

Simulasi Stabilisasi Sudut Gerak Rotasi Quadrotor OS4 EPFL dengan Kendali LQG (*Linear Quadratic Gaussian*)

Muhammad Ibrahim^{1,†}, Edi Kurniawan², Elvan Yuniarti¹

¹Program Studi Fisika, Fakultas Sains dan Teknologi, Universitas Islam Negeri Syarif Hidayatullah Jakarta

² Pusat Penelitian Fisika – LIPI

[†]muhammad.ibrahim@uinjkt.ac.id

Abstrak. Penelitian ini membahas tentang simulasi model gerak rotasi quadrotor OS4 EPFL dengan kendali LQG (*Linear Quadratic Gaussian*). Quadrotor disebut juga quadrotor helicopter atau quadrocopter, adalah sebuah pesawat tanpa awak (*unmanned aerial vehicle / UAV*) yang digerakkan oleh empat rotor yang terletak di kanan, kiri, depan dan belakang ujung kerangka silang yang simetri. Penelitian ini bertujuan untuk merancang sistem kendali LQG (*Linear Quadratic Gaussian*) untuk gerak rotasi quadrotor dan memastikan kinerja kendali LQG serta menganalisisnya. Metode penelitian yang digunakan dengan mensimulasikan gerak rotasi dengan menggunakan software MATLAB Simulink R2014b. Dari penelitian yang telah dilakukan, didapatkan adalah program simulasi stabilisasi sudut gerak rotasi quadrotor dengan kendali LQG berjalan dengan baik dan pemilihan matriks bobot $Q = [1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 70 \ 70]$ dan R memiliki nilai 6.25×10^{-5} yang digunakan. Untuk kondisi awal sebesar $\pi/4$ radian untuk sudut roll pitch dan yaw $\pi/4$ radian diperoleh waktu stabil sekitar 5,6,5 menit. Hal tersebut menunjukkan kondisi yang baik

Kata Kunci: *LQG, Matlab, Quadrotor, Rotasi, Simulasi,*

Abstract. *This study discusses the simulation of the EP4 OS4 quadrotor rotation motion model with LQG (Linear Quadratic Gaussian) control. Quadrotor also known as quadrotor helicopter or quadrocopter, is an unmanned aerial vehicle / UAV that is driven by four rotors located on the right, left, front and back of the symmetrical cross frame ends. This study aims to design a LQG (Linear Quadratic Gaussian) control system for quadrotor rotation and ensure LQG control performance and analyze it. The research method used is simulating rotational motion using MATLAB Simulink R2014b software. From the research that has been done, it is found that the simulation program of quadrotor rotation motion stabilization with LQG control runs well and the selection of weight matrix $Q = [1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 70 \ 70]$ and R has a value of 6.25×10^{-5} used. For the initial condition of $\pi / 4$ radians for roll $\pi / 4$ angle radians for pitch and yaw angle obtained a stable time of about 5.6.5 minutes. This shows good conditions*

Keywords: *LQG, Matlab, Quadrotor, Rotation, Simulation*

PENDAHULUAN

Quadrotor disebut juga quadrotor helicopter atau quadrocopter, adalah sebuah pesawat tanpa awak (*unmanned aerial vehicle / UAV*) yang digerakkan oleh empat rotor yang terletak di kanan, kiri, depan dan belakang ujung kerangka silang yang simetri. Quadrotor memiliki kelebihan mekanik yang sederhana dan dapat dikendalikan secara gerak rotasi. Rotor depan dan belakang berputar searah jarum jam sedangkan rotor kiri dan kanan berputar berlawanan dengan jarum jam. Pengendalian gerak rotasi quadrotor atau pengendalian sudut roll, pitch dan yaw merupakan inti dari pengendalian gerak quadrotor. Sudut roll, pitch dan yaw hasil pengendalian gerak rotasi quadrotor diperlukan untuk gerak translasi quadrotor. Sistem kendali gerak rotasi quadrotor yang baik sangat diperlukan untuk mendapatkan sudut roll, pitch dan yaw sesuai dengan yang diinginkan. Untuk dapat mengendalikan sudut roll, pitch dan yaw, dalam penelitian

ini dirancang sebuah sistem kendali LQG (*Linear Quadratic Gaussian*). Penelitian ini bertujuan untuk merancang sistem kendali LQG (*Linear Quadratic Gaussian*) untuk gerak rotasi quadrotor dan memastikan kinerja kendali LQG serta menganalisisnya.

