

Sistem Kendali Penghindar Rintangan Pada *Quadrotor* Menggunakan Konsep *Linear Quadratic*

Ariesa Budi Zakaria*¹, Andi Dharmawan²

¹Prodi S1 Elektronika dan Instrumentasi, FMIPA UGM, Yogyakarta, Indonesia

²Departemen Ilmu Komputer dan Elektronika, FMIPA UGM, Yogyakarta, Indonesia

e-mail: *ariesabudizakaraia@gmail.com, dharmawan.andi@gmail.com

Abstrak

Quadrotor adalah salah satu jenis UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) dengan sayap putar (*rotary wing*). *Quadrotor* sudah banyak digunakan untuk berbagai kebutuhan militer maupun sipil. *Quadrotor* dapat dioperasikan dari jarak jauh secara manual atau secara otonom. Salah satu kesulitan dalam mengoperasikan *quadrotor* adalah menghindari rintangan saat terbang menuju suatu titik tujuan secara otonom.

Sistem kendali penghindar rintangan yang dirancang dan dibuat dalam penelitian ini menggunakan metode *Linear Quadratic Regulator* (LQR). LQR merupakan sistem kendali yang menghasilkan nilai masukan sistem yang diperoleh dari nilai state dan feedback, nilai state terdiri dari translasi dan rotasi. Nilai masukan tersebut dikonversi menjadi *Pulse Width Modulation* untuk mengendalikan kecepatan motor *brushless*, sehingga dapat melakukan manuver menghindari rintangan.

Metode ini mampu meredam overshoot pada sistem dan mempercepat waktu respon (*rise time*) sistem dibandingkan metode yang lain. Sistem penghindar rintangan membutuhkan nilai overshoot yang kecil dan waktu respon yang tepat agar tidak terjadi gesekan maupun tumbukan. Hasil penelitian ini mendapatkan *rise time* (waktu tempuh) wahana untuk menghindari rintangan yaitu 4,7 detik dengan kecepatan terbang 0,6 m/s dan simpangan untuk sudut roll sebesar 14,27°, pitch sebesar 13,26°, dan yaw sebesar 9,87° ketika melakukan manuver menghindari rintangan.

Kata kunci—UAV, Otonom, Halangan

Abstract

Quadrotor is one of UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) rotary wing aircraft type. *Quadrotor* has been widely used for various needs to military or civilian. *Quadrotor* can be operated manually by remote or autonomously. One of the difficulties of *quadrotor* operations is to avoid the obstacles before autonomous flying towards destination point. Therefore, an obstacle avoidance control system is required on *quadrotor* systems.

Linear Quadratic Regulator is a control system that produces an input value system from state value and feedback. State value is produced from translation and rotation. That input value then converted into pulse width modulation to control the speed of the brushless motor, and it's used to do obstacles avoidance maneuver.

This method might reduce overshoot on the system and make response time (*rise time*) arrived faster than other methods. The obstacle avoidance system requires small overshoot value and an appropriate response time to avoid frictions or collisions. The result of this research is the *rise time* to avoid obstacles that reached 4,7 second with flight speed of 0,6 m/s and turns for roll angle equal to 14,27°, pitch equal to 13,26°, and yaw equal to 9,87° while avoidance maneuvering obstacles.

Keywords— UAV, Autonomous, Friction

1. PENDAHULUAN

Quadrotor adalah salah satu dari jenis UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) yang memiliki empat buah *rotor* sebagai sumber penggerak. Pada awalnya, *Quadrotor* dimanfaatkan pada bidang militer [1]. Namun penggunaan *quadrotor* saat ini semakin luas karena banyak kalangan sipil memanfaatkan *quadrotor* untuk berbagai kebutuhan.

UAV didefinisikan sebagai wahana terbang tanpa pilot yang dapat terbang baik secara mandiri (otonom) dengan bantuan *auto pilot* atau dioperasikan dengan *remote control* dari jarak jauh. Salah satu kesulitan dari pengoperasian *quadrotor* ketika terbang secara mandiri adalah membuat *quadrotor* dapat bergerak fleksibel ketika terbang di tempat yang luas menuju suatu titik tujuan namun terdapat rintangan di depannya [2].

Sistem penghindar rintangan merupakan salah satu sistem yang banyak dikembangkan di berbagai misi *Unmanned Vehicle* (UV). Sistem ini berfungsi agar UV mampu menghindari rintangan yang ada di depannya sehingga UV mampu menyelesaikan misinya. Apabila tanggap waktu yang dibutuhkan sistem terlalu lambat dan terdapat *overshoot* yang tinggi untuk menghindari rintangan, maka UV dapat menumbuk maupun bergesekan dengan rintangan yang ada di depannya. Hal ini dapat mengakibatkan UV tidak mampu menyelesaikan misinya [3].

Oleh karena itu dibutuhkan sistem kendali yang handal untuk menghindari rintangan, agar *quadrotor* mampu bergerak secara fleksibel. Apabila ada rintangan di depan, *quadrotor* mampu melakukan manuver menghindar lebih dini sehingga tumbukan ataupun gesekan dapat dihindari. Sensor ultrasonik dapat digunakan untuk mengetahui jarak antara *quadrotor* dengan rintangan. Sensor ultrasonik juga digunakan untuk mengetahui ketinggian *quadrotor* dari permukaan tanah. Parameter ketinggian ini dibutuhkan agar *quadrotor* dapat mempertahankan ketinggian pada saat terbang.

