

# Desain *Linear Quadratic Tracking* Untuk Pendaratan Vertikal Pada Pesawat Tanpa Awak Quadrotor

Luthfi Andria, Ir. Katjuk Astrowulan, MSEE. dan Eka Iskandar, ST, M.T.

Jurusan Teknik Elektro, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)

Jl. Arief Rahman Hakim, Surabaya 60111 Indonesia

*e-mail:* andrialuthfi@yahoo.com katjuk@ee.its.ac.id ekaiskandar@gmail.com

**Abstrak**—Dewasa ini, kemajuan Pesawat Tanpa Awak atau Unmanned Aerial Vehicle (UAV) menyebabkan permintaan dan penerapannya pada berbagai bidang seperti keamanan, militer dan lain-lain semakin meningkat. Quadrotor merupakan jenis UAV dengan proses lepas landas dan pendaratan vertikal di mana fitur ini memungkinkan UAV untuk pendaratan pada lahan yang sempit. Namun, fitur pendaratan vertikal pada quadrotor menyebabkan terjadinya turbulensi yang berasal dari angin hasil perputaran baling-baling quadrotor. Angin tersebut terpantul pada permukaan landasan dan kembali menuju baling-baling yang menyebabkan daya tekan kebawah pada quadrotor. Sesaat sebelum pendaratan di mana turbulensi yang dihasilkan masih besar, rotor harus berputar lebih cepat untuk menghasilkan daya angkat yang lebih besar dari daya tekan kebawah yang dihasilkan oleh turbulensi. Sebaliknya, bila kecepatan rotor tetap besar pada saat daya tekan kebawah dari turbulensi mengecil, maka quadrotor terangkat dengan sangat cepat. *Linear Quadratic Tracking* (LQT) merupakan sistem pengaturan yang keluarannya diatur agar mengikuti (*tracking*) jalur yang telah ditetapkan melalui masukan. *Tracking* dilakukan pada ketinggian quadrotor agar mengikuti respon masukan yang telah ditentukan. Untuk rotasi dari quadrotor, akan dikendalikan dengan kontroler PID agar masing-masing sudut tahan terhadap gangguan. Hasil yang dicapai adalah kontroler LQT dan PID berhasil melakukan *tracking* sesuai dengan masukan yang diberikan dan menjaga kestabilan sudut.

**Kata Kunci**—Pesawat tanpa Awak, quadrotor, pendaratan Vertikal, *Linear Quadratic Tracking*, kontroler PID.

## I. PENDAHULUAN

Sekarang ini *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) telah menarik perhatian yang besar di bidang industri dan militer. UAV adalah sistem yang sangat kompleks karena begitu banyak perangkat keras yang terintegrasi seperti, kamera, *Global Positioning Systems* (GPS), *Inertial Management Unit* (IMU), kontroler, dan beberapa komponen perangkat lunak seperti pengolahan citra, perencanaan lintasan, dan inner loop kontrol.

Pesawat *rotorcraft* bergerak dengan empat rotor yang berputar dan menghasilkan gaya translasi vertikal akibat propulsi aliran udara. Dengan adanya gerak translasi vertikal ini memungkinkan pesawat memiliki kemampuan *take off* atau lepas landas dan *landing* atau pendaratan secara vertikal atau

biasa disebut (VTOL). Maka landasan pacu yang dibutuhkan oleh *quadrotor* juga memiliki kebutuhan area yang lebih sempit dibandingkan dengan pesawat *fixed-wing*. Keadaan seperti ini akan membuat *quadrotor* dapat lebih dikembangkan sehingga mencapai gerak yang lebih dinamis, dan lincah.

Pada quadrotor, proses pendaratan pada UAV merupakan salah satu proses yang menentukan apakah UAV dapat berfungsi dengan baik. Kesalahan yang terjadi dalam pendaratan, dapat menyebabkan hal-hal yang tidak diinginkan dan bahkan dapat merusak UAV itu sendiri. Oleh karena itu, proses pendaratan merupakan tahap yang harus dijalankan dengan benar. Upaya yang dilakukan agar hal itu terwujud yaitu mengatur kecepatan tiap rotor agar menghasilkan daya angkat dengan mengabaikan turbulensi.