METODE PENELITIAN

Alat dan Bahan

Alat yang digunakan dalam penelitian ini adalah *Software* Matlab R2014b dan *Personal Computer*

Model Non-Linier Gerak Rotasi Quadrotor

Parameter-parameter model quadrotor yang dipakai menggunakan parameter-parameter dari quadrotor OS4 Ecole Polytechnique Federale de Lausanne (EPFL). Penelitian ini, hanya beberapa parameter-parameter dari keseluruhan parameter yang digunakan yang hanya parameter-parameter yang berkaitan dengan gerak rotasi quadrotor yang digunakan. Berikut ini parameter-parameter quadrotor yang akan digunakan:

Tabel 1. Parameter quadrotor OS4 EPFL yang digunakan

Parameter	Nilai	Keterangan
I_x	0.006228 $kg.m^2$	Momen inersia pada sumbu x
I_y	0.006228 $kg.m^2$	Momen inersia pada sumbu y
I_z	0.01121 $kg.m^2$	Momen inersia pada sumbu z
J_r	0.0000601 $kg.m^2$	Rotor inersia
g	9.806 m/s^2	Percepatan gravitasi
p	4	Jumlah rotor
l	0.232 m	Jarak horizontal pusat baling-baling dengan pusat gravitasi quadrotor
b	3.13E - 5 $N.s^2$	Faktor trust saat quadrotor melayang
d	7.5E - 7 $Nm.s^2$	Faktor drag saat quadrotor melayang
slo	2.7542	Konstanta slope dari kurva linier $\Omega = f(\text{bin})$, kurva konversi dari Ω (rad/det) ke dalam bentuk binary <i>setpoint</i> rotor
shi	3.627	Konstanta shift dari kurva linier $\Omega = f(\text{bin})$, kurva konversi dari Ω (rad/det) ke dalam bentuk binary <i>setpoint</i> rotor

Model simulasi non linier gerak rotasi quadrotor dibuat berdasarkan persamaan gerak rotasi quadrotor pada persamaan berikut:

$$\dot{X} = f(X, U) = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta}\psi a_1 + \dot{\theta}c_1\Omega_r + b_1U_2 \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi}\psi a_2 - \dot{\phi}c_2\Omega_r + b_2U_3 \\ \dot{\psi} \\ \dot{\phi}\dot{\theta}a_3 + b_3U_4 \end{bmatrix} \quad (1)$$

Variabel keadaan persamaan gerak rotasi quadrotor berupa sudut roll, pitch dan yaw, serta kecepatan sudut roll, pitch dan yaw $[\phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi}]^T$.

Di mana:

$$a_1 = \left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right) \quad a_3 = \left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right)$$

$$a_2 = \left(\frac{I_z - I_x}{I_y}\right) \quad b_1 = \frac{l}{I_x}$$

$$b_2 = \frac{l}{I_y} \qquad b_3 = \frac{1}{I_z}$$

$$c_1 = \frac{J_r}{I_x} \qquad c_2 = \frac{J_r}{I_y}$$

Quadrotor mempunyai empat aktuator yang masing-masing berupa motor BLDC (*Brushless direct current*) dengan sebuah *one-stage gearbox* dan baling-baling. Aktuator dimodelkan dalam bentuk orde satu dengan *dead time* seperti pada persamaan berikut

$$e^{-\theta s} \left(\frac{K_p}{\tau s + 1} \right) \quad (2)$$

Di mana:

- K_p : gain rotor
 τ : konstanta waktu (*time constant*)
 θ : waktu tunda (*dead time* atau *delay time*)

Berikut ini parameter model aktuator yang digunakan dalam simulasi:

Gain rotor (K_p)	: 0.936
Konstanta waktu (<i>time constant</i> τ)	: 0.11325
Waktu tunda (<i>dead time</i> atau <i>delay time</i> θ)	: 0.02545

