad Maulana Syafi'i<sup>1\*</sup>

<sup>1</sup>Jurusan Tadris Matematika, Fakultas Tarbiyah dan Ilmu Keguruan, Universitas Islam Negeri Sultan Aji Muhammad Idris Samarinda, Indonesia

*Corresponding author:* maulanasyafii95@gmail.com

**Abstrak.** Quadcopter merupakan salah satu jenis Unmanned Aerial Vehicle (UAV) yang memiliki empat rotor sebagai penggerak utama dan mampu bergerak secara rotasional dan translasional. Kedua sistem gerak ini secara matematis tergolong nonlinier dan tidak stabil. Pada penelitian ini diperkenalkan metode kontrol PID dan LQR untuk pelacakan lintasan dari quadcopter. Berdasarkan model kinetiknya, quadcopter memiliki struktur kontrol loop ganda. Pada *outer-loop* dalam sistem quadcopter, kontrol PID dirancang untuk melacak lintasan referensi. Parameter PID ditentukan oleh algoritma genetika untuk mengurangi *trial error* dan mendapatkan hasil yang optimal. Pada *inner-loop* dalam sistem quadcopter, kontrol LQR dirancang untuk melacak sikap referensi. Hasil simulasi menunjukkan bahwa PID dan LQR merupakan metode pelacakan lintasan yang cukup efektif dengan Root Mean Square Error kurang dari 1%. Kontroler ini mampu melakukan *path following* pada lintasan segitiga siku-siku.

**Kata Kunci:** *Quadcopter, PID, Linear Quadratic Regular, Algoritma Genetika.*

## **1 PENDAHULUAN**

Dalam beberapa tahun terakhir, quadcopter kendaraan udara tak berawak (UAV) populer karena mode penerbangannya yang unik dan struktur mekanisnya yang sederhana [3]. Quadcopter atau disebut juga dengan quadrotor adalah sebuah helikopter dengan empat rotor yang diarahkan ke atas dan ditempatkan dalam formasi persegi dengan jarak yang sama dari pusat massa quadcopter [6]. Quadcopter UAV memiliki banyak fungsi yang dapat membawa peralatan tertentu untuk penerbangan otonom, hiburan, penelitian ilmiah, aplikasi militer, dan sebagainya. Quadcopter UAV juga dapat menyelesaikan beberapa tugas penyelamatan berbahaya [3]. Quadcopter dikendalikan dengan mengatur kecepatan sudut rotor yang diputar oleh motor listrik [6]. Namun, dinamika sistem quadrotor biasanya tidak linier yang membuat sistem sulit dikendalikan dalam penerbangan yang cepat dan stabil. Oleh karena itu, desain kontrol yang andal merupakan masalah penting dalam kontrol quadcopter.

Quadcopter menarik banyak peneliti karena fenomenanya yang kompleks menghasilkan beberapa medan yang menarik. Penelitian sistem kontrol quadcopter telah banyak dilakukan oleh institusi dan universitas [3]. Salah satu contoh penelitian yang pernah dilakukan adalah mengendalikan quadcopter agar dapat mengikuti jalur yang diberikan. Dalam hal ini ada dua hal yang harus dilakukan yaitu mengontrol sikap (rotasi) dan posisi (translation) quadcopter. Kedua hal tersebut harus dikontrol secara bersamaan karena perubahan sudut roll menyebabkan gerak translasi pada sumbu  $Y$  dan perubahan sudut pitch mengakibatkan gerak translasi pada sumbu  $X$ . Dengan demikian gerak rotasi harus dilakukan terlebih dahulu sebelum gerak translasi. Metode kontrol yang telah banyak digunakan untuk mengontrol rotasi dan translasi quadcopter adalah metode PI, PID, Linear Quadratic Control, Linear Quadratic Reguler, Predictive Control Model, dll([1], [2], [3], [5] dan [6]).

