

TRAJECTORY TRACKING GERAK CRUISE PADA QUADCOPTER MENGUNAKAN METODE LINEAR QUADRATIC TRACKING

Mohammad Faizal Shultoni, Rusdhianto Effendie A. K., dan Eka Iskandar
Jurusan Teknik Elektro, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)
Jl. Arief Rahman Hakim, Surabaya 60111

E-mail: mfaizalshultoni@gmail.com, rusdhi@elect-eng.its.ac.id, iskandar@elect-eng.its.ac.id

Abstrak— Gerakan *cruise* pada *quadcopter* dapat dilakukan bila *quadcopter* memiliki kestabilan dalam melakukan gerak rotasi dan gerak translasi. Dalam simulasi diusahakan respon gerak rotasi lebih cepat daripada respon gerak translasi. Pada *quadcopter* ini, perubahan sudut *pitch* mempengaruhi posisi *quadcopter* pada sumbu X, sedangkan perubahan sudut *roll* mempengaruhi posisi *quadcopter* pada posisi Y. Selain itu *quadcopter* memiliki system yang *non-linear* dan memiliki kestabilan yang rentan terhadap gangguan. Pada penelitian Tugas Akhir ini dirancang pengendalian gerak *cruise quadcopter* menggunakan kontroler *Proportional Integral Derivative (PID)* untuk gerak rotasi dan *Linear Quadratic Tracking (LQT)* untuk pengendalian gerak translasi. Untuk mendapatkan parameter dari PID digunakan metode *procedural method* dan LQT digunakan metode *tuning try and error*. Dari *tuning* tersebut didapatkan parameter LQT $Q=100$ dan $R=0,1$ serta mendapatkan respon yang dengan *Error RMS* pada sumbu X sebesar 3,05% dan *Error* pada sumbu Y sebesar 2,49% untuk lintasan lingkaran. Sedangkan untuk lintasan segi empat mempunyai nilai *RMSE_x* dan *RMSE_y* sebesar 1,58%. Dengan hasil tersebut *quadcopter* mampu melakukan *tracking trajectory* berbentuk lingkaran.

Kata Kunci: *Quadcopter, Cruise, Proportional Integral Derivative, Linear Quadratic Tracking*

I. PENDAHULUAN

Beberapa tahun terakhir, teknologi penerbangan berkembang dengan pesat. Teknologi tersebut dituntut untuk dapat membantu kinerja manusia. Salah satu contohnya ialah kendaraan udara tak berawak atau UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*). UAV memiliki banyak kegunaan dalam berbagai bidang khususnya pada bidang militer dan sipil. UAV memiliki berbagai jenis, yaitu *fixed wing*, *axial wing*, *coaxial wing*, dan *Rotary wing*.

Salah satu jenis *Rotary wing* adalah *Quadcopter*. *Quadcopter* sering disebut *Quadcopter* karena memiliki 4 propeller dengan konfigurasi menyilang. Propeller bagian depan dan belakang akan berputar searah dengan jarum jam (*clockwise*). Bagian kiri dan kanan akan berputar berlawanan arah jarum jam (*counter clockwise*).

Pergerakan *quadcopter* biasanya dikendalikan oleh *user* menggunakan *remote control*. Bila ingin menuju ke

suatu tempat harus dikendalikan lewat *remote control*. Penggunaan alat ini biasanya tidak terlalu akurat bila menuju ke suatu tempat. Oleh karena itu untuk membuat pergerakan *quadcopter* menjadi lebih akurat, maka digunakan *Trajectory Tracking*. Dengan menggunakan *trajectory tracking* diharapkan *quadcopter* mampu menuju lokasi tujuan dalam waktu yang diinginkan. *Tracking* yang dilakukan *quadcopter* adalah *tracking* untuk gerakan *cruise*. Gerakan ini menuntun *quadcopter* untuk mampu melakukan maneuver untuk mencapai tempat tujuannya.

Untuk memastikan *quadcopter* mampu mengikuti lintasan, digunakan metode *Linear Quadratic Tracking*. Metode ini merupakan sistem pengaturan yang keluarannya diatur agar mengikuti (*tracking*) jalur yang telah ditetapkan melalui masukan. *Tracking* dilakukan pada *quadcopter* agar mengikuti respon masukan yang telah ditentukan sehingga simpangan yang terjadi sekecil mungkin.