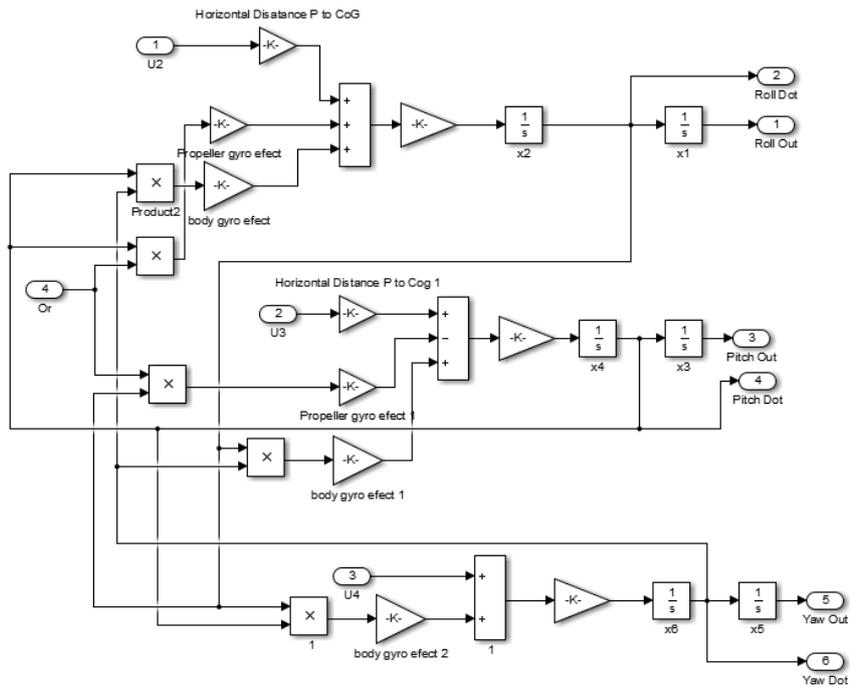
Dianggap keempat aktuator mempunyai spesifikasi yang sama, dengan memasukan nilai parameter-parameter model aktuator didapat model keempat rotornya adalah:

$$r_{1234} = e^{-0.02545s} \left(\frac{0.936}{0.11325s+1} \right) \quad (3)$$

Karena masukan kecepatan rotor yang dipakai rotor dalam bentuk binary *setpoint*, sedangkan satuan kecepatan rotor yang dipakai model dinamik quadrotor dalam bentuk omega Ω (rad/sec), maka perlu adanya konversi. Persamaan konversi menggunakan parameter *slo* dan *shi*, berikut ini persamaan konversinya:

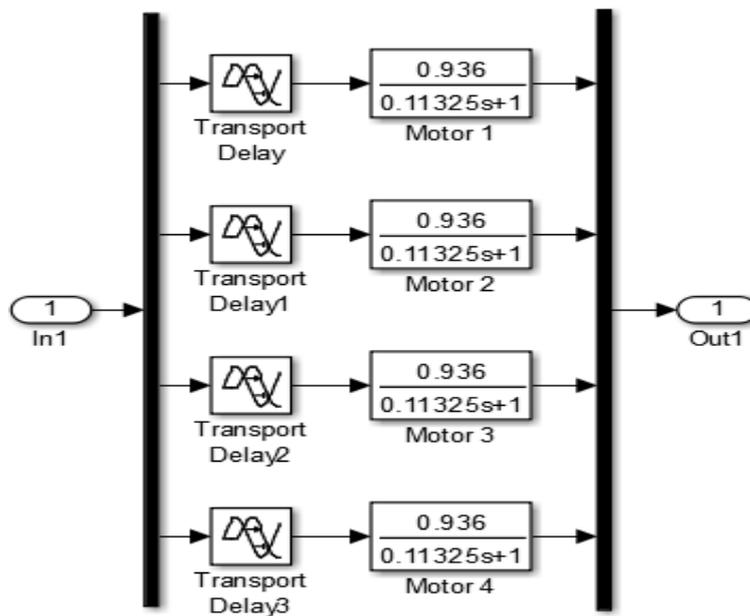
$$\text{binari setpoint rotor} = (\Omega + shi)/slo. \quad (4)$$

Gambar 1. merupakan blok simulasi model non linier gerak rotasi quadrotor yang dibuat berdasarkan persamaan gerak rotasi quadrotor dengan enam keluaran, yaitu sudut roll, pitch dan yaw serta kecepatan sudut roll, pitch dan yaw. **Gambar 2** merupakan blok simulasi dari aktuator quadrotor yang dibuat berdasarkan persamaan (3) dan **Gambar 3** merupakan blok simulasi rotor yang telah menggunakan konversi satuan pada masukan dan keluarannya.