Penelitian dan desain kontroler yang telah dilakukan untuk mengatasi permasalahan pendaratan vertikal sampai sekarang ini sudah cukup baik, tetapi proses pendaratan yang dilakukan belum terlalu mulus. Hendri oey menggunakan *Linear Quadratic Tracking* (LQT) untuk mengatur ketinggian (Z) dan sudut pitch dan sudut roll pada quadrotor untuk melakukan lepas landas[4]. Chalidia Nurin Hamdanai menggunakan *Behavior-Based Intelligent fuzzy control* untuk mengatur landing pada quadrotor[5]. Diharapkan dengan metode pengaturan *Linear Quadratic Tracking* (LQT) dapat memberikan hasil yang lebih baik dari metode-metode yang sebelumnya

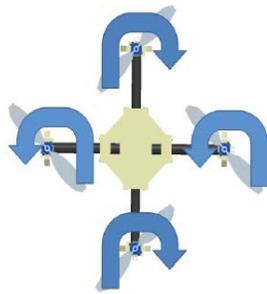
## II. DASAR TEORI

### A. Quadrotor[1]

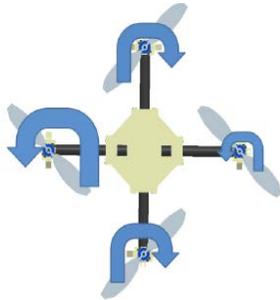
Quadrotor adalah model robot dengan empat rotor yang setiap baling-balingnya dihubungkan dengan sebuah motor. Semua sumbu putar baling-baling pada quadrotor bersifat paralel dan tetap. Pergerakan quadrotor bergantung pada putaran masing-masing propeler. Ada empat gerakan dasar yang memungkinkan quadrotor untuk mencapai ketinggian dan sikap (*attitude*) tertentu, yaitu sebagai berikut:

#### 1) *Hovering/Throtlle*

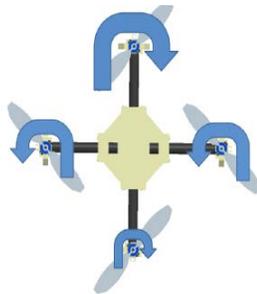
Padahovering, baling-baling depan dan belakang berputar searah jarum jam sedangkan baling-baling kiri dan kanan berputar berlawanan arah jarum jam dengan kecepatan putar yang sama. Perbedaan antara *hovering* dengan *throttle* adalah kecepatan motor pada saat *throttle* lebih besar daripada saat



Gambar 1. Pola Pergerakan *Hovering*



Gambar 2. Pola Pergerakan *Roll*



Gambar 3. Pola Pergerakan *Pitch*

*hovering*. Karena *throttle* digunakan untuk melakukan lepas landas.

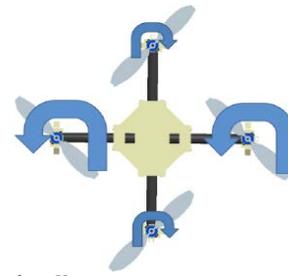
2) *Roll*

Pergerakan *Roll* dicapai dengan mengurangi atau meningkatkan kecepatan putar dari salah satu baling-baling kiri atau kanan dan melakukan perintah sebaliknya pada baling-baling yang berlawanan. Pergerakan ini akan menghasilkan manuver ke kanan dan kiri tergantung dari baling-baling mana yang diturunkan dan ditingkatkan kecepatannya.

3) *Pitch*

Pola dari pergerakan ini memiliki prinsip yang sama dengan *roll* dan juga dilakukan untuk menghasilkan manuver seperti pada Gambar 4.

Pada pergerakan *roll*, baling-baling yang diatur adalah kanan dan kiri untuk menghasilkan manuver ke kanan dan ke kiri. Sedangkan pada *Pitch*, pengaturan kecepatan baling-baling dilakukan pada baling-baling depan dan belakang untuk menghasilkan manuver ke depan dan ke belakang. Bila kecepatan baling-baling depan ditingkatkan/ diturunkan dan kecepatan baling-baling belakang diturunkan/ ditingkatkan, maka akan terjadi manuver ke belakang/ ke depan.



Gambar 4. Pola Pergerakan *Yaw*

4) *Yaw*

*Yaw* adalah pergerakan yang dilakukan untuk memutar posisi quadrotor dengan inti tetap berada pada posisi yang sama. Pergerakan ini dicapai dengan mengurangi kecepatan 2 baling-baling yang memiliki arah putar yang sama dan meningkatkan perputaran 2 baling-baling yang memiliki arah putar yang berlawanan dengan kedua baling-baling sebelumnya. Pola pergerakan dapat dilihat pada Gambar 2.

