

# TRACKING QUADCOPTER MENGGUNAKAN *COMMAND GENERATOR TRACKER* BERBASIS LOS SAAT ADANYA *DISTURBANCE* PADA LINTASAN PERSEGI

Anggara Trisna Nugraha<sup>1)</sup>

<sup>1)</sup>Jurusan Teknik Elektro, Fakultas Teknik, Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
Jl. Raya ITS, Keputih, Sukolilo, Keputih, Sukolilo, Surabaya, Jawa Timur 6011  
Email : [anggaratnugraha@yahoo.co.id](mailto:anggaratnugraha@yahoo.co.id)

**Abstrak.** *Quadcopter merupakan sistem nonlinear dengan multiple input multiple output dan sistem dengan persoalan kestabilan, sehingga rentan terhadap gangguan eksternal. Karakteristik ini menyebabkan adanya kesulitan dalam pengendalian gerak tracking secara otomatis dan mengatur arah hadap. Berdasarkan permasalahan tersebut, pada penelitian ini disajikan desain kontrol tracking pada bidang horizontal dengan menambahkan algoritma Line of Sight, agar dalam melakukan tracking konvergen menuju nol dan dapat mengatasi gangguan arus laut yang merubah parameter dari quadcopter dalam melakukan gerak pada bidang horizontal. Untuk kontrol tracking posisi pada sumbu X dan Y, digunakan struktur Command-Generator Tracker (CGT). Berdasarkan permasalahannya, penelitian ini mempresentasikan desain tracking control pada bidang horizontal dengan menambahkan algoritma Line of Sight, untuk mengubah track menjadi nol. Hasil simulasi menunjukkan bahwa metode kontrol yang digunakan dapat membawa sudut yaw, pitch and roll ke nilai yang diharapkan pada lintasan persegi.*

**Kata kunci :** *Quadcopter UAV, Lintasan persegi, LMI, Command-Generator Tracker, Wind gust*

## 1. Pendahuluan

Beberapa pengembangan terus dilakukan dalam rangka meningkatkan respon sistem quadcopter dalam melacak permasalahan yang terjadi, mampu melakukan tracking berupa persegi dengan menggunakan metode optimal yaitu umpan balik keluaran optimal oleh menambahkan struktur dari Command-Generator Tracker (CGT) Digunakan untuk mendapatkan tanda referensi pelacakan yang sesuai dengan pelacakan kesalahan sekecil mungkin. Guna menjaga stabilitas, pengendali output feedback yang memiliki performa  $H_{\infty}$  sehingga quadcopter lebih andal dalam menangani gangguan dari luar.

Seiring berkembangnya metode yang digunakan untuk menangani permasalahan kontrol pada quadcopter yang mana [1], disajikan algoritma Line Of Sight (LOS) yang memudahkan untuk mengatur arah hadap suatu plant agar konvergen menuju path yang sudah didefinisikan, yaitu dengan membuat cross-track error yang dituju. Pada [2] teknik kontrol nonlinear yang digunakan untuk kontrol hover. Metode nonlinear backstepping lebih bisa mendekati karakteristik sistem nonlinear. Sehingga, langkah perhitungan yang digunakan lebih rumit. Walaupun dengan perhitungan rumit tersebut quadcopter mampu melakukan path following sesuai referensi dari kondisi nilai x, y dan z. Namun pada saat quadcopter diberi gangguan berupa angin yang konstan maka respon yang dihasilkan mengalami ripple dan tidak robust.

Berdasarkan pada permasalahan dan solusi diatas, maka ide dalam penelitian yang akan diajukan adalah merancang desain metode kontrol optimal untuk mengontrol quadcopter agar dapat melakukan path following dengan jalur yang sudah ditentukan dan menambahkan algoritma Line Of Sight (LOS) yang digunakan untuk dapat menghasilkan kesesuaian terhadap suatu bentuk path sebagai sinyal referensi dengan mengatur arah hadap serta path error sekecil mungkin.