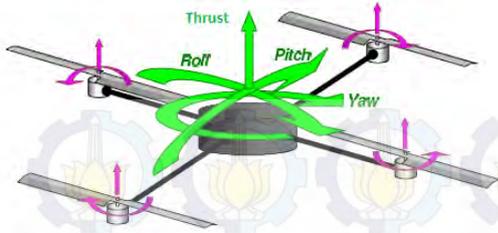
Penerapan penelitian ini dapat digunakan pada *quadcopter* untuk melakukan navigasi, liputan, pemetaan wilayah, serta kegiatan lain yang membutuhkan *quadcopter* melakukan banyak gerakan manuver untuk menyelesaikannya.

II. TEORI PENUNJANG

A. *Quadcopter* [1].

Quadcopter yang digunakan sebagai robot terbang kecil memiliki model mekanik yang terdiri dari empat *rotor* yang dipasang pada sumbu *plus (+)* simetris. Bentuk ini diharapkan tipis dan kaku, sehingga diperoleh friksi udara yang kecil dan komponen yang bergerak pada *quadcopter* hanyalah putaran *propeller*. Setiap *propeller* pada *quadcopter* diputar oleh satu motor elektrik, sehingga terdapat empat motor sebagai aktuator untuk menghasilkan gaya angkat dari *quadcopter*.

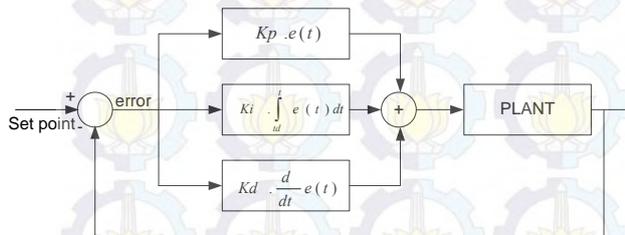
Dengan batasan menggunakan karakteristik motor dan *propeller* yang relatif sama, maka kondisi melayang (*hover*) akan diperoleh kecepatan motor yang sama disetiap *propeller*. Konfigurasi *propeller* terdiri dari dua macam, yaitu dua *propeller* yang bergerak searah jarum jam dan dua *propeller* yang bergerak berlawanan arah jarum jam di mana setiap satu sumbu, *propeller* berputar dengan arah yang sama yang terdapat pada Gambar 1.



Gambar 1 Konfigurasi *Quadcopter* dengan Dua Motor Bergerak Searah Jarum Jam dan Dua Motor Bergerak Berlawanan Jarum Jam

B. Proportional Integral Derivative (PID)[2]

Sebuah kontroler proporsional ditambah integral ditambah derivatif (PID) adalah salah satu mekanisme umpan balik yang banyak digunakan dalam sistem pengaturan industri. Sebuah kontroler PID menghitung nilai kesalahan sebagai perbedaan antara variabel proses terukur dan set point yang diinginkan. Hingga saat ini, PID dapat dikatakan sebagai kontroler terbaik karena tidak diperlukan teknik yang rumit dalam tahap perancangan. Namun, parameter PID yang digunakan dalam penghitungan harus diatur sesuai dengan sifat sistem. Diagram *loop* tertutup kontroler PID ditunjukkan pada Gambar 2 berikut.



Gambar 2. Pengaturan Loop Tertutup Kontroler PID

Algoritma penghitungan kontroler PID melibatkan tiga parameter yang terpisah, yaitu nilai-nilai proporsional, integral, dan derivatif, dinotasikan sebagai P, I dan D. Nilai P menentukan aksi kontrol berdasarkan perbandingan terhadap sinyal kesalahan. Nilai I memberikan aksi kontrol yang bersifat proporsional berdasarkan jumlah waktu saat terjadi kesalahan. Nilai D menentukan aksi kontrol yang bersifat proporsional terhadap perubahan kesalahan.