Bila baling-baling kiri dan kanan kecepatannya diturunkan bersamaan dengan dinaikannya kecepatan baling-baling depan dan belakang, maka quadrotor berputar berlawanan arah jarum jam dengan inti sebagai poros. Begitu pula sebaliknya

B. *Linear Quadratic Tracking (LQT) [2]*

LQT merupakan sistem pengaturan linier yang keluarannya mengikuti (*tracking*) jalur yang telah ditetapkan melalui masukan. Akan dijelaskan bagaimana LQT dapat diterapkan untuk mengatur keluaran sistem agar mendekati keluaran yang diinginkan dengan energi kontrol minimal. Persamaan 1 di bawah ini adalah observable system yang linear.

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A(t)x(t) + B(t)u(t) \\ y(t) &= C(t)x(t) \end{aligned} \tag{1}$$

Dengan vektor kesalahan seperti pada Persamaan 2.

$$e(t) = z(t) - y(t) \tag{2}$$

di mana  $e(t)$  adalah kesalahan yang didapat dari selisih antara masukan yang diinginkan  $z(t)$  dan keluaran sistem  $y(t)$ . dan indeks performansi seperti pada Persamaan 3 berikut.

$$J = \frac{1}{2} e'(t_f)F(t_f)e(t_f) + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} [e'(t)Q(t)e(t) + u'(t)R(t)u(t)]dt \tag{3}$$

Dengan fungsi matriks  $P(t)$  harus memenuhi persamaan:

$$\begin{aligned} \dot{P}(t) &= -P(t)A(t) - A'(t)P(t) \\ &+ P(t)B(t)R^{-1}(t)B'(t)P(t) + C'(t)Q(t)C(t) \end{aligned} \tag{4}$$

atau bisa ditulis :

$$\begin{aligned} 0 &= -P(t)A(t) - A'(t)P(t) \\ &+ P(t)B(t)R^{-1}(t)B'(t)P(t) + C'(t)Q(t)C(t) \end{aligned} \tag{5}$$

Untuk matrix  $Q$  dan  $R$ , diasumsikan sesuai dengan performa yang diinginkan untuk sistem. Setelah mendapatkan

persamaan *Riccati*, dapatkan persamaan diferensial vektor non-homogen dengan Persamaan 6.

$$\dot{g}(t) = -[A - B(t)R^{-1}B'(t)P(t)]'g(t) - C'(t)Q(t)z(t) \tag{6}$$

Dengan didapatkannya  $P(t)$  dan  $g(t)$ , hanya tersisa *gain*  $K(t)$  untuk dicari.  $K(t)$  didapatkan dengan Persamaan 7.

$$K(t) = R^{-1}(t)B'(t)P(t) \tag{7}$$

Semua parameter yang dibutuhkan untuk metode *LQT* telah didapatkan. Sekarang saatnya untuk mencari kontrol optimal  $u^*(t)$  dengan Persamaan 8.

$$u^*(t) = -K(t)x^*(t) + R^{-1}(t)B'(t)g(t) \tag{8}$$

Dengan  $x^*(t)$  adalah umpan balik dari sistem. Umpan balik nantinya akan dikalikan dengan *gain* kontrol  $K(t)$  dan ditambahkan dengan  $R^{-1}(t)B'(t)g(t)$  untuk menghasilkan  $u^*(t)$  yang akan digunakan sebagai masukan kepada sistem agar hasil yang diinginkan tercapai.

### C. Kontroler PID [3]

Sistem kontrol PID terdiri dari tiga buah cara pengaturan yaitu kontrol P (*Proportional*), D (*Derivative*) dan I (*Integral*), dengan masing-masing memiliki kelebihan dan kekurangan.

Dalam implementasinya masing-masing cara dapat bekerja sendiri maupun gabungan diantaranya. Dalam perancangan sistem kontrol PID yang perlu dilakukan adalah mengatur parameter P, I atau D agar tanggapan sinyal keluaran sistem terhadap masukan tertentu sebagaimana yang diinginkan. fungsi alih kontroler PID dapat dilihat pada Persamaan 1.