Berdasarkan berbagai permasalahan dan solusi di atas, maka gagasan dalam penelitian ini yang akan diajukan adalah merancang metode pengendalian yang optimal untuk mengendalikan quadcopter agar bisa melakukan mengikuti jalur dengan jalur yang ditentukan berupa persegi. Untuk menjaga stabilitas, pengontrol keluaran umpan balik yang memiliki kinerja  $H_{\infty}$  digunakan. Jalur berikut pengendali menggunakan struktur Command-Generator Tracker (CGT) dengan model berikut dan menambahkan algoritma Line Of Sight (LOS) yang digunakan untuk menghasilkan kesesuaian ke

bentuk jalur sebagai sinyal referensi dengan mengatur arah dan kesalahan jalur yang ada sekecil mungkin.

## 2. Pembahasan

### 2.1. Linearisasi Model Dinamika Quadcopter

Pada bagian ini akan dijelaskan mengenai linearisasi dinamika quadcopter, dimana konsep dinamika sudah diterangkan pada sub-bab dinamika quadcopter. Persamaan tersebut kemudian dilinearisasi dimana quadcopter dalam kondisi melayang (hover). Sudut yaw bernilai 0 rad dan kecepatan sudut roll, pitch, dan yaw bernilai mendekati 0 rad/s. variable state  $v$ , yang akan digunakan sebagai representasi dinamika pada aktuator quadcopter seperti berikut:

$$v = \frac{\omega}{s + \omega} u \dots\dots\dots (1)$$

#### Model Dinamika Rotasi Quadcopter

Bentuk persamaan *state space* untuk model linier dinamika roll dan pitch dapat dinyatakan:

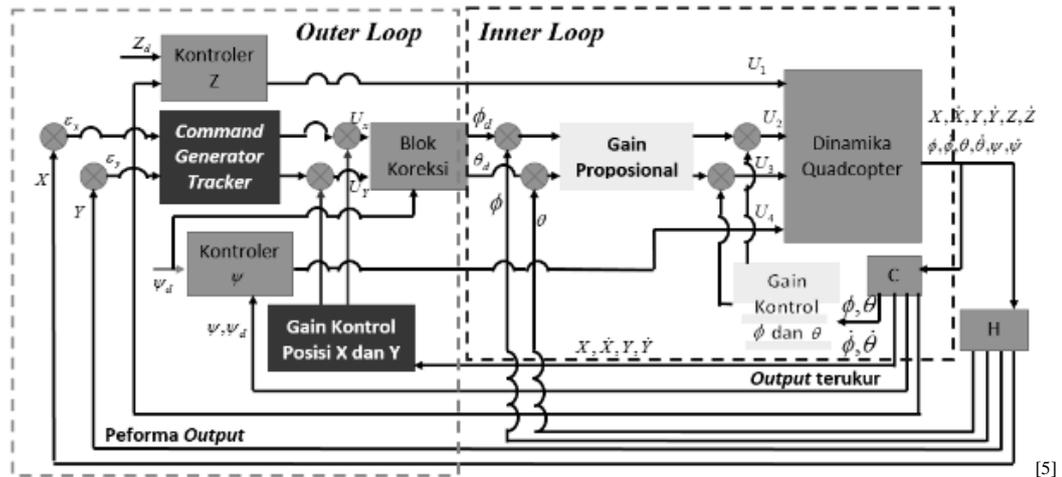
$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\omega} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{IK_T}{J} \\ 1 & 0 & -\omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \omega \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega \end{bmatrix} \Delta u_2 \dots\dots\dots (2)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\omega} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{IK_T}{J} \\ 1 & 0 & -\omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \omega \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega \end{bmatrix} \Delta u_2 \dots\dots\dots (3)$$

Model linier dinamika posisi yang didapat pada sumbu  $x$  dan  $y$  dalam bentuk *state space* adalah sebagai berikut:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{4K_T}{J} \theta \\ 0 & 0 & -\omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega \end{bmatrix} u \dots\dots\dots (4)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{4K_T}{J} \phi \\ 0 & 0 & -\omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega \end{bmatrix} u \dots\dots\dots (5)$$