Terdapat beberapa metode kendali yang telah diimplementasikan pada *quadrotor*, diantaranya PID (*Propotional Integral Derivatif*), *Fuzzy*, *Ant Colony Optimization*, LQR (*Linear Quadratic Regulator*), dan lain-lain. Metode PID berdasarkan tuning LQR digunakan untuk kendali sikap pada penerbangan *quadrotor* menghasilkan nilai *overshoot* yang tinggi dan memiliki tanggap waktu yang lambat [4].

LQR adalah perkembangan dari metode *pole placement* dan HJB (*Hamiltonian Jacobi Belmann*) dengan meregulasi *state* sistem menjadi nol dengan masukan seoptimal mungkin [5]. Hal ini bertujuan agar bisa meminimalisir *overshoot* dan mempercepat tanggap waktu.

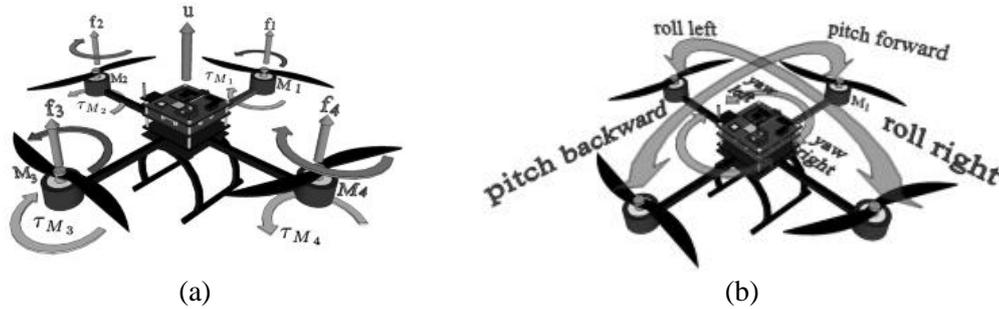
2. METODE PENELITIAN

2.1 Analisis Sistem

Quadrotor menggunakan empat motor *brushless* dengan baling-baling (*propeller*) sebagai penggerak. *Quadrotor* dapat memiliki konfigurasi terbang plus (+) atau silang (x). Baling-baling *quadrotor* yang memiliki arah putaran searah diletakkan saling berseberangan. Hal ini bertujuan untuk menghindari terjadinya gerakan rotasi *roll* dan *pitch* yang tidak diinginkan jika wahana mengalami gangguan ketika hovering.

Setiap *rotor* pada *quadrotor* berperan dalam menghasilkan *thrust* dan torsi terhadap titik pusat rotasinya, sehingga hasilnya akan menimbulkan gaya angkat (*lift*) bagi *quadrotor* [6]. Keseimbangan kecepatan antara keempat *rotornya* harus tercapai, agar wahana mampu terbang mendekati stasioner. Oleh karena itu, wahana membutuhkan sistem kendali penerbangan yang baik.

Penelitian ini menggunakan *quadrotor* konfigurasi terbang silang (x) yang ditunjukkan pada Gambar 1 dengan menggunakan baling-baling 1 dan 2 pada posisi depan kanan dan belakang kiri yang berputar berlawanan arah jarum jam (*counter clockwise*) sedangkan baling-baling 3 dan 4 pada posisi depan kiri dan belakang kanan yang berputar searah jarum jam (*clockwise*).



Gambar 1 Pergerakan dasar *quadrotor* (a) dan (b)

Quadrotor dapat terbang stabil jika sudut kemiringan memiliki toleransi maksimal 5% dari total kemiringan wahana. Nilai dari sudut orientasi *pitch* dan *roll* diperoleh dari pembacaan IMU (*Inertia Measurement Unit*). Pembacaan IMU menggunakan metode sensor fusion DMP. Perhitungan dari akselerometer dan giroskop akan menghasilkan nilai sudut orientasi *pitch* dan *roll* dengan menggunakan *library* MPU6050 dengan sensor IMU gy-86, sedangkan perhitungan magnetometer yang menghasilkan nilai dari sudut orientasi *yaw* menggunakan *library* HMC5883L dengan kompas dari GPS (*Global Positioning System*) lea 6h [7].

GPS lea 6H juga digunakan sebagai masukan untuk posisi x dan y yang memiliki ketelitian ± 2 meter. Posisi x dan y ini digunakan untuk pengujian menuju ke titik tujuan. Nilai ketinggian dengan permukaan bumi dan jarak antara *quadrotor* dengan halangan didapatkan dari pembacaan sensor ultrasonik.

Batas nilai toleransi *steady-state error* untuk sistem *linear* orde 2 adalah 5% dari rentang nilai yang dikendalikan [8]. Rentang nilai yang dikendalikan pada sudut *pitch* dan *roll* adalah 90° dikarenakan sudut yang lebih besar dari 90° merupakan kondisi wahana mengalami flip/terbalik, sehingga batas nilai *steady state error* sebesar $4,5^\circ$. Rentang nilai sudut *yaw* sebesar 180° dikarenakan nilai pembacaan sensor maksimal sebesar 180° , sehingga batas nilai *steady state error* sebesar 9° .