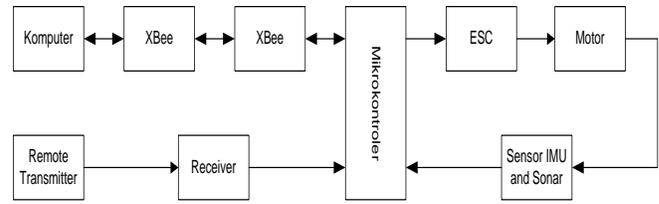
$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p \left\{ 1 + \frac{1}{\tau_i s} + \tau_d s \right\} \tag{9}$$

dimana  $K_p$  adalah penguatan proporsional,  $\tau_i$  adalah waktu integral dan  $\tau_d$  adalah waktu differensial.

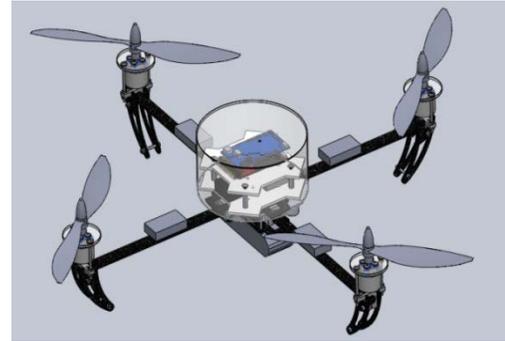
## III. PERANCANGAN SISTEM

### A. Rancangan Sistem Quadrotor

Pada rancangan sistem quadrotor, komputer digunakan untuk melakukan pemrograman pada mikrokontroler melalui modul XBee, juga komputer berguna sebagai ground station untuk menerima dari sensor pada saat quadrotor terbang guna memantau keadaan quadrotor. Mikrokontroler akan dikontrol dengan metode sistem pengaturan optimal *LQT* untuk melakukan *tracking* sinyal yang diberikan pada proses pendaratan vertikal. Keluaran dari mikrokontroler ini adalah berupa sinyal pulsa yang diubah menjadi tegangan oleh *Electronic Speed Controller (ESC)*. Tegangan yang dihasilkan disesuaikan dan berbanding lurus dengan pulsa masukan. Pada quadcopter ini juga terdapat sinyal feedback dari beberapa sensor yakni *accelerometer*, *gyroscope* untuk memantau pergerakan *roll* dan *pitch* dan sensor ultrasonik PING yang memantau ketinggian quadrotor. Remote



Gambar 5. Sistem Quadcopter



Gambar 6. Model 3D Utuh Quadrotor

transmitter digunakan sebagai alat switch untuk mengubah mode penerbangan dari manual ke otomatis dengan mengirimkan sinyal pada receiver yang telah terhubung ke mikrokontroler. Sistem dapat dilihat pada Gambar 5.

### B. Perancangan Perangkat Keras

Beberapa perangkat keras yang dibutuhkan dalam perancangan sistem quadcopter antara lain: motor *brushless*, *frame* quadcopter, *propeller*, *Electronic Speed Controller (ESC)*, multiwii crius aiop V2.0, *Radio Transmitter* dan *Receiver*, modul *txrx*, *Power Distribution Board (PDB)*, *Global Positioning Systems (GPS)* juga sensor ultra sonik, baterai dan komputer.

### C. Identifikasi Parameter Fisik

Dengan menggunakan perangkat lunak yang disebut *SolidWorks 2012*, pengukuran parameter fisik seperti momen inersia dapat lebih mudah dilakukan dan hasilnya lebih presisi. Langkah pertama yang harus dilakukan untuk menghitung parameter-parameter tersebut adalah mengukur massa setiap komponen pada quadcopter. Tahap kedua adalah untuk membuat model 3D dari setiap komponen quadcopter pada *SolidWorks*. Pengukuran besaran panjang dari tiap komponen diukur dengan jangka sorong. tahap terakhir adalah merangkai model 3D dari seluruh komponen yang telah diukur. Komponen-komponen tersebut dirangkai menjadi satu agar model 3D dari quadcopter pada *SolidWorks* sesuai dengan realita. Model 3D utuh dari quadcopter dapat dilihat pada Gambar 7. Hasil pengukuran dan perhitungan dapat dilihat pada Tabel 2.