Gambar 1. Diagram Blok *Quadcopter*<sup>[5]</sup>

Gambar 1 merupakan diagram blok dari strategi kontrol *Quadcopter* yang akan dirancang. Struktur kontrol terdiri *inner* dan *outer loop*. *Inner loop* merupakan kontroler rotasi sudut ( $\phi, \theta, \psi$ ) yang menambahkan performa  $H^\infty$  (ditandai dengan blok berwarna kuning), sedangkan *outer loop* merupakan kontroler *tracking* posisi ( $x, y, z$ ) yang menggunakan struktur CGT (ditandai dengan blok berwarna merah) yang terdapat algoritma LOS. Sinyal referensi untuk sistem kontrol *quadcopter* ini terdiri atas referensi untuk posisi  $x_d, y_d, z_d$  dan sudut  $\psi_d$ .

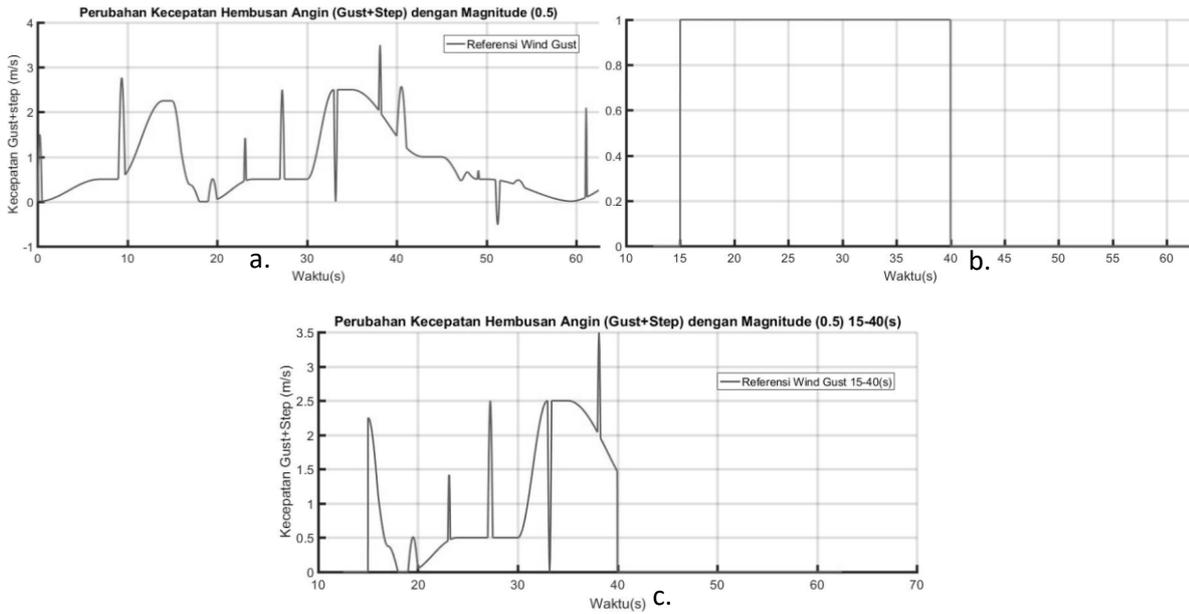
*Inner loop* digunakan untuk menstabilkan sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw* yang menjamin performa  $H^\infty$ . Kontroler dirancang berdasarkan permasalahan *Static Output Feedback* (SOF) [7], dimana gain *output feedback*  $K$  didapat dengan menyelesaikan algoritma *iterative Linear Matrix Inequality* (LMI).