Terdapat beberapa parameter yang dijadikan acuan untuk menentukan tingkat keberhasilan penelitian. Parameter keberhasilan dari sistem kendali *quadrotor* dapat diketahui dari beberapa kondisi berikut:

1. Nilai *steady-state error* di bawah batas toleransi 5% dari nilai maksimal yaitu sebesar 90° untuk sudut *pitch* dan *roll* yang dikendalikan dan sudut 180° untuk sudut *yaw*, sehingga batas toleransi sudut *pitch* dan *roll* adalah $\pm 4,5^\circ$ sedangkan sudut *yaw* adalah $\pm 9^\circ$.
2. *Rise time* yang dihasilkan untuk sudut *pitch* dan *roll* kurang dari 2 detik dan untuk sudut *yaw* kurang dari 3 detik.
3. Maksimal *overshoot* untuk sudut *pitch* dan *roll* yang dihasilkan kurang dari 15% dan untuk *yaw* yang dihasilkan kurang dari 20%.
4. *Settling time* yang dihasilkan untuk sudut *pitch* dan *roll* kurang dari 4 detik dan untuk sudut *yaw* kurang dari 6 detik.
5. Sistem dapat menjaga ketinggian terhadap referensi *state* (X_{ref}) pada posisi z yang ditentukan pengguna dengan nilai *steady-state error* di bawah batas toleransi yaitu ± 5 cm.
6. Sistem dapat mempertahankan posisi *quadrotor* dengan toleransi pergeseran terbang terhadap setpoint posisi x dan y adalah ± 2 meter.
7. Sistem dapat mendeteksi adanya halangan di depan dengan jarak minimal 70 cm, jarak maksimal 50 cm dan halangan di samping *quadrotor* dengan jarak minimal adalah 100 cm dan batas maksimal adalah 50 cm.

2.2 Rancangan Sistem Kendali

Kendali LQR merupakan pengembangan metode HJB (*Hamilton-Jacobi-Bellman*). Suatu persamaan dari suatu sistem dapat digambarkan dengan persamaan *state space* yang ditunjukkan pada Persamaan ((1)).

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx + Du\end{aligned}\quad (1)$$

Tujuan kendali LQR yaitu mencari gain matriks K sebagai *feedback gain* untuk mengoptimalkan sistem kendali [9]. Pemilihan kendali LQR sendiri dikarenakan metode kendali ini meminimalisir *cost function* pada Persamaan ((2)). Kendali LQR bekerja berdasarkan matriks Q dan R yang tepat untuk dapat mempertahankan kestabilan terbang *quadrotor*. Proses pembobotan matriks Q dan R dilakukan untuk mendapatkan respon kendali sesuai dengan spesifikasi kendali yang diinginkan.

$$J = \int_{t^0}^{\infty} (x^T Q x + u^T R u) dt \quad (2)$$

$$K = R^{-1} B^T S \quad (3)$$

$$A^T S + SA - SBR^{-1}B^T S + Q = 0 \quad (4)$$

Nilai Q berbanding lurus dengan nilai S seperti yang ditunjukkan persamaan ((4)), di mana nilai S adalah variabel bantu untuk menentukan nilai K dari persamaan *Riccati*. Nilai S ini sebanding dengan penguatan nilai K sesuai persamaan ((3)), sehingga semakin besar nilai Q maka semakin besar pula nilai K . Penalaan Q dan R dimulai dari nilai 1, kemudian akan ditambah atau dikurangi sesuai dengan kebutuhan sistem, namun konstanta Q dan R memiliki fungsi yang berlawanan, apabila nilai R besar, maka *feedback* menjadi tidak terlalu mempengaruhi sistem, oleh karena itu penalaan hanya dilakukan pada matriks Q , di mana matriks R diberi nilai 1 agar nilai R tidak mempengaruhi kendali.

Sistem dapat mempertahankan kondisi nol atau tidak membentuk sudut *roll* (ϕ), *pitch* (θ), dan *yaw* (ψ) dengan menyesuaikan referensi yang baru. Persamaan *state space* yang baru seperti yang ditunjukkan pada persamaan (5).

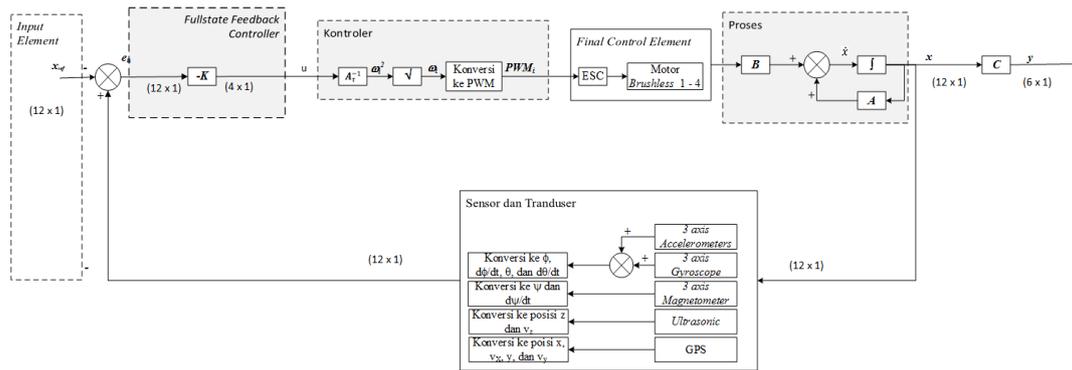
$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax + B(-K(x - x_{ref})) \\ y &= Cx\end{aligned}\quad (5)$$

Rancangan sistem kendali pada penelitian ini menggunakan 12 *state*. Sistem kendali diperlukan agar *quadrotor* dapat terbang sesuai dengan yang diinginkan. *State-state* tersebut terdiri dari :