Tabel 1.  
Data Parameter Fisik

Parameter Fisik	Nilai
Massa quadcopter	1,145 Kg
a. Momen inersia rotasi terhadap sumbu X ( $I_{xx}$ )	$17,641 \times 10^{-3} \text{ Kg.m}^2$
b. Momen inersia rotasi terhadap sumbu Y ( $I_{yy}$ )	$17,510 \times 10^{-3} \text{ Kg.m}^2$
c. Momen inersia rotasi terhadap sumbu Z ( $I_{zz}$ )	$32,844 \times 10^{-3} \text{ Kg.m}^2$
d. Momen inersia motor-propeller (JTP)	$0,792 \times 10^{-3} \text{ Kg.m}^2$
Konstanta Thrust (b)	$2,247 \times 10^{-6} \text{ N.sec}^2$
Konstanta Drag (d)	$1,516 \times 10^{-7} \text{ N.sec}^2$

D. Model Matematika

Setelah didapatkan parameter fisik dari quadcopter, maka persamaan/model matematika quadcopter dapat dihitung. Dengan memasukkan nilai parameter fisik ke persamaan yang didapatkan dari refrensi [1], didapatkan persamaan seperti pada Persamaan 10.

$$\begin{aligned} \ddot{X} &= \frac{U_1}{1,145} (\cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi) \\ \ddot{Y} &= \frac{U_1}{1,145} (\sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi) \\ \ddot{Z} &= g - \frac{U_1}{1,145} (\cos\theta\cos\phi) \\ (2) \\ \dot{p} &= -0,8691891qr - 0,0448948q\Omega + 56,685364U_2 \\ \dot{q} &= 0,8682136pr + 0,0452296p\Omega + 57,108101U_3 \\ \dot{r} &= 0,00397596pq + 30,446754U_4 \end{aligned} \quad (10)$$

E. Perancangan Kontroler

Pada sub bab ini akan dibahas mengenai perancangan kontroler berkaitan dengan proses perancangan kontroler LQT dan PID.

1) Persamaan State [4]

Dari Persamaan 2, kemudian dibawa kedalam bentuk state dengan melakukan linierisasi pada operating point-nya. Operating point quadcopter saat proses lepas landas vertikal adalah,  $\theta = 0; \phi = 0; \psi = 0; p = 0, q = 0, r = 0$ . Didapatkan matrix seperti pada Persamaan 3.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \\ V_x \\ V_y \\ V_z \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{u_1}{m} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{u_1}{m} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ V_x \\ V_y \\ V_z \\ \phi \\ \theta \\ \psi \\ p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{m} & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{ixx} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{iyy} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{izz} & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \\ \Omega \\ g \end{bmatrix} \quad (11)$$

Tabel 2.  
Parameter PID

Parameter PID								
Pitch			Roll			Yaw		
K <sub>p</sub>	K <sub>i</sub>	K <sub>d</sub>	K <sub>p</sub>	K <sub>i</sub>	K <sub>d</sub>	K <sub>p</sub>	K <sub>i</sub>	K <sub>d</sub>
8	0,52	1	8	0,52	1	7	0,52	3

2) Perancangan Kontroler LQT

Karena proses lepas landas vertikal membutuhkan tracking hanya pada ketinggian, maka persamaan state dan pengaturan dengan LQT dibatasi hanya pada ketinggian (persamaan 4 dan 5), sedangkan yang lain dikontrol dengan PID.

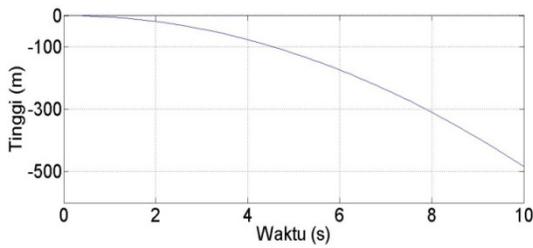
$$\dot{X} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z \\ V_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{m} \end{bmatrix} [U_1] \quad (12)$$

$$Y = [1 \quad 0] \begin{bmatrix} z \\ V_z \end{bmatrix} \quad (13)$$

3) Perancangan Kontroler PID

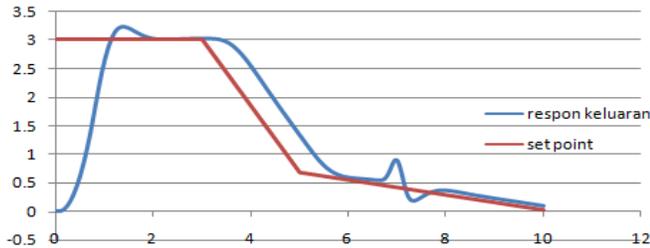
karena sistem yang dibahas critically stable dimana akar-akar persamaan karakteristiknya (pole) terletak pada angka nol. Karena alasan ini, metode tuning PID dilakukan dengan manual atau dengan trial & error.