## 2.2. Pengujian Sistem Kontrol *Quadcopter* Dengan Efek Wind Gust

Analisis efek angin memisahkan dua komponen dasar, yaitu komponen konstan (sistematis) dan variabel (turbulen) komponen. Komponen konstan merupakan nilai konstan kecepatan angin yang dimodelkan sebagai sinyal step. Komponen variabel merupakan ‘gust’ atau hembusan angin sesaat. Estimasi pengaruh kondisi meteorologi utama dibuat sebagai aturan yang menggunakan model statistik dari kondisi meteorologi penyimpangan dari nilai iklimnya [6]. Kecepatan angin dipergunakan akan dibangkitkan secara acak.

$$V_{si} = \begin{cases} 0, & t < t_{0i} \\ V_{mi}(1 - \cos(\frac{\pi(t - t_{0i})}{2t_{di}})), & t_{0i} < t \leq t_{0i} + t_{di} \\ V_{mi}(\sin(\frac{\pi(t - t_{0i})}{t_{di}})), & t_{0i} < t \leq t_{0i} + t_{di} \\ V_{mi}, & t > t_{0i} + t_{di} \end{cases} \dots \dots \dots (6)$$

Dapat dilihat pada Gambar 2(a). Gangguan diberikan pada detik ke-15 hingga detik ke-40 yang diasumsikan *quadcopter* bergerak dalam ruangan (Gambar 2(b)), sehingga gangguan yang masuk ke dalam sistem adalah pada Gambar 2 (c).



Gambar 2 a. Wind gust secara keseluruhan, b. pemberian gangguan pada detik ke-15 hingga detik ke-40 dan c. Wind gust pada sistem

### 2.3. Hukum LOS (Line of Sight) Pada Persamaan Steering Untuk Lingkaran

Strategi berdasarkan *enclosure* digunakan untuk mengarahkan  $e(t)$  menuju nol, kemudian mengarahkan vektor kecepatan menuju titik perpotongan  $P_{los}^n = [x_{los}, y_{los}]^T$  agar sesuai dengan arah dari *path*, dimana *path* tersebut secara implisit didefinisikan oleh urutan di mana *waypoints* yang sudah didefinisikan. *Path* tersebut melibatkan secara langsung penetapan  $\chi_d(t)$ .

$$\tan(\chi_d(t)) = \frac{\Delta y(t)}{\Delta x(t)} = \frac{y_{los} - y(t)}{x_{los} - x(t)} \dots\dots\dots (7)$$

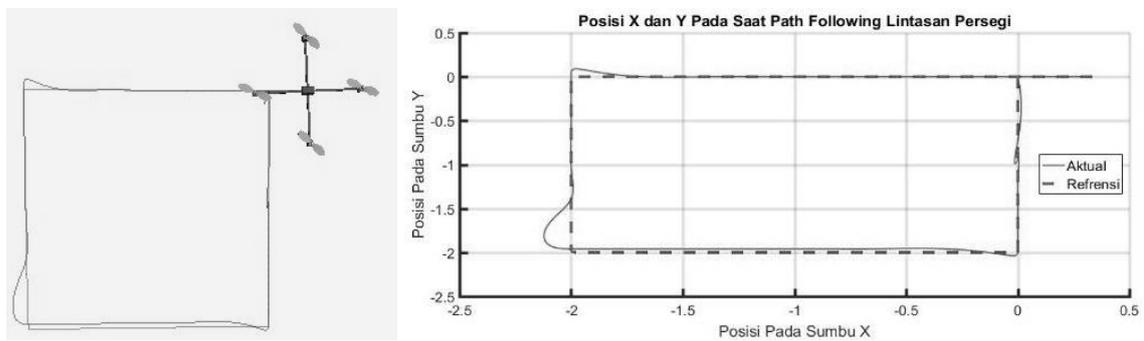
Tabel 1 Algoritma *path following straight line* [3]

| <b>Algoritma Path following Straigh Line (Garis Lurus) Menggunakan LOS</b> |  |
|--|--|
| 1.   | Inisialisasi <i>waypoint</i> $P_k^n = [x_k, y_k]^T$ sampai $P_{k+1}^n = [x_k, y_k]^T$ yang digunakan <i>generate path</i> .  |
| 2.   | Untuk setiap iterasi hitung nilai <i>error</i> antara posisi $P_k^n = [x_k, y_k]^T$ dengan posisi aktual Quadcopter $p^n = [x(t), y(t)]^T$ .                                   |
| 3.   | Tentukan titik <i>los</i> $P_{los}^n = [x_{los}, y_{los}]^T$ melalui berapa meter yang diinginkan dari <i>waypoint</i> $P_k^n = [x_k, y_k]^T$ dan $P_{k+1}^n = [x_k, y_k]^T$ . |
| 4.   | Hitung nilai absolut <i>error</i> antara posisi <i>waypoint</i> dengan aktual Quadcopter<br>$ e_p  = \sqrt{(x_{los} - x(t))^2 + (y_{los} - y(t))^2}$ .                         |
| 5.   | Hitung nilai sudut <i>psi</i> $\psi$ dengan $\psi_d = a \tan 2(x_{los} - x(t), y_{los} - y(t))$  |