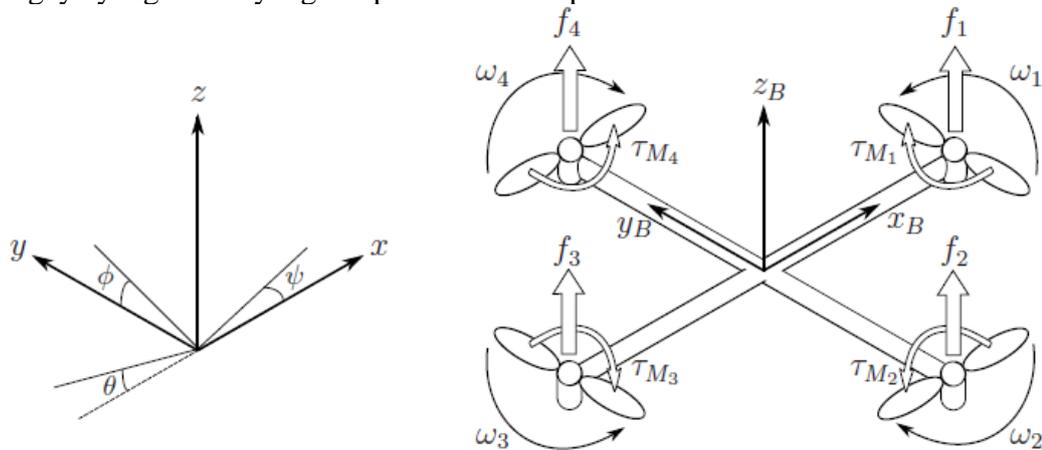
PID merupakan salah satu metode kontrol yang banyak digunakan dalam pengendalian gerak rotasi dan translasi quadcopter karena mudah diterapkan. Namun kegiatan tuning yang dilakukan pada sistem kendali PID sebagian besar masih bersifat manual sehingga respon yang didapat masih belum terlalu optimal. Oleh karena itu pada penelitian [4] mempelajari metode tuning kontrol PID menggunakan aturan Ziegler-Nichols. Hasil yang diperoleh adalah penyesuaian gain feedback PID menjadi lebih sederhana dan praktis namun masih kurang efektif. Kemudian metode kontrol tuning PID menggunakan sistem fuzzy untuk mengontrol quadcopter dalam mode hover. Penelitian ini dilakukan oleh [1]. Hasil penelitian menunjukkan bahwa tuning PID menggunakan sistem fuzzy memberikan respon yang lebih baik terhadap pergerakan quadcopter dibandingkan dengan tuning PID manual. Pada penelitian lain, kontrol gerak rotasi quadcopter dilakukan dengan menggunakan metode Linear Quadratic Regulator. Namun dalam menentukan parameter Q dan R masih menggunakan metode try and error sehingga hasil yang diperoleh tidak terlalu optimal [2].

Penelitian ini mengusulkan metode kontrol PID dan Linear Quadratic Regulator (LQR) untuk mengatasi masalah path tracking dari quadcopter UAV. Metode LQR digunakan untuk mengontrol gerak rotasi quadcopter karena dapat mencapai respon yang cepat dalam pengaturan sikap. Kemudian pada gerak translasi quadcopter digunakan metode kontrol PID. Untuk mengatasi

permasalahan pada penelitian sebelumnya maka pada penelitian ini digunakan Genetic Algorithm (GA) untuk menggantikan metode tuning manual dalam memperoleh kombinasi gain PID. Keuntungan menggunakan Algoritma Genetika adalah penyesuaian gain feedback PID menjadi lebih praktis dan hasil yang diperoleh menjadi lebih optimal. Kajian ini berkaitan erat dengan penelitian yang pernah dilakukan oleh Akbar.F.C. pada tahun 2016 yaitu tuning parameter Linear Quadratic Tracking menggunakan Genetic Algorithm untuk kontrol gerak lateral Quadcopter. Perbedaan dalam penelitian ini terletak pada metode kontrol kendali gerak rotasi quadcopter yang digunakan. Pada penelitian ini digunakan metode kontrol PID, sedangkan pada penelitian Akbar.F.C., dkk menggunakan kontrol Linear Quadratic Trajectory. Selanjutnya pada penelitian ini tuning gain PID menggunakan algoritma genetika yang dilakukan pada tiga sumbu translasi yaitu  $X$ ,  $Y$  dan  $Z$ . Pada penelitian Akbar.F.C, dkk hanya tuning parameter LQT pada sumbu  $X$  dan  $Y$ . Maka dari itu penelitian ini mengadopsi kombinasi metode kontrol PID dan LQR untuk mengatasi masalah path tracking pada UAV quadrotor.