Setelah dilakukan tuning, didapatkan parameter kontroler PID yang dapat dilihat pada Tabel 3.

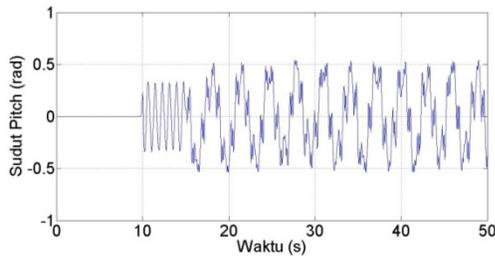


Gambar

8. Respon *Open Loop Z*

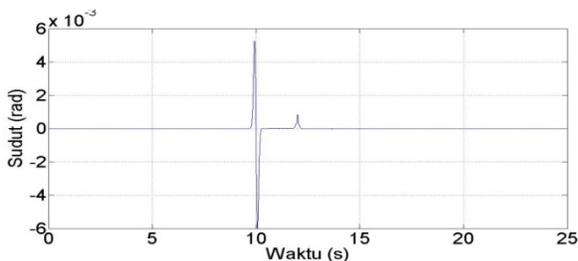


Gambar 9. Respon Z Dengan *LQT*



Gambar 10. Respon Sudut *Pitch* tanpa Kontroler

Pada Gambar 11, hasil dari respon menjadi sangat baik setelah diberi kontroler.



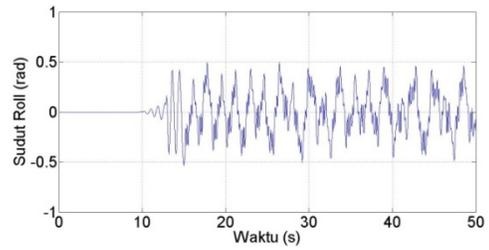
Gambar 11. Respon Sudut *Pitch* Dengan Kontroler *LQT*

IV. SIMULASI DAN ANALISIS

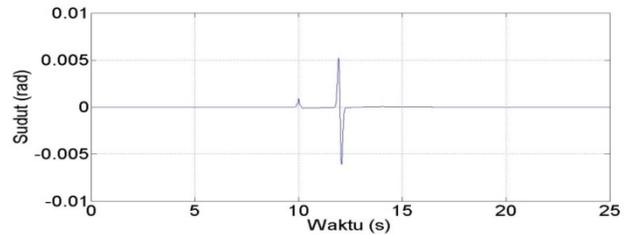
Gambar 9 adalah simulasi dari Ketinggian *Z open loop*. Dapat dilihat pada Gambar 8 bahwa quadrotor tidak dapat mempertahankan ketinggiannya. Alasan lain yang menyebabkan keadaan seperti Gambar 8 adalah ketiadaannya daya angkat nominal. Sedangkan pada Gambar 9, dapat dilihat bahwa kontroler *LQT* berhasil melakukan *tracking*.

Kesalahan pada detik ketujuh disebabkan oleh sinyal gangguan yang diberikan. Selain dari itu, respon dari *Z* setelah dikontrol dengan metode *LQT* dapat melakukan *tracking* dengan baik.

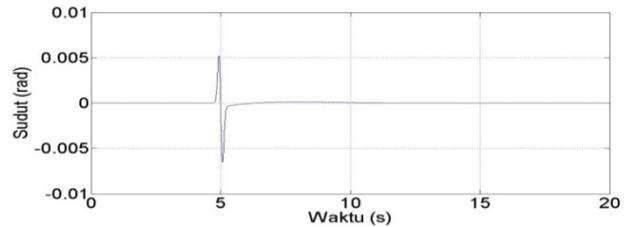
Setelah ketinggian *Z*, sudut *pitch* adalah bagian lain dari quadcopter yang harus diatur guna mencapai lepas landas yang baik. Sudut *pitch* dan *roll* digunakan untuk melakukan pergerakan manuver. Gambar 10 adalah respon dari sudut *pitch* yang tidak diatur oleh kontroler.