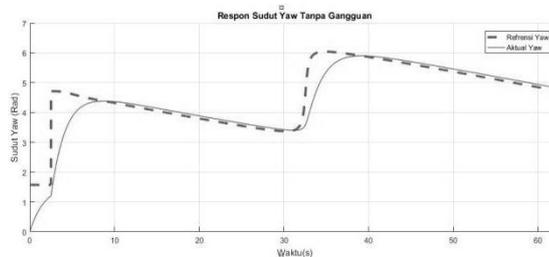
## 2.4. Hasil dan Pembahasan

Untuk mengetahui efektivitas pengendali pelacakan quadcopter, simulasi dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak Matlab. Quadcopter yang digunakan dalam simulasi ini adalah model Quanser Qball-X4. Simulasi dilakukan dengan menguji gerakan quadcopter apakah mampu melakukan jalur berikut ke jalur persegi seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.

Dengan menambahkan algoritma Line of Sight (LOS) untuk menghitung heading quadcopter, maka sudut yaw ( $\psi$ ) dapat dihitung juga. Dengan mengamati sudut yaw, quadcopter dapat menyimpan sinyal referensi dari pengontrol keluaran loop luar dengan kesalahan cross track rata-rata 0,0245 rad. Perbandingan antara referensi dan sudut yaw aktual dari quadcopter, dapat disimpulkan bahwa heading dipertahankan dengan baik dapat dilihat pada gambar 4.



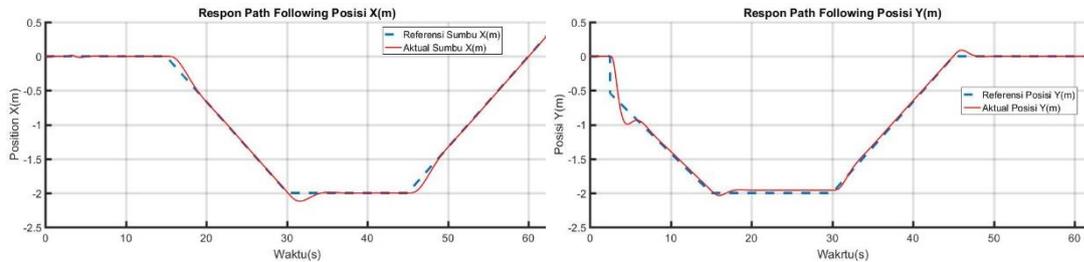
Gambar 3. Pergerakan quadcopter pada sumbu x dan y dan Perbandingan antara Reference dan Actual Tour di Square Path



Gambar 4. Jalur Quadcopter Mengikuti Sudut Yaw

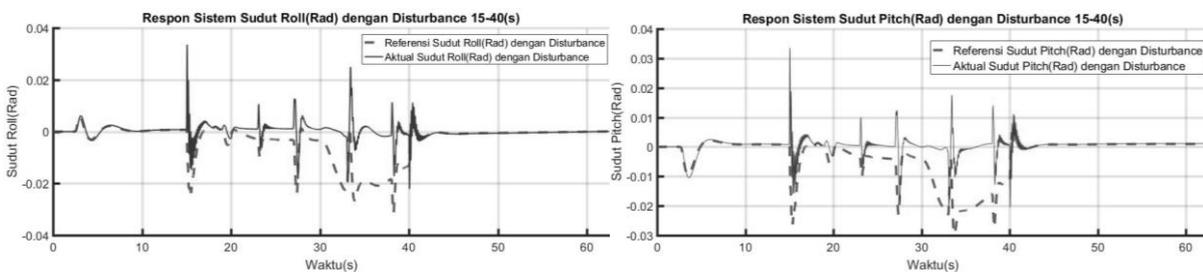
Sinyal referensi berbentuk persegi juga ditambahkan ke dalam sistem, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4. Hasilnya adalah, quadcopter terus mengikuti jalur, namun ada penyimpangan yang terjadi pada  $X = 0,5$  m dan  $Y = 0,2$  m. Algoritma LOS membantu pengendali quadcopter dengan memberikan pengeditan pada sudut  $90^\circ$  dengan lancar dan tetap mengikuti referensi.