## 2 MODEL MATEMATIKA QUADCOPTER

Struktur quadcopter disajikan pada Gambar 1 termasuk kecepatan sudut, torsi, dan gaya yang sesuai yang diciptakan oleh empat rotor.



**Gambar 1.** Kerangka Inersia dan Bodi Quadcopter.

Untuk membentuk model quadcopter yang dinamis, perlu ditentukan dua koordinat sistem yaitu koordinat sistem bumi dan badan pesawat. Berdasarkan Gambar 1, sudut euler dari quadrotor didefinisikan  $\eta = [\phi \ \theta \ \psi]'$  dimana  $\phi$  adalah sudut roll,  $\theta$  adalah sudut pitch dan  $\psi$  adalah sudut yaw. Dalam tulisan ini diasumsikan bahwa sudut yaw berputar pada sumbu  $Z$ , sudut pitch berputar pada sumbu  $Y$  dan sudut roll berputar pada sumbu  $X$ .

Persamaan model dinamik dapat diperoleh dengan persamaan Lagrange Euler, seperti disajikan dalam [3].

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

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

$$\ddot{Z} = \frac{U_1}{m} (\cos \phi \cos \theta) - g \quad (3)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{I_{yy} \dot{\theta} - I_{zz} \dot{\psi}}{I_{xx}} \dot{\psi} + \frac{U_2}{I_{xx}} \quad (4)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{I_{zz} \dot{\phi} - I_{xx} \dot{\psi}}{I_{yy}} \dot{\psi} + \frac{U_3}{I_{yy}} \quad (5)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{I_{xx} \dot{\phi} - I_{yy} \dot{\theta}}{I_{zz}} \dot{\theta} + \frac{U_4}{I_{zz}} \quad (6)$$

Sinyal kontrol (torsi) digunakan untuk melakukan gaya dorong, gerakan sudut roll pitch dan yaw didefinisikan sebagai jumlah kuadrat dari masing-masing motor. Hubungan masing-masing motor untuk menghasilkan sinyal kontrol (torsi) diberikan sebagai berikut:

$$U_1 = b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2)$$

$$U_2 = bl(-\omega_2^2 + \omega_4^2)$$

$$U_3 = b(-\omega_2^2 + \omega_3^2)$$

$$U_4 = d(-\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2)$$

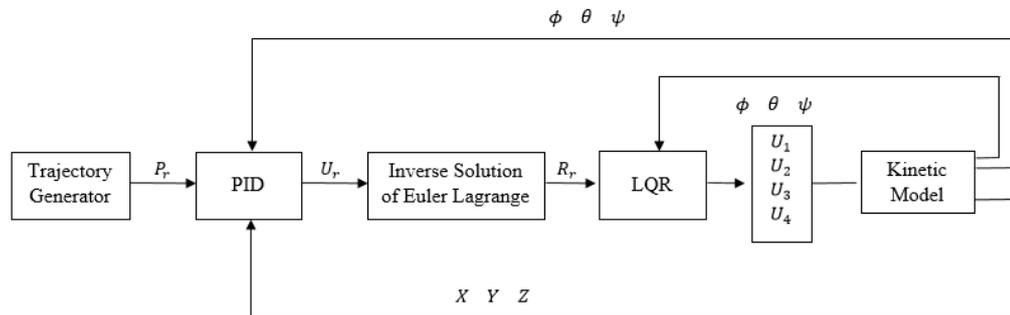
$U_1$  adalah kontrol saluran atas dan bawah;  $U_2$  adalah saluran depan dan belakang dan volume kontrol sudut pitch;  $U_3$  adalah saluran kiri dan kanan dan volume kontrol sudut gulungan;  $U_4$  adalah kuantitas kontrol sudut yaw.  $b$  dan  $d$  masing-masing mewakili koefisien angkat dan koefisien tarik;  $l$  adalah jarak antara setiap baling-baling dan titik berat quadrotor;  $I_{xx}$   $I_{yy}$   $I_{zz}$  adalah momen inersia terhadap sumbu  $X$ ,  $Y$  dan  $Z$  berturut-turut;  $\omega_i$  untuk  $i = 1, 2, 3, 4$  adalah kecepatan rotasi rotor ke- $i$ . Parameter-parameter tersebut dapat dilihat pada Tabel 1 [2].