- | | |
|---|---------------------------------------|
| 1. Sudut <i>roll</i> (ϕ) | 7. Posisi x (x) |
| 2. Sudut <i>pitch</i> (θ) | 8. Posisi y (y) |
| 3. Sudut <i>yaw</i> (ψ) | 9. Posisi z (z) |
| 4. Kecepatan sudut <i>roll</i> (ω_ϕ) | 10. Kecepatan translasi x (V_x) |
| 5. Kecepatan sudut <i>pitch</i> (ω_θ) | 11. Kecepatan translasi y (V_y) |
| 6. Kecepatan sudut <i>yaw</i> (ω_ψ) | 12. Kecepatan translasi z (V_z) |

u merupakan sinyal kendali yang menjadi masukan proses dengan kalkulasi perkalian antara *feedback gain* dan *state* sistem yang dikendalikan seperti yang ditunjukkan pada persamaan ((6)), di mana terdapat empat masukan kendali yaitu $u1$ yang merupakan masukan gaya vertikal, $u2$ masukan untuk torsi rotasi *roll*, $u3$ masukan untuk torsi rotasi *pitch* dan $u4$ masukan untuk torsi rotasi *yaw*.

$$u = -Kx \quad (6)$$



Gambar 2. Blok diagram kendali quadrotor

Pada uI terdapat masukan gaya sebesar berat *quadrotor* agar *quadrotor* mampu mempertahankan keadaan stasioner saat terbang. Blok A , B dan C adalah blok matriks karakteristik sistem sesuai dengan *state space*. Kendali ini kemudian digunakan untuk mengatur kecepatan masing-masing motor *brushless*.

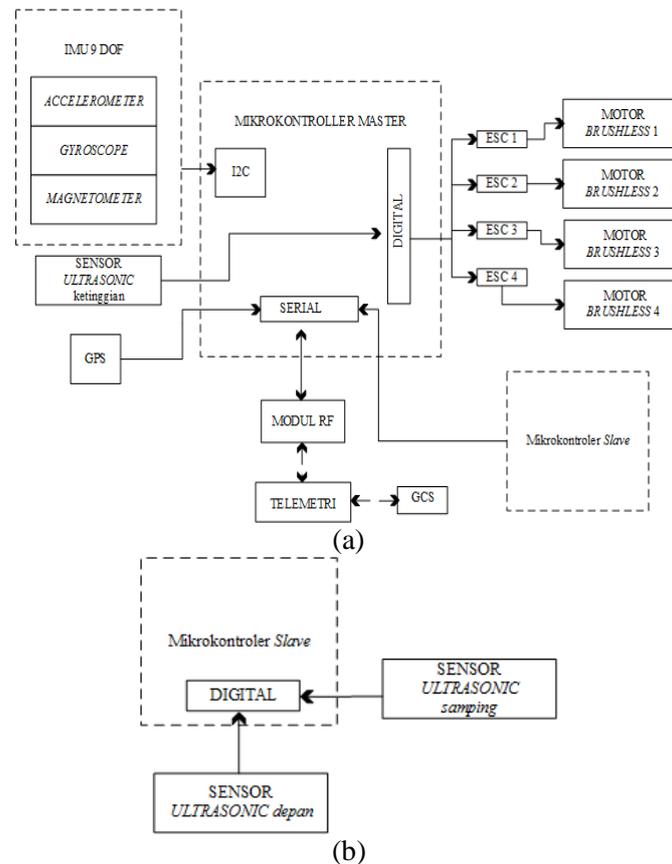
Semakin besar nilai K , semakin besar pula nilai u yang menjadi masukan sistem. Nilai u kemudian dikalikan dengan nilai A_f^{-1} untuk mencari kecepatan *rotor* ω kemudian dikonversi menjadi nilai PWM (*Pulse Width Modulation*) ke setiap *rotor*. Oleh karena itu dapat disimpulkan bahwa semakin besar nilai Q , maka respon sistem yang bekerja akan semakin cepat dikarenakan perubahan masukan sistem u akan yang semakin besar sesuai dengan Gambar 2.

2.3 Arsitektur Sistem

Pada penelitian ini komponen sensor yang digunakan adalah IMU, GPS, dan ultrasonik. Sensor IMU yang digunakan adalah IMU 10 *Degree of Freedom* (DOF) yang terdiri dari 3 DOF akselerometer, 3 DOF giroskop, 3 DOF magnetometer dan satu barometer. Gabungan sensor akselerometer dan giroskop tersebut juga dapat disebut sebagai sensor orientasi. Tujuan penggunaan sensor orientasi ini adalah untuk mengukur sudut dan kecepatan sudut *roll* dan *pitch* yang dibentuk oleh wahana terhadap sumbu bumi menggunakan teknik metode sensor fusion DMP (*Digital Motion Processing*).

Pada sensor magnetometer IMU diganti oleh kompas yang terdapat pada GPS untuk mengetahui arah *quadrotor* dan pembacaan sudut *yaw*. Sensor ultrasonik sebagai pengganti barometer pada IMU juga digunakan sebagai acuan ketinggian terbang *quadrotor*. Modul GPS digunakan sebagai navigasi untuk menentukan lokasi dan posisi *quadrotor*. Komponen *Electronic Speed Control* (ESC) berguna untuk melakukan pengaturan kecepatan motor *brushless* berdasarkan sinyal yang dikeluarkan oleh mikrokontroler dan sudah dirubah ke *Pulse Width Modulation* (PWM) [10]. Gambaran mengenai arsitektur sistem perangkat keras dapat dilihat pada Gambar 3.