Secara heuristik, nilai-nilai ini dapat diklasifikasikan dari segi waktu terhadap sinyal kesalahan. Nilai P bergantung pada kesalahan saat ini. Nilai I bergantung pada kesalahan masa lalu. Nilai D bergantung pada prediksi kesalahan masa depan. Dengan penalaan ketiga konstanta ini, kontroler dapat memberikan aksi kontrol yang disesuaikan untuk kebutuhan proses tertentu. Respon kontroler dapat digambarkan sebagai respon terhadap kesalahan, sejauh mana kontroler dapat mencapai set point, serta derajat osilasi sistem. Walaupun demikian, penggunaan algoritma PID untuk pengaturan tidak menjamin pengaturan optimal dan stabilitas sistem. Beberapa aplikasi terkadang hanya memerlukan satu atau dua aksi kontrol untuk menyediakan pengaturan sistem yang tepat. Hal ini dicapai dengan menetapkan penguatan keluaran dari aksi kontrol yang tidak diinginkan ke nol. Oleh karena itu, sebuah kontroler PID dapat disebut sebagai kontroler PI, PD, P atau I tanpa adanya tindakan pengaturan masing-masing. [6]

Hubungan sinyal eror dan sinyal kontrol pada kontroler tipe-PID standar dapat dinyatakan pada Persamaan 1:

$$u(t) = K_p \left[e(t) + \frac{1}{\tau_I} \int e(t) dt + \tau_D \frac{d}{dt} e(t) \right] \tag{1}$$

Atau dalam bentuk fungsi alih pada Persamaan 2:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p \left(1 + \frac{1}{\tau_I s} + \tau_D s \right) \tag{2}$$

$$\frac{U(s)}{E(s)} = \frac{K_p (\tau_I \tau_D s^2 + \tau_I s + 1)}{\tau_I s}$$

C. Linear Quadratic Tracking [3]

LQT merupakan sistem pengaturan linear yang *output* sistem mengikuti referensi (*trajectory*) yang diinginkan. Suatu sistem mempunyai persamaan *state* (1) dan vektor kesalahan seperti Persamaan (6). Indeks performansi didefinisikan pada Persamaan (7).

$$e = z - y \tag{3}$$

$$J = \frac{1}{2} e'(t_f) F(t_f) e(t_f) + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} [e' Q e + u' R u] dt \tag{4}$$

Setelah mendapatkan model matematika sistem dalam bentuk *state-space*, matriks penyelesaian persamaan *differential Riccati* dapat didapatkan dengan Persamaan (5) untuk *infinite-time case*.

$$0 = -PA - A'P + PBR^{-1}B'P + C'QC \tag{5}$$

Matriks Q dan R dapat diasumsikan sesuai dengan performansi yang diinginkan sistem. Setelah mendapatkan persamaan *Riccati*, persamaan diferensial vektor nonhomogen dapat dicari menggunakan Persamaan (6).

$$\dot{g} = -[A - BR^{-1}B'P]g - C'Qz \tag{6}$$

Setelah mendapatkan matriks P yang merupakan matriks definit positif yang simetris dan g, nilai *gain feedback* K dapat dicari dengan menggunakan Persamaan (7).

$$K = R^{-1}B'P \tag{7}$$

III. PEMODELAN DAN PERANCANGAN

A. Model Matematika *Quadcopter* [4]

Persamaan model matematika *quadcopter* diperoleh dari analisis kinematika dan dinamika pada buku [2] [3] dinyatakan pada Persamaan (8)–(13)

$$\ddot{X} = (\sin \psi \sin \theta + \cos \psi \sin \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \tag{8}$$

$$\ddot{Y} = (-\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \tag{9}$$

$$\ddot{Z} = -g + (\cos \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \tag{10}$$

$$\dot{p} = \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{XX}} qr - \frac{J_{TP}}{I_{XX}} q\Omega + \frac{U_2}{I_{XX}} \tag{11}$$

$$\dot{q} = \frac{I_{ZZ} - I_{XX}}{I_{YY}} pr + \frac{J_{TP}}{I_{YY}} p\Omega + \frac{U_3}{I_{YY}} \tag{12}$$

$$\dot{r} = \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}} pq + \frac{U_4}{I_{ZZ}} \tag{13}$$

Sinyal kontrol (torsi) yang digunakan untuk melakukan gaya *thrust*, gerakan sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw* didefinisikan sebagai penjumlahan kuadrat dari setiap motor. Hubungan dari setiap kecepatan motor untuk menghasilkan sinyal kontrol (torsi) terdapat pada dalam Persamaan (14)-(18).

$$U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \tag{14}$$

$$U_2 = lb(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \tag{15}$$

$$U_3 = lb(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \tag{16}$$

$$U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \tag{17}$$

$$\Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \tag{18}$$

Parameter hasil pengukuran terdapat pada Tabel 1.