**Tabel 1.** Parameter Quadcopter

Parameter	Deskripsi	Nilai
$m$	Massa Quadrotor ( $Kg$ )	1,26
$l$	Jarak propeller ke pusat quadrotor ( $m$ )	0,206
$g$	Gravitasi ( $ms^{-2}$ )	9,81
$I_{xx}$	Momen inersia pada sumbu X ( $Kg.m^2$ )	$1,68 \times 10^{-3}$
$I_{yy}$	Momen inersia pada sumbu Y ( $Kg.m^2$ )	$1,68 \times 10^{-3}$
$I_{zz}$	Momen inersia pada sumbu Z ( $Kg.m^2$ )	$1,25 \times 10^{-3}$
$b$	Koefisien Angkat	$1,6898 \times 10^{-5}$
$d$	Kofisien Tarik	$4,19 \times 10^{-6}$

### 3 DESAIN SISTEM KONTROL

Pada bagian ini dua metode kontrol diperkenalkan untuk melacak lintasan referensi quadcopter yaitu kontrol proporsional-integral-derivatif (PID) dan Linear Quadratic Regulator. Algoritma genetika juga digunakan untuk mendapatkan nilai gain PID. Desain sistem kontrol dapat dilihat pada gambar 2. Kontrol gerak translasi diberikan pada loop dalam dan kontrol gerak rotasi diberikan pada loop luar.  $P_r = [x_r, y_r, z_r]$  adalah vektor referensi yang digunakan oleh input generator,  $U_r = [U_1, u_x, u_y]$  adalah vektor kontrol yang dihitung menggunakan algoritma PID.  $R_r = [\phi \ \theta \ \psi]$  adalah vektor sudut acuan yang dihitung menggunakan  $U_r$ .



Gambar 2. Desain Sistem Kontrol

#### 3.1. PID untuk Kontrol Gerak Translasi

Kontrol posisi digunakan untuk mengontrol gerak translasi pada quadcopter. Gerak translasi adalah gerak yang disebabkan oleh gerak rotasi (sikap). Oleh karena itu, pada gerak translasi sumbu  $X$  dan sumbu  $Y$  digunakan metode kontrol cascade dimana sinyal kontrol dari kontroler translasi menjadi set point (referensi) untuk kontroler rotasi. Untuk kontrol gerak translasi sumbu  $Z$  tidak memerlukan gerak rotasi karena tidak bergantung pada perubahan sudut quadcopter.

Perancangan gerak translasi quadcopter menggunakan pendekatan bahwa quadcopter kaku untuk sudut yaw sehingga besaran perubahan sudut yaw sangat kecil (mendekati nol). Oleh karena itu model matematis gerak translasi sumbu  $X$  dan  $Y$  dalam Persamaan (1) dan (2) berubah menjadi Persamaan (8) dan (9).

$$\ddot{X} = \frac{U_1}{m} (\sin \theta \cos \phi) \quad (7)$$

$$\ddot{Y} = \frac{U_1}{m} (-\sin \phi) \quad (8)$$

Dalam penelitian ini kami menggunakan linierisasi umpan balik sehingga kami menggunakan modifikasi pada persamaan (7), (8) dan (3) masing-masing menjadi persamaan (9), (10) dan (11).

$$u_x = \frac{U_1}{m} (\sin \theta \cos \phi) \quad (9)$$

$$u_y = \frac{U_1}{m} (-\sin \phi) \quad (10)$$

$$U_z = \frac{U_1}{m} (\cos \phi \cos \theta) - g \quad (11)$$

Kontroler Proportional-Integral-Derivative (PID) digunakan sebagai kontroler untuk menghasilkan sinyal kontrol  $u_x$ ,  $u_y$ , dan  $U_z$  karena strukturnya yang sederhana dan kinerja yang kuat, persamaan kontroler PID diberikan oleh persamaan (12), (13) dan (14)

$$u_x = K_{Px}(x_r - X) + K_{Ix} \int_0^t (x_r - X) + K_{Dx}(\dot{x}_r - \dot{X}) \quad (12)$$

$$u_y = K_{Py}(y_r - Y) + K_{Iy} \int_0^t (y_r - Y) + K_{Dy}(\dot{y}_r - \dot{Y}) \quad (13)$$

$$U_z = K_{Pz}(z_r - Z) + K_{Iz} \int_0^t (z_r - Z) + K_{Dz}(\dot{z}_r - \dot{Z}) \quad (14)$$

Dimana  $K_P$ ,  $K_I$ , dan  $K_D$  disebut sebagai keuntungan proporsional, integral dan derivatif.