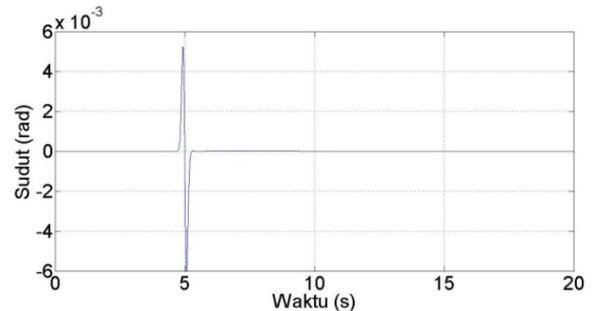
Gambar 12. Sudut *Roll* Sebelum Diberi Kontroler



Gambar 13. Respon sudut *Roll* Dengan Kontroler *LQT*



Gambar 14. Respon Sudut *Roll* Dengan Gangguan detik ke-5

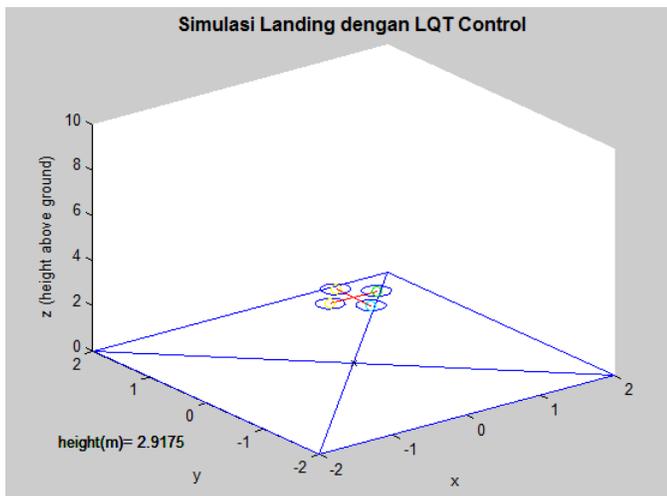


Gambar 15. Respon Sudut *Pitch* dengan gangguan detik ke-5

Hal yang serupa terjadi pada sudut *roll*. Gambar 12 adalah respon sudut *roll* sebelum diberi kontroler. Setelah diberikan kontroler *LQT*, respon menjadi seperti Gambar 13.

Respon menjadi baik sama seperti pada sudut *pitch*. Gangguan kecil yang terjadi pada kedua sudut sebelum dan setelah sinyal gangguan Gaussian adalah sinyal yang berasal dari pada gangguan yang terjadi pada sudut yang lain.

Perbandingan ini akan dilakukan dengan sinyal referensi 10 detik dan gangguan pada sudut *roll* dan *Pitch* akan diberi gangguan pada detik ke-5 secara bersamaan. Hal ini seharusnya mengganggu kestabilan quadrotor karena keempat lengan dari quadrotor menjadi tidak stabil dengan diberikannya gangguan tersebut. Gambar 14 dan Gambar 15 adalah respon dari sudut *pitch* dan *roll* dengan gangguan yang diberikan pada detik ke-5.



Gambar 16. Simulasi 3D

Hasil simulasi tiga dimensi dapat menunjukkan perubahan pergerakan ketinggian quadrotor secara visual. Gambar 16 menunjukkan simulasi 3D dari quadrotor yang diatur dengan kontroler *LQT* dan *PID* untuk pendaratan vertikal dengan baik.

## V. KESIMPULAN

Respon dari quadcopter sebelum diberikan kontroler tidak dapat melakukan lepas landas vertikal. Tetapi setelah kontroler *LQT* dan *PID* diberikan pada ketinggian *Z* dan sudut *pitch*, *roll* dan *yaw* respon quadcopter menjadi baik dan dapat melakukan lepas landas vertikal dengan baik.

## DAFTAR PUSTAKA

- [1] Tommaso Bresciani, "Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter". Department of Automatic Control Lund University, October 2008.
- [2] Desineni Subbaram Naidu, "Optimal Control System". CRC Press, 2003.
- [3] Nurlita Gamayanti, "Diktat Kuliah Dasar Sistem Pengaturan", Teknik Elektro Institut Teknologi Sepuluh.
- [4] Hendry Oey, "Desain Linear Quadratic Tracking Control System untuk lepas landas vertikal pada quadcopter", Tugas Akhir, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya, 2013
- [5] Chalidia Nurin Hamdani, "Perancangan Autonomous Landing pada Quadcopter dengan menggunakan Behavior-based Intelligent Fuzzy Control", Tugas Akhir, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya, 2013