Tabel 1 Parameter *Quadcopter* Hasil Pengukuran

No	Parameter	Nilai	Satuan
1	Massa <i>quadcopter</i> (<i>m</i>)	1,26	kg
2	Jari-jari <i>quadcopter</i> (<i>l</i>)	0,206	Meter
3	Gravitasi (<i>g</i>)	9,81	N/m ²
4	Konstanta <i>Thrust</i>	1,6898 x 10 ⁻⁵	N s ²
5	Konstanta <i>Drag</i>	4,19 x 10 ⁻⁶	Nms ²

Pada Persamaan (11)-(13) terdapat variabel dari model matematika untuk gerak rotasi *quadcopter* yang belum diketahui. Pada penelitian ini digunakan identifikasi parametrik dengan data penerbangan *quadcopter*. Persamaan (11)-(13) dimodifikasi menjadi Persamaan (19)-(21).

$$\dot{p} = a_{11} qr + b_{11} q\Omega + c_{11} U_2 \tag{19}$$

$$\dot{q} = a_{21} pr + b_{21} p\Omega + c_{21} U_3 \tag{20}$$

$$\dot{r} = a_{31} pq + b_{31} U_4 \tag{21}$$

Dari data hasil penerbangan didapatkan model matematika *quadcopter* pada Persamaan (22)-(24).

$$\dot{p} = -0,5495 qr - 0,0017 q\Omega + 0,2052 U_2 \tag{22}$$

$$\dot{q} = 0,16775 pr - 0,0094 p\Omega + 2,955 U_3 \tag{23}$$

$$\dot{r} = -2,0257 pq + 0,0594 U_4 \tag{24}$$

B. Perancangan Kontroler Gerak Rotasi [2]

PID digunakan sebagai kontroler *quadcopter* pada bagian rotasi. Dimana gerak rotasi *quadcopter* terdiri dari gerak *roll*, *pitch*, dan *yaw*. Untuk mendesain kontroler PID diperlukan linearisasi, karena *quadcopter* adalah *plant* nonlinear. Metode linearisasi yang digunakan adalah *feedback linearization*. Untuk tuning parameter Kp, Ki, Kd

pada PID digunakan metode *procedural method*. Hubungan linear tersebut ditunjukkan pada Persamaan (25)-(27)

$$\dot{\phi} = p, \ddot{\phi} = \dot{p} \tag{25}$$

$$\dot{\theta} = q, \ddot{\theta} = \dot{q} \tag{26}$$

$$\dot{\psi} = r, \ddot{\psi} = \dot{r} \tag{27}$$

Untuk perancangan PID sudut *roll*, langkah pertama ialah mendefinisikan hubungan linear antar *variable* pada model matematika sudut *roll* pada persamaan (19). Hubungan linear tersebut terdapat pada Persamaan (28)-(30).

$$\dot{\phi} = p \tag{28}$$

$$\ddot{\phi} = \dot{p} \tag{29}$$

$$\dot{\phi} = -0,5495 qr - 0,00017 q\Omega + 0,2052 U_2 \tag{30}$$

Menggunakan kontroler PID, berarti harus mencari nilai Kp, Ki, dan Kd. Pada pengaturan gerak rotasi *quadcopter* ini digunakan metode *try and error* dan didapatkan nilai KP, Ki, dan Kd untuk pengaturan sudut *roll* pada Tabel 2.

Tabel 2 Nilai Kp, Ki, dan Kd Kontroler PID Sudut *Roll*

No	Parameter	Nilai
1	Kp <i>Roll</i>	800
2	Ki <i>Roll</i>	0,01
3	Kd <i>Roll</i>	7000

Sedangkan untuk sudut *pitch* Persamaan (20) harus dimodifikasi pada Persamaan (31)-(33).

$$\dot{\theta} = q \tag{31}$$

$$\ddot{\theta} = \dot{q} \tag{32}$$

$$\ddot{\theta} = 0,1675 pr - 0,0094 p\Omega + 2,955 U_3 \tag{33}$$

Penentuan nilai Kp, Ki, dan Kd untuk pengaturan sudut *pitch* ini dilakukan dengan cara *try and error*. Didapatkan nilai Kp, Ki, dan Kd untuk kontroler PID sudut *pitch* pada Tabel 3.