Hasil dari kontrol PID adalah sinyal kontrol  $u_x$ ,  $u_y$ , dan  $U_z$  yang akan menjadi acuan untuk pengontrol putaran quadcopter. Oleh karena itu diperlukan konversi sinyal kontrol  $u_y$  menjadi  $\theta$  dan kontrol  $u_x$  menjadi  $\phi$  dan diperoleh:

$$\theta = \arcsin\left(\frac{mu_x}{U_1 \cos \phi}\right)$$

$$\phi = \arcsin\left(-\frac{mu_y}{U_1}\right)$$

Dalam penelitian ini Algoritma Genetika digunakan sebagai tuning gain PID untuk mengontrol gerak translasi sumbu  $X$ ,  $Y$  dan  $Z$  sehingga menjadi lebih praktis dan optimal.

### 3.2. Algoritma Genetika untuk Tuning PID

Pada bidang kontrol, Algoritma Genetika (GA) dapat digunakan untuk meningkatkan kinerja sistem. Salah satunya adalah metode Proportional-Integral-Derivative (PID). Tujuan metode PID adalah untuk mendapatkan aksi kontrol optimal yang meminimalkan indeks kinerja dan menginstruksikan plant untuk melakukan tracking sesuai dengan model (trajectory) yang telah ditentukan sebelumnya. Langkah pertama dari desain GA adalah mendefinisikan individu  $P$  dan  $D$  dalam suatu populasi. Nilai fitness yang digunakan ditunjukkan pada Persamaan (15).

$$f = \frac{1}{RMSE_x + RMSE_y + RMSE_z} \quad (15)$$

Selanjutnya seleksi individu dilakukan dengan melihat nilai fitness yang tinggi. Pada penelitian ini seleksi truncing digunakan untuk menyeleksi individu yang memiliki nilai fitness tinggi. Banyaknya individu yang dipilih bergantung

pada besarnya rasio seleksi. Crossover dilakukan pada semua individu. Crossover dalam tulisan ini dilakukan dengan cara mengambil dua individu yang telah dipilih secara acak untuk menghasilkan individu baru. Crossover dilakukan hingga mencapai jumlah individu awal. Jumlah gen yang bermutasi tergantung pada rasio mutasi. Pemilihan posisi gen yang bermutasi dilakukan secara acak, dan setiap individu yang bermutasi ditambahkan nilai acak yang sangat kecil.

### 3.3. LQR untuk Kontrol Gerak Rotasi

Kontrol gerak rotasi adalah kunci dalam kontrol quadcopter. Dalam paper ini digunakan kontrol LQR untuk mengontrol gerak rotasi quadcopter karena memberikan respon yang baik dalam dinamika model gerak rotasi. Linearisasi dilakukan pada persamaan (4), (5) dan (6) menggunakan linearisasi umpan balik. Selanjutnya diperoleh *state space* dari kontrol LQR berupa sudut roll, pitch dan yaw sebagai berikut:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \ddot{\phi} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ c_1 \end{bmatrix} U_2^* \\ \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ c_2 \end{bmatrix} U_3^* \\ \begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ c_3 \end{bmatrix} U_4^* \end{aligned}$$

Kontrol LQR digunakan untuk menghitung signal  $U_2^*$ ,  $U_3^*$  dan  $U_4^*$  sehingga didapatkan sebagai berikut:

$$\begin{aligned} U_2^* &= U_2 + \frac{1}{c_1} a_1 \dot{\theta} \dot{\psi} \\ U_3^* &= U_3 + \frac{1}{c_2} a_2 \dot{\phi} \dot{\psi} \\ U_4^* &= U_4 + \frac{1}{c_4} a_3 \dot{\phi} \dot{\theta} \end{aligned}$$

dimana

$$\begin{aligned} a_1 &= \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} & c_1 &= \frac{1}{I_{xx}} \\ a_2 &= \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} & c_2 &= \frac{1}{I_{yy}} \\ a_3 &= \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} & c_3 &= \frac{1}{I_{zz}} \end{aligned}$$

## 4. HASIL SIMULASI DAN ANALISIS

Pada bagian ini ditampilkan simulasi untuk melihat performa quadcopter dalam mengikuti jalur referensi dengan menggunakan metode PID dan LQR. Diberikan gain PID menggunakan Algoritma Genetika. Uji GA dilakukan sebanyak 4 kali dengan variasi parameter. Hasil tuning GA ditunjukkan pada Tabel 2.