Penelitian ini menggunakan dua tipe mikrokontroler yaitu *master* dan *slave*. Sebuah mikrokontroler *master* yang dipilih memiliki kecepatan pemrosesan yang tinggi untuk melakukan semua tugas yaitu Arduino Due, sedangkan mikrokontroler *slave* yang dipilih adalah Arduino Nano untuk membaca nilai jarak dari sensor ultrasonik untuk mendeteksi rintangan yang ada di hadapan maupun samping wahana.



Gambar 3 Arsitektur sistem elektronis (a) dan (b)

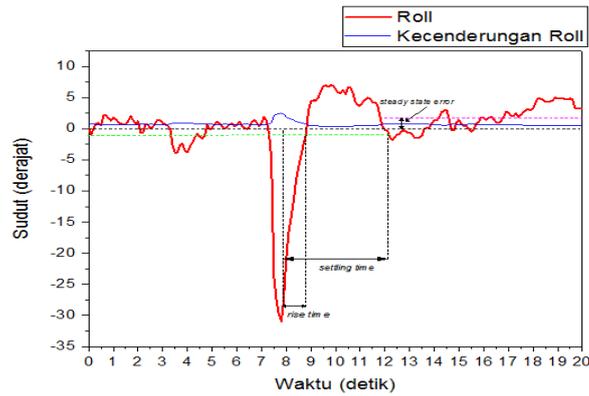
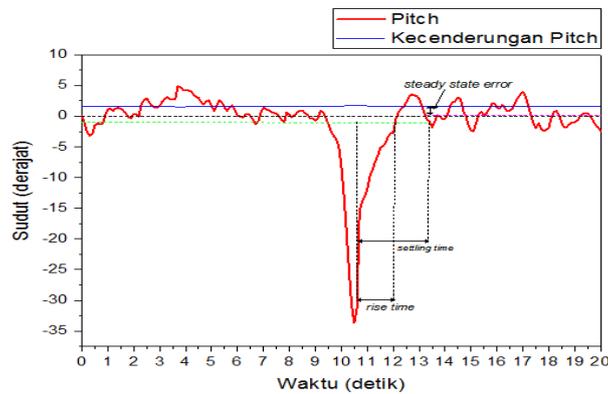
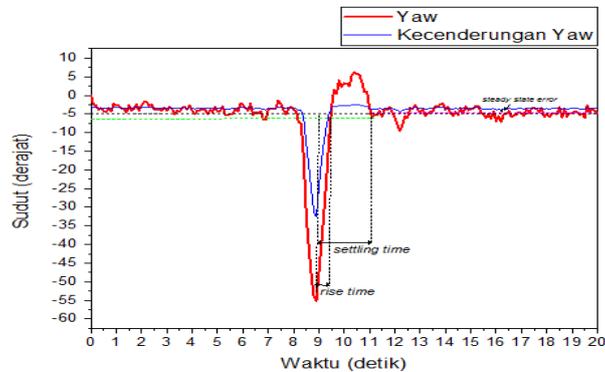
Arduino Nano sebagai mikrokontroler *slave* dengan ukuran yang lebih kecil dan ringkas, memiliki memori yang cukup untuk melengkapi penggunaan mikrokontroler *master*. Hal tersebut dikarenakan *library* sensor jarak tidak dapat dioperasikan pada mikrokontroler *master*, sehingga membutuhkan mikrokontroler *slave* yang dapat mengoperasikan *library* sensor jarak agar sistem yang dijalankan tidak mendapatkan gangguan berupa *delay*. Komunikasi antara kedua mikrokontroler tersebut menggunakan komunikasi serial.

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Hovering Quadrotor

Pengujian sistem kendali LQR untuk gerakan hovering *quadrotor* diawali dengan uji di darat dan dilanjutkan dengan uji terbang. Tujuan dari pengujian-pengujian ini dilakukan untuk mendapatkan respon yang mendekati keadaan stationer. Respon sistem yang terdiri dari *overshoot* dan nilai *steady state error* pada hovering wahana menjadi dasar penentuan nilai Q hingga respon-respon sistem tersebut dapat diminimalisir.

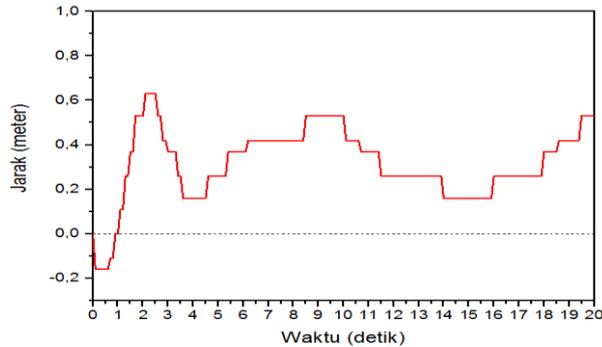
Pada Gambar 4 dengan gangguan sebesar 30° searah jarum jam menunjukkan hasil respon pada sudut *roll* dengan nilai Q sebesar 680 didapatkan *rise time* pada sistem sebesar 1 detik untuk menuju setpoint 0° dengan *overshoot* sekitar $6,99^\circ$ serta memiliki nilai *steady state error* sebesar $1,7^\circ$ berlawanan arah jarum jam dan *undershoot* $3,79^\circ$ searah jarum jam dengan *settling time* selama 3,1 detik.