Tabel 3 Nilai Kp, Ki, dan Kd Kontroler PID Sudut *Pitch*

No	Parameter	Nilai
1	Kp <i>Pitch</i>	100
2	Ki <i>Pitch</i>	0,01
3	Kd <i>Pitch</i>	1200

Untuk perancangan sudut *yaw* Persamaan (21) harus dimodifikasi pada Persamaan (34)-(36)

$$\dot{\psi} = r \tag{34}$$

$$\ddot{\psi} = \dot{r} \tag{35}$$

$$\ddot{\psi} = -2,0257 pq + 0,0594 U_4 \tag{36}$$

Penentuan nilai Kp, Ki, dan Kd untuk pengaturan sudut *yaw* ini dilakukan dengan cara *try and error*. Didapatkan nilai Kp, Ki, dan Kd untuk kontroler PID sudut *pitch* pada Tabel 4.

Tabel 4 Nilai Kp, Ki, dan Kd Kontroler PID Sudut Yaw

No	Parameter	Nilai
1	Kp Yaw	50
2	Ki Yaw	0,0001
3	Kd Yaw	950

C. Perancangan Kontroler Gerak Translasi

Gerak translasi merupakan gerakan yang diakibatkan karena adanya gerak rotasi. Sehingga 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 pengendalian sumbu Z, tidak memerlukan gerak rotasi karena tidak bergantung pada perubahan sudut *quadcopter*.

Perancangan gerak translasi *quadcopter* digunakan pendekatan bahwa *quadcopter* bersifat rigid untuk sudut yaw sehingga besarnya perubahan sudut yaw bernilai sangat kecil (mendekati nol). Oleh karena itu model matematika gerak translasi sumbu X pada Persamaan (8) akan menjadi Persamaan (48).

$$\ddot{X} = (\sin \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \tag{37}$$

Untuk menghilangkan efek nonlinear dari model, digunakan modifikasi pada Persamaan (49)-(52).

$$U_x^* = (\sin \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \tag{38}$$

$$\ddot{X} = U_x^* \tag{39}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{X} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ \dot{X} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} U_x^* \tag{40}$$

$$Y = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ \dot{X} \end{bmatrix} \tag{41}$$

Sinyal kontrol LQT merupakan θ_{ref} maka dilakukan konversi sinyal kontrol U_x^* menjadi θ pada Persamaan (42)-(43).

$$\sin \theta = \frac{mU_x^*}{U_1 \cos \phi} \tag{42}$$

$$\theta = \arcsin \left(\frac{mU_x^*}{U_1 \cos \phi} \right) \tag{43}$$

Pada pengendalian gerak translasi sumbu Y sama seperti sumbu X, dimana Persamaan (9) akan menjadi Persamaan (55)

$$\ddot{Y} = (-\sin \phi) \frac{U_1}{m} \tag{44}$$

Untuk menghilangkan efek nonlinear dari model, digunakan modifikasi pada Persamaan (45)-(46).

$$U_y^* = (-\sin \phi) \frac{U_1}{1.26} \tag{45}$$

$$\ddot{Y} = U_y^* \tag{46}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{Y} \\ \dot{Y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y \\ \dot{Y} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} U_y^* \tag{47}$$

$$Y = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y \\ \dot{Y} \end{bmatrix} \tag{48}$$

Sinyal kontrol LQT merupakan ϕ_{ref} maka dilakukan konversi sinyal kontrol U_y^* menjadi ϕ pada Persamaan (49)-(50).

$$\sin \phi = \frac{(-1.26)U_y^*}{U_1} \tag{49}$$

$$\phi = \arcsin \left(\frac{(-1.26)U_y^*}{U_1} \right) \tag{50}$$

Pada perancangan gerak sumbu Z, Persamaan (10) harus dimodifikasi pada Persamaan (62)-(66)

$$\ddot{Z} = -g + (\cos \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \tag{51}$$

$$U_1^* = -g + (\cos \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \tag{52}$$

$$\ddot{Z} = U_1^* \tag{53}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{Z} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Z \\ \dot{Z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} U_1^* \tag{54}$$

$$Y = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Z \\ \dot{Z} \end{bmatrix} \tag{55}$$

