

Desain Kontrol Output Feedback dengan Command Generator Tracker Berbasis LOS Pada Jalur Lingkaran Menggunakan Quadcopter

Anggara Trisna Nugraha¹

¹Jurusan Teknik Elektro, Fakultas Teknik, Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Jl. Raya ITS, Keputih, Sukolilo, Keputih, Sukolilo, Surabaya, Jawa Timur 6011
Email : anggaratnugraha@yahoo.co.id

Abstrak— Quadcopter UAV merupakan sistem yang nonlinier, underactuated dan tidak stabil. Karakteristik tersebut menjadi fokus perhatian untuk perkembangan penelitian kontrol quadcopter. Pada penelitian ini metode kontrol optimal output feedback digunakan untuk kontrol attitude dan posisi quadcopter. Kontrol optimal output feedback yang memiliki performa H_∞ digunakan untuk menjaga kestabilan dan kekokohan quadcopter. Gain kontroler diperoleh menggunakan teknik numerik iterative Linear Matrix Inequality (LMI). 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 path menjadi nol. Hasil simulasi menunjukkan bahwa metode kontrol yang digunakan dapat membawa sudut yaw, pitch and roll ke nilai yang diharapkan pada lintasan lingkaran.

Kata Kunci— Quadcopter UAV, Lintasan lingkaran, LMI, Command-Generator Tracker, LQ regulator.

I. PENDAHULUAN

Beberapa pengembangan terus dilakukan dalam rangka meningkatkan respon sistem quadcopter dalam melacak permasalahan yang terjadi, mampu melakukan tracking berupa lingkaran, persegi atau heliks / spiral 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 sikap, pengendali output feedback yang memiliki performa H_∞ sehingga quadcopter lebih andal dalam menangani gangguan dari luar.

Selain itu, penggunaan Static Output Feedback (SOF) [1] digunakan untuk mengatasi keterbatasan negara yang terukur dimana desain SOF memiliki keuntungan hanya membutuhkan sinyal terukur dari pabrik yang akan dikendalikan. Pengontrol SOF yang digunakan pada helikopter memiliki kinerja H_∞

sebagai posisi pelacakan dan kontrol sikap. Teknik pengulangan loop digunakan dalam tracking control position design dengan Gain controller yang dicari dengan menggunakan solusi persamaan Ricatti. Algoritma kontrol yang disajikan menciptakan kontrol yang kuat terhadap interferensi.

Pada [2], ada desain struktur kontrol track untuk memecahkan masalah jika input referensi yang diinginkan berupa sinyal langkah, sinyal jalan dan sinyal sinusoidal terputus-putus dan menyebabkan overshoot pada respons sistem. Desain strukturnya adalah Command-Generator Tracker (CGT) dengan penambahan model berikut, yang secara dinamis mewakili referensi input. Dan pada [3] disajikan algoritma Line Of Sight (LOS) yang memudahkan untuk mengatur arah tanaman sehingga konvergen ke jalur yang ditetapkan, dengan membuat cross-track kesalahan tujuan.

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 lingkaran. Untuk menjaga stabilitas, pengontrol keluaran umpan balik yang memiliki kinerja H_∞ 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.

II. 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:

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

Parameter ini digunakan sebagai acuan penyusunan kontroler dan simulasi. Nilai parameter Qball-X4 dapat dinyatakan pada Tabel 1.

Tabel 1 Parameter Sistem Quanser Qball-X4

Parameter	Simbol	Nilai
Massa	m	3,499 kg
Gravitasi	g	9,81 kg/m ²
Moment Inersia pada sumbu X	J_{xx}	0.03 kg.m ²
Moment Inersia pada sumbu Y	J_{yy}	0.03 kg.m ²
Moment Inersia pada sumbu Z	J_{zz}	0.04 kg.m ²
Jarak rotor dari pusat massa	l	0.2 m
Gaya drag	d	$3,13 \times 10^{-5}$
Gaya trust	b	$7,5 \times 10^{-7}$
Bandwith aktuator	ω	15 rad/s
Konstanta gaya dorong	K	120 N

Asumsikan rotasi disekitar sumbu x dan y adalah *decoupled*, pergerakan dalam sumbu *roll/pitch*. Jika konstanta drag diabaikan dan quadcopter dianggap dalam kondisi melayang dimana percepatan quadcopter mendekati

$$\begin{aligned} \phi \ll 0.1 &\Rightarrow \sin(\phi) \cong 0, \cos(\phi) \cong 1 \\ \theta \ll 0.1 &\Rightarrow \sin(\theta) \cong 0, \cos(\theta) \cong 1 \end{aligned} \quad (2)$$