Gambar 4. Hasil pengujian respon *roll* Q sebesar 680Gambar 5. Hasil pengujian *pitch* dengan Q sebesar 350Gambar 6. Hasil pengujian *yaw* Q sebesar 1.850

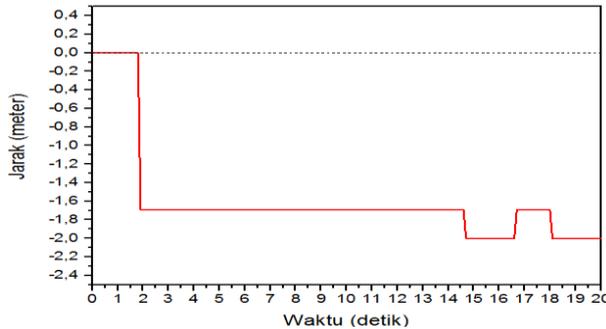
Variasi pembobotan nilai Q untuk *pitch* menghasilkan nilai terbaik dengan pembobotan nilai Q sebesar 350 dengan nilai *steady state error* sebesar $0,14^\circ$ berlawanan arah jarum jam. *Undershoot* sebesar $3,41^\circ$ searah jarum jam dengan *settling time* selama 2,5 detik dan didapatkan *rise time* selama 1,6 detik dengan *overshoot* sekitar $3,57^\circ$ berlawanan arah jarum jam.

Pembobotan nilai Q untuk sudut *yaw* pada Gambar 6 menghasilkan hasil terbaik dengan pembobotan nilai Q sebesar 1850 dengan nilai *steady state error* sebesar $4,65^\circ$ searah jarum jam dan *undershoot* sebesar $9,54^\circ$ searah jarum jam. Gambar 6 menunjukkan hasil respon pada sudut *yaw* dengan gangguan sebesar 50° searah jarum jam didapatkan *rise time* pada sistem adalah 0,6 detik dengan *overshoot* mendekati $6,23^\circ$ berlawanan arah jarum jam dan *settling time* yang dibutuhkan untuk menuju ke setpoint adalah 2,1 detik.

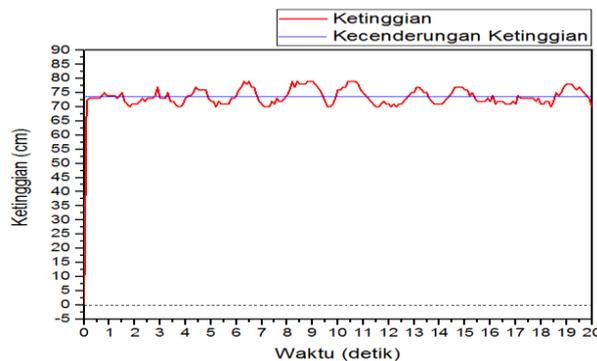
Pada pengujian variasi pembobotan Q ketika *quadrotor* yang terbang dengan simpangan mendekati 0 meter sepanjang sumbu x dalam jangka waktu 20 detik didapatkan hasil terbaik yaitu pada pembobotan dengan nilai Q bernilai 5,5. Gambar 7 didapatkan hasil terbaik dengan *steady state error quadrotor* terbang pada posisi x bergeser sejauh 0,3 meter ke arah utara dari X_{ref} dan *overshoot* pada posisi sumbu x sebesar 0,53 meter ke arah utara dengan *undershoot* adalah sebesar 0,16 meter ke arah selatan.



Gambar 7. Hasil pengujian mempertahankan posisi pada sumbu x



Gambar 8. Hasil pengujian mempertahankan posisi pada sumbu y



Gambar 9. Hasil pengujian sumbu z pada ketinggian *quadrotor*

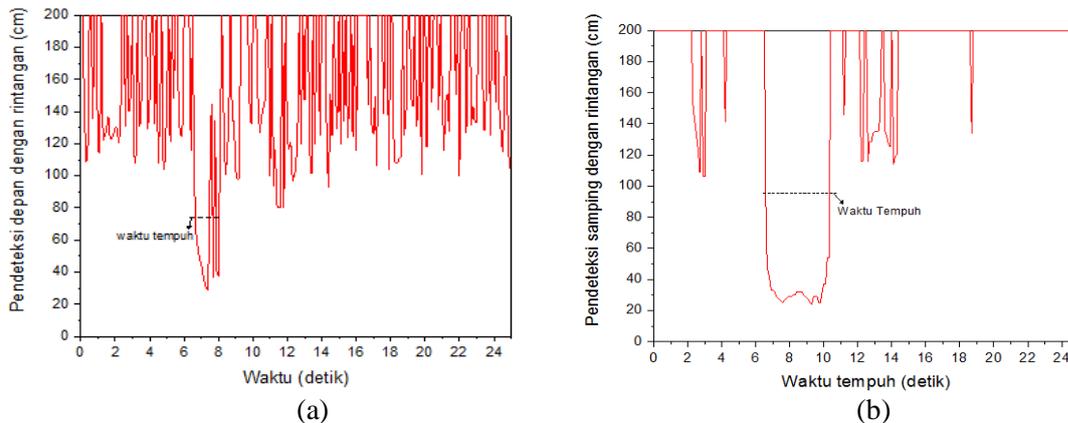
Pada pengujian variasi pembobotan Q didapatkan hasil dengan simpangan mendekati 0 meter sepanjang sumbu y dalam jangka waktu 20 detik didapatkan hasil terbaik yaitu pada pembobotan dengan nilai Q sebesar 3,8. Gambar 8 didapatkan hasil terbaik dengan *steady state error quadrotor* terbang pada posisi y bergeser sejauh 1,69 meter ke arah barat dari X_{ref} sedangkan *undershoot* sebesar 2 meter ke arah barat namun tidak terjadi *overshoot* pada posisi sumbu y .