Pada penelitian ini, pengendalian gerak translasi bobot nilai Q dan R dilakukan dengan *tuning try and error* untuk sumbu X, Y, dan Z. Parameter Q dan R yang didapat dari *tuning* digunakan untuk semua sumbu, dengan kata lain kontroler LQT ini bersifat *dependent*. Nilai Q dan R untuk kontroler LQT ditampilkan pada Tabel 5.

Tabel 5 Nilai Q dan R LQT Pengendalian *Quadcopter* pada Gerak Translasi

No	Parameter	Nilai
1	Q	100
2	R	0,1

IV. PENGUJIAN DAN ANALISIS

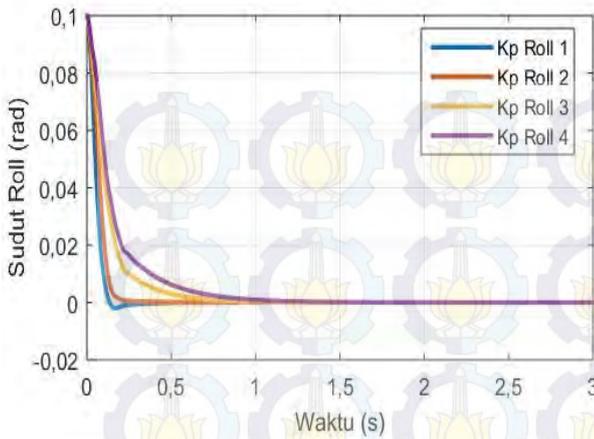
A. Simulasi Pengujian PID dengan Nilai Kp Berbeda

Hasil dari pengujian sudut *roll* dan *pitch* ditunjukkan pada Gambar 3 dan 4. Sedangkan karakteristik respon tersebut ditunjukkan pada Tabel 6 dan 7.

Tabel 6 Karakteristik Respon Variasi Nilai Q pada LQR Pengendalian Sudut *Roll*

Variasi Kp	Time Constant (s)	Settling Time (s)	Rise Time (s)
800	0,13	0,39	0,38
600	0,19	0,57	0,56
500	0,24	0,72	0,71
400	0,28	0,84	0,82

Ket: t_s ($\pm 5\%$), t_r (5%-95%)

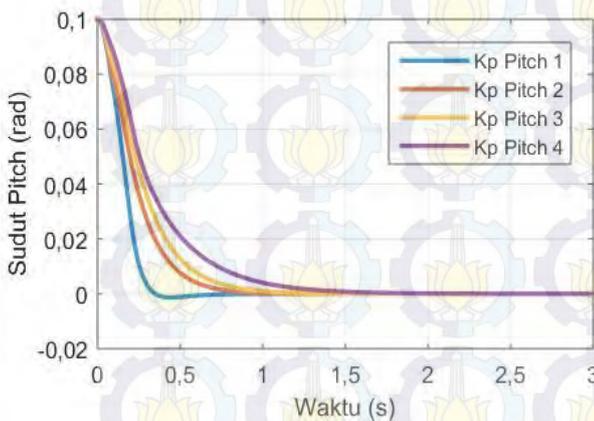


Gambar 3 Respon Variasi Nilai Kp pada Pengendalian PID Sudut Roll

Tabel 7 Karakteristik Respon Variasi Nilai Kp pada PID Pengendalian Sudut Pitch

Variasi Kp	Time Constant (s)	Settling Time (s)	Rise Time (s)
Kp Pitch 1	0,35	1,05	1,03
Kp Pitch 2	0,39	1,17	1,15
Kp Pitch 3	0,42	1,26	1,24
Kp Pitch 4	0,56	1,68	1,64

Ket: t_s ($\pm 5\%$), t_r (5%-95%)