Posisi quadcopter pada sumbu X yang mampu mengikuti rujukan dapat dilihat pada gambar 5. Berikut ini adalah jalan pada  $t = 15s$  dan delay sekitar 2 detik, yang menyebabkan error sebesar 0,3 m namun quadcopter masih bisa mengikuti jalur referensi. Pergerakan pada sumbu Y dimana quadcopter mengalami penundaan sekitar 0,4 detik pada waypoint pertama dan menyebabkan jalur error sekitar 0,3 m namun quadcopter dapat kembali ke jalur referensi.

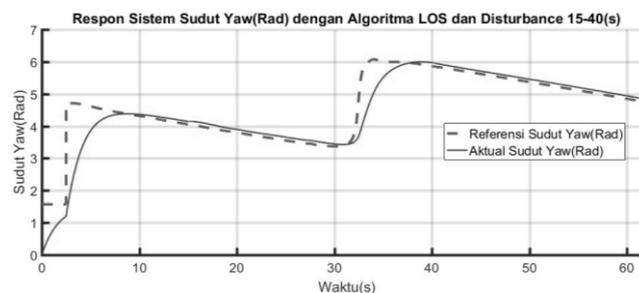


Gambar 5. Jalur Quadcopter Mengikuti sumbu X dan Y

Gambar 6 menunjukkan respon sudut  $\phi$  dan respon sudut  $\theta$  pada saat terdapat gangguan berupa *wind gust*. Ketika angin berhembus membuat quadcopter menyimpang dari posisi *tracking*-nya. Pengaruh *wind gust* terhadap sudut  $\phi$  terjadi dari detik ke-15 s/d detik ke-40, pergerakan dari  $-0.2$  rad s/d  $0.3$  rad atau sekitar  $-11^\circ$  s/d  $18^\circ$ . Respon sudut  $\theta$  dapat mengikuti referensinya, namun pada saat terdapat *wind gust*, respon sudut  $\theta$  beresilasi dari  $0.5$  rad s/d  $0.2$  rad atau sekitar  $-30^\circ$  s/d  $11^\circ$ . Dari hasil yang dilihat baik dari respon sistem pada sudut  $\phi$  dan  $\theta$  saat *wind gust* aktif kontroler mampu meminimalisir gangguan Hal tersebut terjadi untuk membuat quacopter tetap stabil sehingga dapat kembali mengikuti *path*.



Gambar 6 Tracking Sudut Roll dan Sudut Pitch pada saat terdapat *wind gust*



Gambar 71 Tracking Sudut Yaw pada saat terdapat *wind gust*

Algoritma *Line Of Sight* (LOS) yang ditambahkan pada sudut  $\psi$  untuk menghitung arah hadap dari quadcopter. Dapat dilihat bahwa respon sudut  $\psi$  dapat mengikuti sinyal referensi yang diberikan, dengan rata-rata *error* sebesar  $0.09034$ rad. Dari Gambar 7 dilihat perbandingan antara referensi dan

aktual dari sudut *yaw*, dimana aktual menjaga arah hadap (*heading*) dan memperhalus gerakan quadcopter.