**Tabel 2.** Variasi Hasil Tuning gain PID menggunakan Algoritma Genetika

Parameter	GA - 1	GA - 2	GA - 3	GA - 4
Populasi	50	50	50	50
Genarasi	20	30	30	50
Rasio Seleksi	0,5	0,5	0,5	0,5
Rasio Mutasi	0,1	0,1	0,1	0,1
$RMSE_x$	0,00064	0,00083	0,0011	0,0011
$RMSE_y$	0,000026	0,00037	0,00016	0,00021
$RMSE_z$	0,1067	0,0645	0,0737	0,1365

Berdasarkan Tabel 2 terlihat bahwa pemberian parameter yang berbeda akan mempengaruhi hasil tuning yang berbeda terutama pada RMSE pada sumbu  $X$ , sumbu  $Y$  dan sumbu  $Z$ . Tabel tersebut juga menunjukkan bahwa RMSE optimal pada sumbu  $X$  dan sumbu  $Y$  kurang dari 1%. Hasil tersebut menunjukkan bahwa respon PID sangat baik. Gain PID optimal yang diperoleh dari 4 percobaan diberikan sebagai berikut:

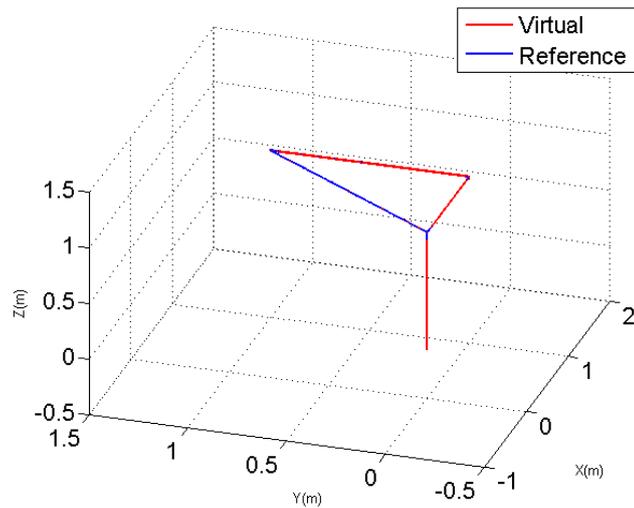
$$\begin{array}{lll}
 K_{P_x} = 95,1248 & K_{I_x} = 35,8346 & K_{D_x} = 10,0108 \\
 K_{P_y} = 156,1604 & K_{I_y} = 12,3644 & K_{D_y} = 20,5606 \\
 K_{P_z} = 322,7572 & K_{I_z} = 251,8525 & K_{D_z} = 29,2244
 \end{array}$$

Selanjutnya diberikan matriks  $Q$  dan  $R$  untuk mengimplementasikan LQR untuk mendapatkan gain LQR

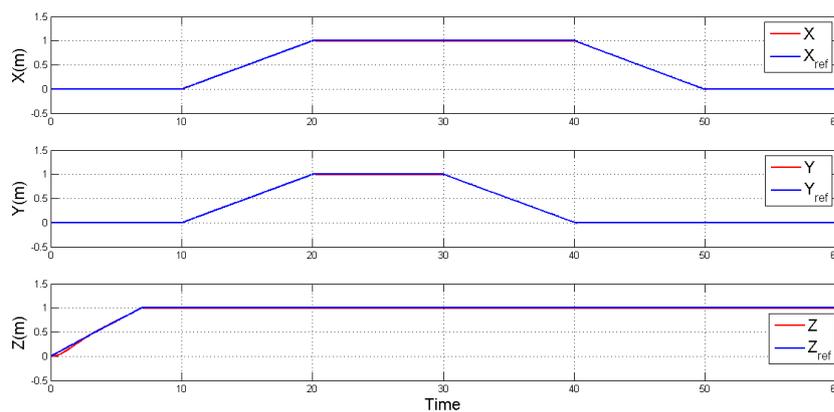
$$\begin{array}{ll}
 Q_\phi = \begin{bmatrix} 1000 & 0 \\ 0 & 4 \end{bmatrix} & R_\phi = 0,1 \\
 Q_\theta = \begin{bmatrix} 1000 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} & R_\theta = 0,00001 \\
 Q_\psi = \begin{bmatrix} 1000 & 0 \\ 0 & 4 \end{bmatrix} & R_\psi = 0,0001
 \end{array}$$