Sudut *roll/pitch* yang dimisalkan θ , dapat diformulasikan menggunakan dinamika sebagai berikut:

$$J\ddot{\theta} = \Delta F l \quad (3)$$

dengan $J = J_{roll} = J_{pitch}$, l adalah jarak propeller terhadap pusat gravitasi, dan

$$\Delta F = F_1 - F_2 \quad (4)$$

terdapat perbedaan antara gaya yang telah dibangkitkan oleh kedua motor. Perbedaan gaya yang dihasilkan oleh perbedaan *input* untuk kedua motor yaitu, $\Delta u = u_1 - u_2$

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

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \ddot{\phi} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{lK_T}{J} \\ 1 & 0 & -\omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega \end{bmatrix} \Delta u_2 \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{lK_T}{J} \\ 1 & 0 & -\omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \dot{\theta} \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega \end{bmatrix} \Delta u_1 \quad (6)$$

Model linier dinamika posisi yang didapat pada sumbu X dan Y dalam bentuk *state space* adalah sebagai berikut:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \ddot{x} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{4K_T}{J} \theta \\ 0 & 0 & -\omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \dot{x} \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega \end{bmatrix} u \quad (7)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{y} \\ \ddot{y} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{4K_T}{J} \phi \\ 0 & 0 & -\omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ \dot{y} \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega \end{bmatrix} u \quad (8)$$

III. LQR OUTPUT FEEDBACK DENGAN MULTIPLE AUGMENTED COMMAND-GENERATOR TRACKER (CGT)

Command-Generator Tracker (CGT) merupakan struktur desain kontrol yang memberikan kompensator sesuai dengan kebutuhan sistem untuk mendapatkan *error tracking* yang kecil untuk *input* referensi $r(t)$ yang diinginkan. Persamaan plant dan performa *output* $z(t)$ adalah

$$z(t) = Hx(t) \quad (9)$$

sehingga dari inisial persamaan plant dengan performa *output* dibawa ke *input* referensi $r(t)$ menghasilkan pendekatan sebagai berikut:

$$\begin{aligned} \dot{x}' &= \begin{bmatrix} A & 0 \\ 0 & A \end{bmatrix} x' + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 0 \\ B \end{bmatrix} r \\ &\equiv A'x' + B'u + W'r \end{aligned} \quad (10)$$

Jika ditulis dalam bentuk variabel *state* (kanonik observabel), untuk kasus $d = 3$, maka

$$\dot{\rho} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -a_3 & -a_2 & -a_1 \end{bmatrix} \rho \equiv G\rho \quad (11)$$

$$r = [1 \ 0 \ 0]\rho$$

Karakteristik polynomial dari command generator didefinisikan sebagai

$$\Delta(p) = P^d + a_1 p^{d-1} + \dots + a_d \quad (12)$$

Dalam teknik kontrol ini, permasalahan *tracking* akan diubah kedalam permasalahan regulator dimana *error* harus diatur menjadi nol. Untuk menghasilkan sistem *tracking* secara keseluruhan maka dilakukan modifikasi.

Didefinisikan dinamika tersebut *multiplying augmented* yang dioperasikan didalam $\Delta(p)$ sehingga *system* yang termodifikasi seperti berikut

$$\dot{\xi} = A'\xi + B'\mu \quad (13)$$

dimana vektor *state*, kontrol *input* setelah dimodifikasi menjadi

$$\begin{aligned} \xi &= \Delta(p)x' \\ &= (x')^{(d)} + a_1(x')^{(d-1)} + \dots + a_d(x') \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \mu &= \Delta(p)u \\ &= (u)^{(d)} + a_1(u)^{(d-1)} + \dots + a_d(u) \end{aligned} \quad (15)$$

dan vektor *error* serta turunannya dinyatakan oleh

$$\varepsilon(t) = [e \ \dot{e} \ \dots \ e^{(d-1)}]^T \quad (16)$$

maka *error tracking* dapat ditulis menjadi

$$\Delta(p)e = [-H \ H]\xi = H'\xi \quad (17)$$

state multiple augmented adalah sebagai berikut :

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \varepsilon \\ \xi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} G & \vdots & 0 \\ & \vdots & H' \\ \dots & \vdots & \dots \\ 0 & \vdots & A \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon \\ \xi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ B' \end{bmatrix} \mu \quad (18)$$