Hasil Pengujian pada Gambar 9, hasil nilai Q sebesar 0,25 ditentukan sebagai nilai terbaik dikarenakan *quadrotor* mampu mempertahankan ketinggian diatas permukaan tanah

dengan *steady state error* adalah $71,74 \pm 3,26$ cm. Hasil ini mendekati nilai ketinggian yang ditentukan yaitu 75 cm dengan *overshoot* pada sumbu z sebesar 79 cm dan *undershoot* sebesar 70 cm.

3.2 Menghindari Rintangan

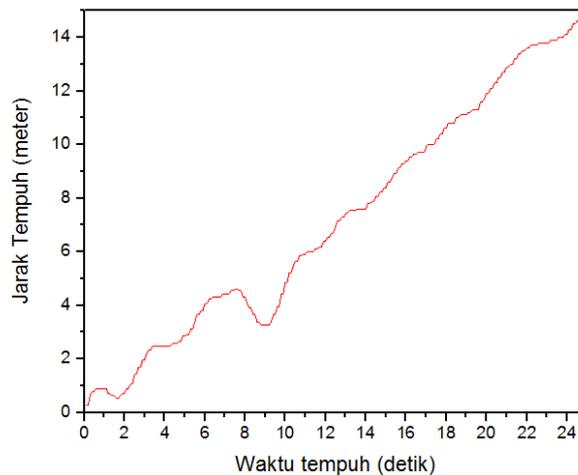
Pengujian kendali LQR untuk menghindari rintangan dilakukan untuk mendapatkan respon sistem dengan mengamati sikap *quadrotor* ketika melakukan manuver menghindari rintangan di tengah jalur terbang wahana menuju titik tujuan yang sudah ditentukan sebelumnya. Pada pengujian ini wahana menempuh penerbangan sejauh 15 meter. Jarak yang didapatkan antara wahana dengan halangan berupa objek yang diletakkan di jalur terbang wahana sejauh 5 meter dari titik take off mampu dideteksi oleh pendeteksi rintangan ditunjukkan oleh Gambar 10(a) dan (b).



Gambar 10 Hasil pengujian pendeteksi rintangan depan ketika menghindari rintangan pada sumbu x (a) dan samping pada sumbu y (b)

Pada Gambar 10(a) menunjukkan pendeteksi rintangan mampu mendeteksi halangan di depan wahana pada jarak 55 cm, dan pada Gambar 10 (b) menunjukkan pendeteksi rintangan mampu mendeteksi halangan di samping wahana pada jarak 63 cm. Jarak dari luaran pendeteksi rintangan tersebut digunakan sebagai masukan untuk sistem kendali penghindar rintangan agar wahana melakukan manuver menghindari rintangan.

Quadrotor dapat menghindari rintangan di depan maupun sampingnya dengan *rise time* (waktu tempuh) yaitu 4,7 detik. Pengujian ini dilakukan dengan menggunakan elemen matriks Q pada gerakan sumbu x dan y , sehingga wahana dapat melakukan manuver menghindari rintangan dengan kecepatan respon sistem dan kecepatan terbang wahana yang optimal ketika pendeteksi rintangan di bagian depan atau samping mendapatkan hasil luaran berupa jarak minimal antara wahana dengan rintangan agar tidak terjadi tumbukan maupun gesekan.

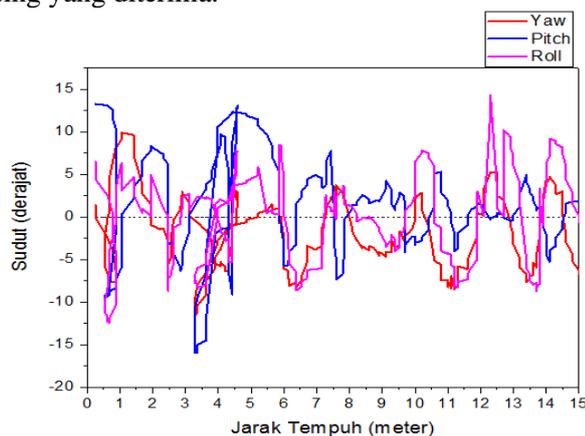


Gambar 11 Waktu tempuh *quadrotor* menuju titik tujuan

Pada Gambar 11, *quadrotor* dapat menuju ke titik tujuan yang telah ditentukan dengan *rise time* (waktu tempuh) yaitu 25 detik serta kecepatan terbang wahana sebesar 0,6 m/s. Hasil ini membuktikan bahwa *quadrotor* dapat terbang menuju titik tujuan dengan jarak 15 meter dari titik awal takeoff sepanjang sumbu x dan mampu menghindari rintangan dengan kecepatan terbang yang optimal.

Pada penelitian ini terdapat gangguan sensing dari lingkungan maupun ketepatan GPS, pada saat itu wahana mulai menyimpang dari setpoint awal. Penyimpangan ini terus berlanjut walaupun wahana bergerak secara horisontal pada sumbu x , sehingga seperti pada pengujian sebelumnya, posisi wahana tidak tepat pada titik tujuan yang telah ditentukan sebelumnya, hal ini dapat dikarenakan karena pergeseran dari manuver menghindari rintangan.

Pengujian manuver menghindari rintangan, membuktikan bahwa *quadrotor* mampu kembali ke jalurnya untuk melanjutkan terbang ke titik tujuan dengan simpangan maksimal untuk sudut *roll* sebesar $14,27^\circ$, *pitch* sebesar $13,26^\circ$, dan *yaw* sebesar $9,87^\circ$ yang ditunjukkan pada Gambar 12. Besarnya penyimpangan yang berupa pergeseran yang tidak diinginkan ini tidak sebesar gangguan sensing yang diterima.