Diberikan jalur referensi input sama seperti penelitian [2]. Pelacakan yang baik dari jalur referensi untuk penerbangan UAV quadrotor ditunjukkan pada Gambar 3 dan gambar 4. Gambar 3 adalah pelacakan lintasan tiga dimensi, Gambar 4 menunjukkan jalur pelacakan di sumbu  $X$ ,  $Y$  dan  $Z$  masing-masing. Seperti yang ditampilkan pada Gambar 3 dan Gambar 4, UAV quadrotor dapat

mencapai pelacakan jalur yang baik dipenerbangan dengan menggunakan metode PID dan LQR di mana gain PID disetel oleh Algoritma Genetika.



Gambar 3. Pelacakan Jalur Quadcopter Tiga Dimensi.



Gambar 4. Jalur Pelacakan Sumbu X, Y, Z.

Berdasarkan Gambar 3 terlihat bahwa quadcopter mampu mengikuti jalur segitiga siku-siku. Lintasan segitiga siku-siku dipilih karena memiliki sisi miring, dan quadcopter harus membuat perubahan sudut kurang dari  $90^\circ$  untuk melewati sisi miring. Quadcopter akan jatuh jika gerakan sudut tidak seimbang. Waktu simulasi yang digunakan adalah 60 detik. Dalam penelitian ini simulasi dilakukan berkaitan dengan gangguan yang ada atau ideal.

## 5. KESIMPULAN

Dalam penelitian ini, metode PID dan LQR diusulkan untuk memecahkan masalah pelacakan lintasan quadcopter (UAV). Kontrol PID digunakan karena struktur kontrolnya praktis dan mudah diterapkan. Kemudian perolehan PID ditentukan dengan menggunakan algoritma genetika untuk mengurangi trial error

dan mendapatkan hasil yang optimal. Hasilnya menunjukkan algoritma genetika dapat membuat kinerja kontrol PID lebih baik untuk mengikuti jalur referensi yang diberikan. Untuk mencapai respons cepat terhadap sikap, kami merancang kontrol LQR untuk melacak sudut referensi. Akhirnya, hasil simulasi memverifikasi efektivitas metode yang kami usulkan.

#### **DAFTAR PUSTAKA**

- [1] Abbasi. E., Mahjoob. M. J., and Yazdanpanah. R. (2017). *Control of Quadrotor UAV Using a Fuzzy System for Tuning the PID Gains in Hovering Mode*.
- [2] Akbar. F. C., E\_endie. R., and Iskandar .E. (2016). *Tuning Parameter Linear Quadratic Tracking menggunakan Algoritma Genetika untuk Pengendalian Gerak Lateral Quadcopter*. JURNAL TEKNIK ITS Vol.5. 2016:2337-3539.
- [3] Cheng.H. and Yang.Y. (2017). *Model Predictive Control and PID for Path Following of an Unmanned Quadrotor Helicopter*. IEEE 17th International Conference on Communication Technology. 978-1-5090-6161-7.
- [4] He Z F Zhao L. (2014). *A simple attitude control of quadrotor helicopter based on Ziegler- Nichols rules for tuning PD parameters*. The scientific world journal.
- [5] Lopes.R.V., Santana.P.H., Borges. G. A., and Ishihara. J. Y. (2011). *Model Predictive Control applied to tracking and attitude stabilization of a VTOL quadrotor aircraft*. 21st International Congress of Mechanical Engineering.
- [6] Luukkonen. T. (2011). *Modelling and control of quadcopter*. School of Science, Independent research project in applied mathematics. Espoo.