Desain regulator LQ diterapkan pada sistem ini, karena jika *state* pada sistem ini menuju nol, maka *error tracking* $e(t)$ akan

hilang. Jika *state output* yang akan menjadi *feedback* bagi *system* pada adalah

$$v = \begin{bmatrix} I & 0 & 0 \\ 0 & C & 0 \\ 0 & 0 & \underline{C} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon \\ \xi_p \\ \xi_m \end{bmatrix} \quad (19)$$

maka *input* kontrol sistem modifikasi menjadi

$$\mu' = [K_\varepsilon \ K_p \ K_m] \begin{bmatrix} \varepsilon \\ C\xi_p \\ C\xi_m \end{bmatrix} \quad (20)$$

IV. 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 $\chi_d(t)$.

$$\tan(\chi_d(t)) = \frac{\Delta y(t)}{\Delta x(t)} = \frac{y_{los} - y(t)}{x_{los} - x(t)} \quad (21)$$

Koordinat pusat suatu kendaraan $\{b\}$ didefinisikan dengan $P^n = [x, y]^T$ dan digunakan sebuah lingkaran dengan radius $R > 0$ yang ditarik dari titik pusat kendaraan $\{b\}$. Lingkaran tersebut akan memotong suatu *path* pada dua titik, dimana salah satu titiknya adalah (x_{los}, y_{los}) . Perhitungan dua titik LOS $P_{los}^n = [x_{los}, y_{los}]^T$ yang tidak diketahui, dapat dicari dengan menyelesaikan dua persamaan dibawah ini:

$$[x_{los} - x(t)]^2 + [y_{los} - y(t)]^2 = R^2 \quad (22)$$

$$\begin{aligned} \tan(\alpha_k) &= \frac{y_{k+1} - y_k}{x_{k+1} - x_k} \\ &= \frac{y_{los} - y_k}{x_{los} - x_k} = \text{konstan} \end{aligned}$$

dimana persamaan merupakan persamaan *pythagoras*, sedangkan persamaan menunjukkan sudut kemiringan dari *path* terhadap sumbu x bumi sebesar α_k . Kemiringan diantara dua *waypoints* tersebut adalah konstan dan berlaku juga besar kemiringannya untuk titik-titik diantaranya. Proses perhitungan *enclosure* secara analitik berdasarkan [4] dapat dijabarkan dengan:

Argumen 1: untuk $|\Delta x| > 0$, maka persamaan

$$y_{los} = \frac{\Delta y}{\Delta x}(x_{los} - x_k) + y_k \quad (23)$$

dengan $\Delta x := x_{k+1} - x_k$ dan $\Delta y := y_{k+1} - y_k$ merupakan perbedaan posisi x dan y diantara dua waypoints.

Table 2 Algoritma Path Following loiter [4]

**Algoritma Path Following Loiter (Lingkaran)
Menggunakan LOS**

1. Inisialisasi:

$$O = (x_k, y_k), r, p, v_a, q_{22}$$

Menentukan posisi x_k, y_k

2. Hitung nilai tangensial ke path

$$s(t) = a \tan 2(y_{k+1} - y_k, x_{k+1} - x_k) = a \tan 2[x(t) - x_k] \sin(\alpha_k) + [y(t) - y_k] \cos(\alpha_k)$$

3. Hitung error posisi

$$d = \|p - O\| - r$$

4. Hitung error kecepatan

$$v_d = v_a \sin(\psi - \theta)$$

5. Determinasikan u untuk mendapatkan nilai maksimum

pada kondisi percepatan lateral dimana

$$u = \begin{cases} -v_g^2 / R_{\min} \text{ if } u < 0 \text{ and } |u| > v_g^2 / R_{\min} \\ v_g^2 / R_{\min} \text{ if } u > 0 \text{ and } |u| < v_g^2 / R_{\min} \\ u \text{ sebaliknya} \end{cases}$$

V. DESAIN KONTROL SISTEM

Bentuk LMI yang menggunakan Schur Complement adalah

$$\begin{bmatrix} P_n A + A^T P_n + Q + L_n^T R^{-1} L_n & P_n B & P_n D \\ B^T P_n & R & 0 \\ D^T P_n & 0 & -\gamma^2 I \end{bmatrix} \leq 0 \quad (24)$$