Hasil simulasi dengan sinyal *Disturbance* yang berbeda-beda telah disimpulkan pada Tabel 2. Sistem kontrol diuji dengan *Disturbance* dengan nilai yang berbeda-beda, yaitu D(1), D(1.5) dan D(2). Berdasarkan nilai ISE dari setiap pergerakan quadcopter, diperoleh bahwa semakin besar nilai rata-rata *Disturbance* yang diberikan, maka semakin besar pula nilai ISE dari pergerakan quadcopter. Hal ini berpengaruh pula kepada besarnya nilai sinyal kontrol yang masuk ke *plant* quadcopter. Maksimal *Disturbance* pengukuran yang dapat diatasi oleh sistem kontrol adalah sebesar D(1).

Tabel 2 Nilai *Integral Square Error* (ISE) tiap perubahan *magnitude step+ gust* 0-62.5(s)

| <i>Integral Square Error</i> (ISE) | <i>Wind gust</i>     |                        |                      |
|------------------------------------|----------------------|------------------------|----------------------|
|                                    | <i>Magnitude</i> (1) | <i>Magnitude</i> (1.5) | <i>Magnitude</i> (2) |
| <i>Roll</i>                        | 0.007rad             | 0.005rad               | 0.014rad             |
| <i>Pitch</i>                       | 0,00766rad           | 0.0106rad              | 0,00021rad           |
| <i>Yaw</i>                         | 0.077rad             | 0.1123rad              | 0.149rad             |
| Posisi X                           | 0.0004m              | 0.0212m                | 0.000028m            |
| Posisi Y                           | 0.0282m              | 0.0047m                | 0.000565m            |

### 3. Simpulan

Metode kontrol output feedback dengan performa  $H_{\infty}$  digunakan pada inner loop sedangkan struktur kontrol Command-Generator Tracker digunakan pada outer loop. Hasil simulasi menunjukkan bahwa sistem kontrol dapat menstabilkan sudut attitude dari quadcopter dan dapat membuat quadcopter men-track sinyal referensi yang diberikan. Nilai maksimum ISE tracking saat ada gangguan sebesar 0.0212 m pada posisi X serta 0.0047 m pada posisi Y. Rata-rata nilai ISE dari sudut yaw untuk permasalahan arah hadap saat ada gangguan sebesar 0.077 Rad. Kontroler ini mampu mengatasi efek delay dengan waktu  $\pm 2.31$  detik.

### 4. Saran

Saran untuk penelitian selanjutnya dapat membahas penambahan desain *observer* untuk mengestimasi seluruh *state* agar mendekati dengan kondisi *real*.

### Daftar Pustaka

- [1]. David Cabecian, Rita Cunha, and Carlos Silvestre., "A Globally Stabilizing Path Following Controller for Rotorcraft With Wind Disturbance Rejection", IEEE Transactions on Control Systems Technology Volume 23 issue 2, 2015.
- [2]. J. Gadewadikar, F. L. Lewis, K. Subbarao and B. M. Chen, "Design of  $H_{\infty}$  Command and Control Loops for Unmanned Aerial Vehicles using Static Output-Feedback," in Proceedings of the 46th IEEE Conference on Decision and Control, New Orleans, 2007
- [3]. Isdaryani, Feni," Kontrol Tracking untuk Quadcopter Menggunakan Metode *Optimal Output Feedback* dengan *Command Generator Tracker*," Tesis Master, Institut Teknologi Sepuluh Nopember,2016.
- [4]. Nugraha, Anggara Trisna, " Desain Kontrol *Path Following Quadcopter* Dengan Algoritma *Line of Sight*," Seminar Nasional Inovasi Dan Aplikasi Teknologi Di Industri, 2017
- [5]. Nugraha, Anggara Trisna, " Desain Kontrol *Path Following Quadcopter* Dengan *Command Generator Tracker Model Following*," Tesis Master, Institut Teknologi Sepuluh Nopember,2017
- [6]. Antonio Tsourdos, Brian A. White and madhavan Shanmugavel., *Cooperative Path Planning of Unmanned Aerial Vehicles*, John Wiley & Sons, Ltd, 2011.
- [7]. Thor I. Fossen., "Handbook of Marine Craft Hydrodynamics and Motion Control", John Wiley & Sons, Inc., Canada, 2011.