Gambar 12 Hasil pengujian hovering *quadrotor* melakukan manuver menghindari rintangan

Hal ini disebabkan wahana dengan kendali *Linear Quadratic Regulator* masih mampu melawan gangguan-gangguan tersebut. Apabila gain K ditingkatkan atau dikurangkan kembali melalui penalaan hovering *quadrotor* matriks Q , wahana dapat mencapai setpoint. Namun wahana tetap sulit untuk mempertahankan keadaan tersebut.

Pembobotan nilai Q yang diberikan mampu membuat wahana mencapai keadaan tunak walaupun masih terdapat simpangan maupun osilasi yang dikarenakan gangguan dari lingkungan maupun getaran dari motor *brushless*, hal ini masih dalam batas toleransi sehingga membuktikan bahwa kendali LQR mampu mempercepat *rise time* (waktu tempuh) untuk mencapai tujuan yang telah ditentukan sehingga kinerja sistem dapat optimal dengan *overshoot* dan *undershoot* yang kecil sesuai dengan spesifikasi sistem.

Pengujian dengan penalaan nilai Q yang kecil saat wahana melakukan manuver menghindari membuktikan bahwa sistem kendali LQR dapat meminimalkan *cost function* yang dibutuhkan untuk mempertahankan posisi dan ketinggian. *Cost function* yang kecil dapat mengurangi tenaga yang dibutuhkan dalam melakukan manuver menghindari rintangan.

4. KESIMPULAN

Kesimpulan yang dapat diambil dari penelitian yang telah dilakukan adalah *Quadrotor* mampu menghindari rintangan pada jalur terbangnya menggunakan konsep *Linear Quadratic Regulator* (LQR) secara otonom. Hasil pengujian kendali LQR pada gerak sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw* mampu mempertahankan kestabilan *quadrotor* dengan nilai *rise time*, *settling time*, *steady state error*, *overshoot* maupun *undershoot* sesuai dengan spesifikasi sistem.

Kecepatan terbang *quadrotor* yang optimal pada saat melakukan manuver menghindari rintangan yaitu 0,6 m/s dengan *rise time* (waktu tempuh) menghindari rintangan yaitu 4,5 detik. Manuver menghindari rintangan berhasil dilakukan tanpa mengalami gesekan maupun tumbukan antara *quadrotor* dan rintangan, sehingga wahana mampu mencapai titik tujuan yang telah ditentukan.

5. SARAN

Pada penelitian ini masih terdapat beberapa hal yang perlu disempurnakan. Saran-saran yang dapat digunakan untuk menyempurnakan penelitian selanjutnya adalah perlu adanya penelitian lanjutan tentang sistem kendali penghindar rintangan menggunakan metode LQR dengan objek yang berjalan.

Peningkatan tentang arsitektur sistem elektronik dengan kapasitas memori yang lebih besar dan kecepatan proses yang lebih cepat, sehingga penggunaan mikrokontroler hanya satu unit saja.

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada seluruh keluarga E-drones dan Gamaforce yang telah mendukung dan membantu dalam penelitian ini.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] M. D. Schmidt, "Simulation and Control of A Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle," University of Kentucky, 2011.
- [2] S. Bouabdallah, M. Becker, V. de Perrot, and R. Siegwart, "Toward obstacle avoidance on quadrotors," *XII Int. Symp. Dyn. Probl. Mech.*, no. Diname, pp. 1–10, 2007.
- [3] A. P. S. Putra and A. Dharmawan, "Implementasi Metode PID FUZZY untuk Menghindari Tumbukan pada Quadrotor," Universitas Gadjah Mada, 2015.
- [4] F. Rozani and A. Dharmawan, "Implementasi Sistem Kendali PID pada Quadrotor dengan Pendekatan Penalaan LQR," Universitas Gadjah Mada, 2016.
- [5] B. Panomrattananug, K. Higuchi, and F. Mora-Camino, "Attitude control of a quadrotor aircraft using LQR state feedback controller with full order state observer," *Proc. SICE Annu. Conf.*, pp. 2041–2046, 2013.
- [6] J. Domingues, "Quadrotor prototype," *Inst. Super. Tec. Univ. Tec. ...*, no. October, p.

- 129, 2009.
- [7] R. Prahasta and A. Dharmawan, “Implementasi Metode LQR (Linear Quadratic Regulator) pada Pengendali Terbang Quadrotor untuk Kestabilan Sikap Pesawat,” Universitas Gadjah Mada, Yogyakarta, Indonesia, 2016.
- [8] K. Ogata, *Modern Control Engineering Fifth Edition*. New Jersey, USA: Prentice Hall, 2010.
- [9] Z. Shulong, A. Honglei, Z. Daibing, and S. Lincheng, “A new feedback linearization LQR control for attitude of quadrotor,” in *2014 13th International Conference on Control Automation Robotics & Vision (ICARCV)*, 2014, vol. 2014, no. December, pp. 1593–1597.
- [10] A. Dharmawan and I. F. Arismawan, “Sistem Kendali Penerbangan Quadrotor pada Keadaan Melayang dengan Metode LQR dan Kalman Filter,” *IJEIS (Indonesian J. Electron. Instrum. Syst.*, vol. 7, no. 1, p. 49, Apr. 2017 [Online]. Available: <https://jurnal.ugm.ac.id/ijeis/article/view/15262>. [Accessed: 31-May-2017]