State sistem hasil linierisasi untuk model roll, pitch dan yaw menjadi

$$x_{inner} = [\phi \ p \ v \ \theta \ q \ \psi \ r]^T \quad (25)$$

Dalam perancangan kontroler rotasi, variabel utama yang dikontrol adalah sudut roll dan pitch, juga tiga kecepatan yaitu kecepatan sudut roll, pitch, dan yaw. Oleh karena itu, vektor output dari kontroler ini adalah

$$y_{inner} = [\phi \ \theta \ \psi \ p \ q]^T \quad (26)$$

Momen inersia untuk roll dan pitch bernilai sama ($J_{xx} = J_{yy} = 0.03 \text{ kg.m}^2$), maka dinamika roll sama dengan dinamika pitch. Berikut adalah state space model linier roll/pitch.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \ddot{\phi} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 800 \\ 0 & 0 & -15 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 15 \end{bmatrix} \Delta u; y_{\phi} =$$

$$C_{\phi} \begin{bmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \\ v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \\ v \end{bmatrix} Z_{\phi} = Hx_{\phi}$$

$$= \begin{bmatrix} 0.3 & 0 & 0 \\ & \phi \\ & \dot{\phi} \\ & v \end{bmatrix}$$

Hasil terbaik diperoleh dengan nilai parameter sebagai berikut:

$$\gamma = 0.7, R = 10 \text{ dan } Q = \text{diag}\{755, 3, 0.1\}.$$

Dengan metode iterative LMI feasibility, didapat hasil matriks P, K , dan L setelah iterasi ke-12 adalah

$$p = \begin{bmatrix} 29.8331 & 0.1572 & 0.4897 \\ 0.1572 & 0.0156 & 0.0545 \\ 0.4897 & 0.0545 & -\gamma^2 I \end{bmatrix}; K = [0.7346 \quad 0.0817]$$

Objektif kontrol tracking posisi adalah membuat quadcopter dapat mengikuti lintasan yang diinginkan dalam kondisi quadcopter sudah melayang (hover). Oleh karena itu, sinyal referensi yang diberikan untuk men-track posisi X adalah sebuah sinyal sinusoidal dengan frekuensi 0.1047 rad/s atau sama dengan 0.0167 Hz dengan fasa sebesar -0.26 rad. Berikut adalah persamaan sinyal referensi:

$$x_d = -\sin(0.05\pi t)$$

jika diubah menggunakan transformasi Laplace, maka didapat fungsi transfernya adalah

$$\Delta(p)x_d = p^2 + 0.02 = 0$$

$$\dot{x}_d = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ = 0.02 & 0 \end{bmatrix} x_d = Gx_d$$

Dengan mensubstitusikan model referensi (36) dan model sistem (18), maka didapat sistem augmented dari dinamika quadcopter untuk sumbu X, sebagai berikut:

$$\begin{bmatrix} \dot{\varepsilon} \\ \ddot{\varepsilon} \\ \dot{x} \\ \ddot{x} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -0.02 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 136.2683 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -15 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon \\ \dot{\varepsilon} \\ x \\ \dot{x} \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 15 \end{bmatrix} U_1$$

dengan performa output sebagai berikut

$$\tilde{y} = \tilde{C}\tilde{x} = \begin{bmatrix} J & 0 \\ 0 & C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon \\ x \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon \\ \dot{\varepsilon} \\ x \\ \dot{x} \\ v \end{bmatrix}$$

Lintasan yang ingin diberikan sebagai sinyal referensi bagi quadcopter adalah berbentuk lingkaran (dalam bidang 3 dimensi). Oleh karena itu, sinyal referensi yang diberikan untuk posisi Y adalah sebagai berikut:

$$Y_d = -1 - \cos(0.05\pi)$$

Persamaan karakteristik *polynomial* adalah

$$\Delta(p)y_d = p^3 + 0.02p = 0$$

Persamaan karakteristik *polynomial* dari sinyal referensi dengan orde $d = 3$ dan selanjutnya ditulis dalam bentuk matriks state space dengan dimensi 3×3 . Dikarenakan struktur CGT merupakan representasi dari sinyal referensi, tidak semua derivatif dari sinyal referensi perlu digunakan dalam struktur sistem sehingga dalam perancangan ini dilakukan modifikasi, dapat ditulis sebagai berikut:

$$\Delta(p)y_d = 0.02p = 0 \Rightarrow \dot{y}_d = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -0.02 \end{bmatrix} y_d = G y_d$$

sehingga, modifikasi dari sistem *multiple augmented* untuk dinamika posisi pada sumbu Y adalah

$$\begin{bmatrix} \dot{\varepsilon} \\ \ddot{\varepsilon} \\ \dot{y} \\ \ddot{y} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.02 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -136.2683 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -15 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon \\ \dot{\varepsilon} \\ y \\ \dot{y} \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 15 \end{bmatrix} U_1$$

$$\tilde{y} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon \\ \dot{\varepsilon} \\ y \\ \dot{y} \\ v \end{bmatrix}$$