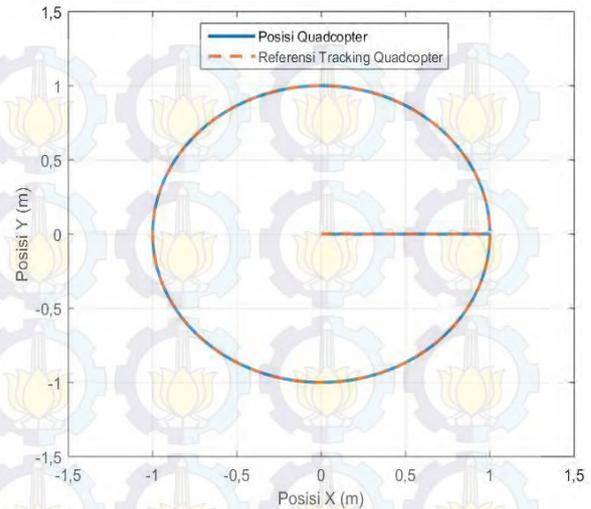
Gambar 4 Respon Variasi Nilai Kp pada Pengendalian PID Sudut Pitch

Dari hasil tersebut dapat diketahui bahwa semakin besar nilai Kp, maka akan mempercepat respon mencapai keadaan tunak. Oleh karena itu parameter yang diambil untuk pengendalian sudut roll dan pitch adalah parameter 1 dikarenakan untuk parameter 1 pada pengendalian sudut roll dan pitch mempunyai respon yang cepat menuju keadaan tunak. Respon gerak rotasi harus memiliki time constant yang lebih cepat karena merupakan inner loop dari pengendalian gerak translasi quadcopter.

B. Simulasi Pengujian LQT pada Gerak Cruise

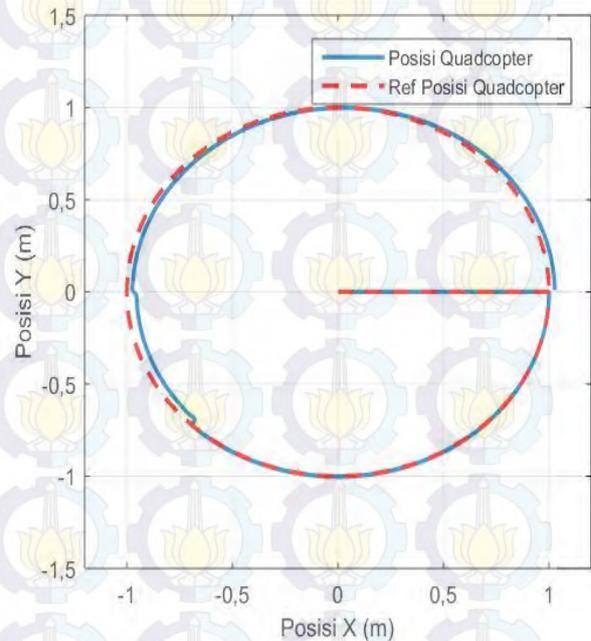
Gerak cruise dapat dilaksanakan jika quadcopter dapat menjaga kestabilan di udara dan selanjutnya bergerak rotasi. Pengujian dilakukan dengan mensimulasikan sistem yang telah dirancang dengan menggunakan signal builder. Hal tersebut dikarenakan untuk men-tracking suatu trajectory, quadcopter memerlukan proses untuk menuju trajectory tersebut. Pada signal builder dapat dibuat sinyal sesuai dengan keinginan.

Respon gerak cruise quadcopter pada lintasan lingkaran terdapat pada Gambar 5.



Gambar 5 Respon Simulasi LQT untuk Pengendalian Gerak cruise Quadcopter pada Lintasan Berbentuk Lingkaran tanpa Disturbance

Untuk menguji kemampuan kontroler yang telah dirancang, pada pengujian simulasi ini ditambahkan disturbance pada sinyal kontrol. Disturbance yang digunakan merupakan sinyal step pada Matlab. Penambahan disturbance ini dapat direpresentasikan dengan angin yang mendorong quadcopter dari samping. Hasil penambahan disturbance pada gerak cruise quadcopter terdapat pada Gambar 6.