Nilai parameter yang digunakan untuk simulasi terdapat pada Tabel 2. Gain output *feedback* \tilde{K} untuk kontroler posisi X, Y diperoleh dengan nilai

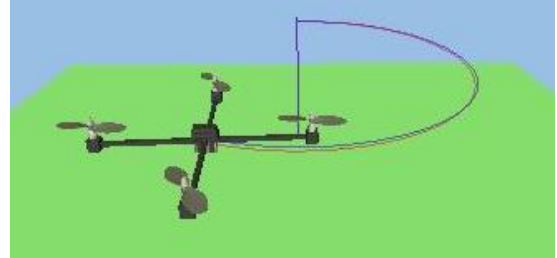
$$\tilde{K}_x = [-4.418 \quad -9.6604 \quad 9.4440 \quad 5.3433]$$

$$\tilde{K}_y = [15.9326 \quad 23.4931 \quad -15.8108 \quad -6.2181]$$

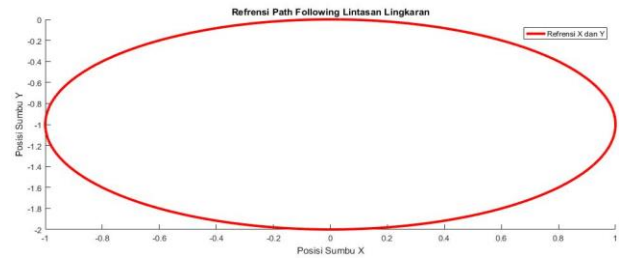
VI. HASIL DAN SIMULASI

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 lingkaran seperti yang

ditunjukkan pada Gambar 1. Arah quadcopter dianggap membuat pergerakan quadcopter lebih halus dan mempertahankan arahnya.

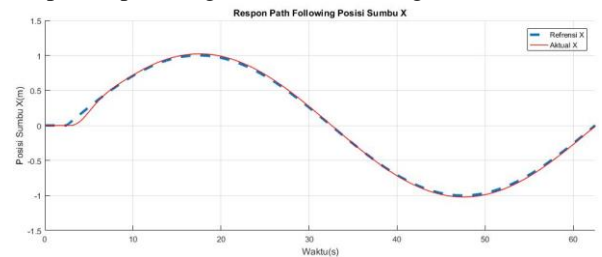


Gambar 1. Pergerakan quadcopter pada sumbu x dan y

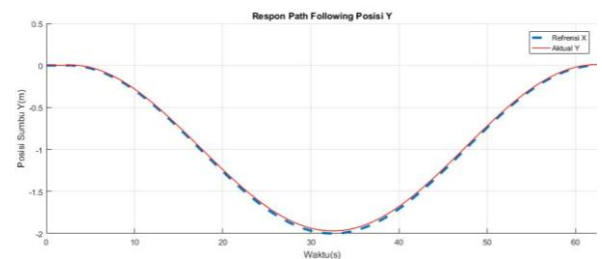


Gambar 2. Model jalur berupa lingkaran

Gambar 3 menunjukkan bahwa posisi quadrotor pada sumbu X dapat mengikuti referensi dalam bentuk sinyal sinusoidal. Pelacakan dimulai pada 2,5 detik, penundaan terjadi sekitar 0,5 detik yang menyebabkan penyimpangan respon 0,1m namun quadcopter masih berada pada jalur referensi. Gambar 4 menunjukkan pergerakan pada sumbu Y dimana quadcopter dapat mengikuti referensi dengan benar.