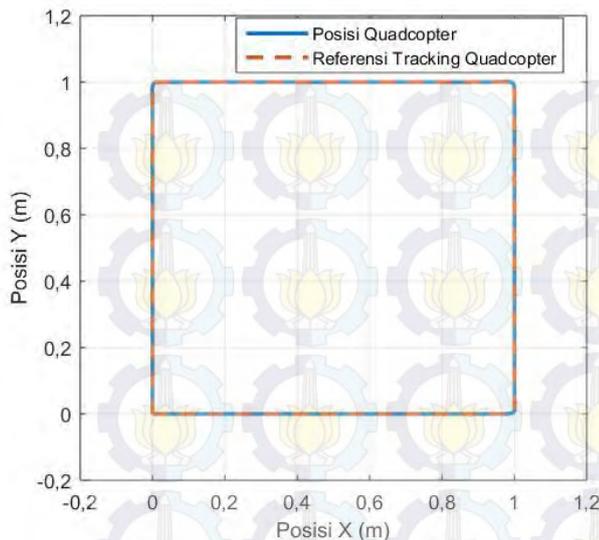


Gambar 6 Respon Simulasi LQT untuk Pengendalian Gerak cruise Quadcopter pada Lintasan Berbentuk Lingkaran dengan Disturbance

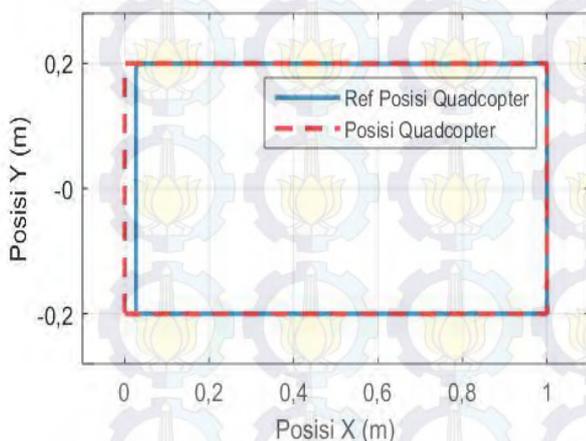
Respon gerak cruise quadcopter pada lintasan segi empat terdapat pada Gambar 7, dan untuk respon gerak cruise pada lintasan segi empat dengan penambahan disturbance terlihat pada Gambar 8.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Spong, M.W, Vidyasagar, M. *Robot Dynamic and Control*, Prentice Hall, New Jersey, 2004
- [2] Skogestad, Sigurd., "Probably The Best Simple PID Tuning Rules in The World". *Journal of Process Control*, Norwegia: Department of Chemical Engineering, Norwegian University of Science and Technology, 2001
- [3] Naidu, Subbaram D, *Optimal Control Systems*, CRC Press Idaho, Ch.3-4, 2002
- [4] Akbar, Farid Choirul, "Tuning Parameter Linear Quadratic Tracking Menggunakan Algoritma Genetika Untuk Pengendalian Gerak Lateral Quadcopter". *Tugas Akhir Teknik Elektro ITS Surabaya: Institut Teknologi Sepuluh Nopember*, 2016



Gambar 7 Respon Simulasi LQT untuk Pengendalian Gerak *cruise* Quadcopter pada Lintasan Berbentuk Segi Empat tanpa Disturbance



Gambar 8 Respon Simulasi LQT untuk Pengendalian Gerak *cruise* Quadcopter pada Lintasan Berbentuk Segi Empat dengan Disturbance

V. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil pengujian dan analisis, dapat diperoleh kesimpulan sebagai berikut:

- a) Untuk dapat membuat *quadcopter* mampu bergerak dengan gerak rotasi dan translasi yang selaras, kecepatan respon gerak rotasi harus lebih cepat daripada respon gerak translasi.
- b) Kontroler PID dapat digunakan untuk mengendalikan gerak rotasi dengan baik, karena mampu menghasilkan respon yang lebih cepat daripada respon gerak translasi.
- c) Metode *Linear Quadratic Tracking* dengan *tuning* menggunakan *try and error* dapat digunakan untuk mengendalikan gerak *cruise quadcopter* pada lintasan berbentuk lingkaran.
- d) Hasil *tuning try and error* kontroler LQT didapatkan nilai bobot Q dan R masing-masing bernilai 100 dan 0,1. Dengan hasil nilai RMSE_x 3,05% dan RMSE_y 2,49% untuk lintasan lingkaran. Sedangkan, untuk lintasan segi empat memiliki RMSE_x dan RMSE_y sebesar 1,58%