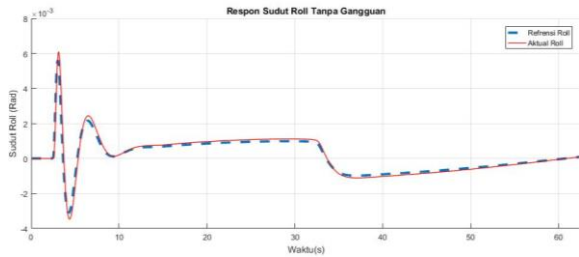


Gambar 3. Hasil tracking quadcopter terhadap sumbu x

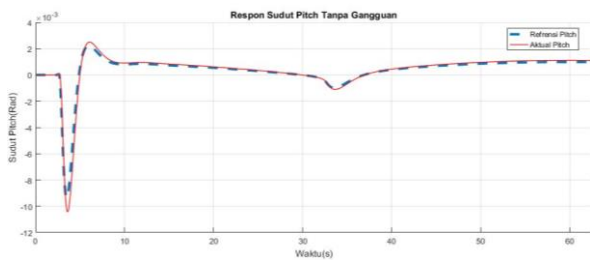


Gambar 4. Hasil tracking quadcopter terhadap sumbu y

Gambar 5 dan 6 menunjukkan sinyal referensi dan respon sistem untuk gerak rotasi. Dapat dilihat bahwa respon sudut roll dan pitch dapat mengikuti sinyal referensi yang diberikan dari keluaran loop luar, dengan kesalahan rata-rata 0,001594 rad.

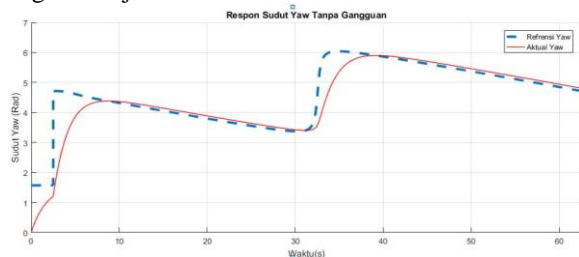


Gambar 5. Hasil tracking quadcopter terhadap sudut roll



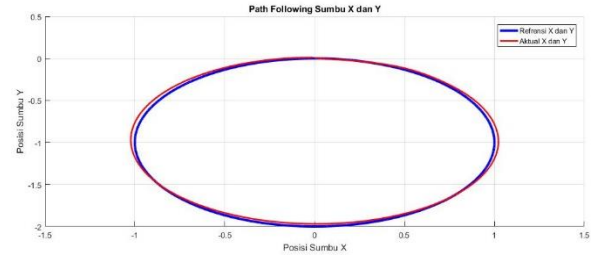
Gambar 6. Hasil tracking quadcopter terhadap sudut pitch

Karena menambahkan algoritma Line Of sight (LOS) yang digunakan untuk menghitung arah quadcopter, respon sistem yang diambil dari sudut yaw juga diperhitungkan. Dapat dilihat bahwa respon sudut yaw dapat mengikuti sinyal referensi yang diberikan dari keluaran loop luar, dengan error rata-rata 0,0245 rad. Gambar 7 menunjukkan perbandingan antara referensi dan aktual dari sudut yaw, yang sebenarnya menjaga arah wajah (heading) dan memperbaiki gerakan quadcopter. Konsep LOS adalah mengambil sudut tangensial sehingga membuat dinamika bergerak menuju jalur mengikuti refrence sehingga konvergen menjadi nol.



Gambar 7. Hasil tracking quadcopter terhadap sudut yaw

Gambar 8 menunjukkan respon di bidang X dan Y dimana jalurnya melingkar. Responnya bisa mengikuti rujukan yang diberikan dengan deviasi rata-rata $\pm 0,07m$.



Gambar 8. Hasil tracking quadcopter terhadap jalur yang terdefinisi

VII. KESIMPULAN

Metode kontrol *output feedback* dengan performa H_{∞} 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* posisi tanpa gangguan adalah 0.1 m dan pada saat ada gangguan sebesar 0.28 m. Kontroler juga dapat membuat quadcopter melakukan *tracking* dengan referensi lintasan berbentuk persegi dan spiral (*helix*).

VIII. DAFTAR PUSTAKA

- [1] J. Gadewadikar, F. L. Lewis, K. Subbarao and B. M. Chen, "Design of H_{∞} 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
- [2] Isdaryani, Feni, "Kontrol *Tracking* untuk Quadcopter Menggunakan Metode Optimal *Output Feedback* dengan *Command generator tracker*," Tesis Master, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, 2016.
- [3] Nugraha, Anggara Trisna, "DESAIN KONTROL PATH FOLLOWING QUADCOPTER DENGAN COMMAND GENERATOR TRACKER MODEL FOLLOWING," Tesis Master, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, 2017
- [4] Antonio Tsourdos, Brian A. White and madhavan Shanmugavel., Cooperative path planning of Unmanned Aerial Vehicles, John Wiley & Sons, Ltd, 2011.