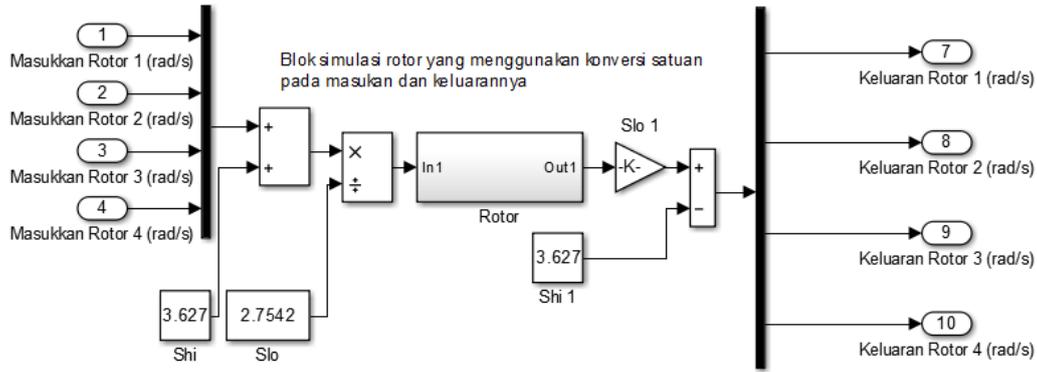


Gambar 1. Model simulasi non linier gerak rotasi quadrotor [3].

Model rotor sebagai aktuator (konversi)



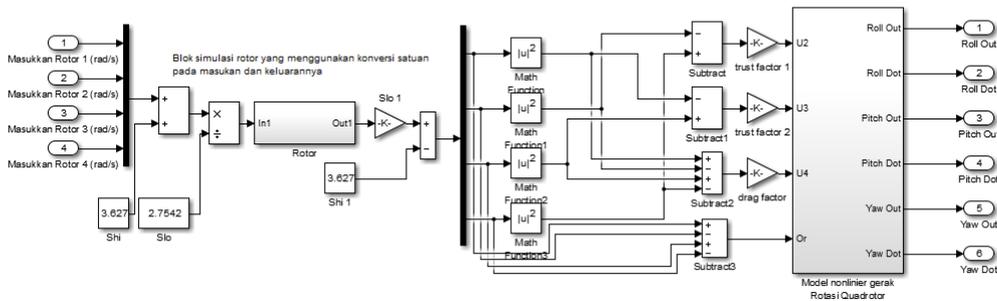
Gambar 2. Model rotor sebagai aktuator [3].



Gambar 3 Blok simulasi rotor yang menggunakan konversi satuan pada masukan dan keluarannya [3].

Model non-linier gerak rotasi quadrotor yang akan dikendalikan dengan kendali LQG adalah model non linier gerak rotasi quadrotor yang dilengkapi dengan aktuator. Dalam model ini ada empat masukan yang berupa kecepatan putar Ω dari masing-masing rotor (aktuator quadrotor) dan enam keluaran berupa sudut hasil gerak rotasi, yaitu sudut roll (ϕ), sudut pitch (θ) dan sudut yaw (ψ) serta kecepatan sudut roll ($\dot{\phi}$), kecepatan sudut pitch ($\dot{\theta}$) dan kecepatan sudut yaw ($\dot{\psi}$) Gambar 4 merupakan blok simulasi model non-linier gerak rotasi quadrotor yang sudah dilengkapi dengan aktuator.

Model Simulasi non Linier gerak rotasi quadrotor dengan model Aktuator



Gambar 4 Model simulasi non linier gerak rotasi quadrotor dengan model aktuator [3].

Model Linier Gerak Rotasi Quadrotor

Linierisasi dilakukan untuk mendapatkan model linier yang dapat mewakili model non-linier gerak rotasi quadrotor. Model linier hasil linierisasi ini kemudian yang akan dipakai dalam mendesain sistem kendali LQG. Dalam linierisasi ini model gerak rotasi dengan model aktuator digabung dalam satu model seperti pada Gambar 4. Linierisasi dilakukan dengan bantuan fasilitas yang ada dalam MatLab/Simulink pada titik kesetimbangan sistem gerak rotasi quadrotor, dengan variabel keadaannya adalah:

$$[\phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi} \ r_1 \ r_2 \ r_3 \ r_4]^T \tag{5}$$

r_{1234} : merupakan rotor 1, 2, 3 dan 4. Masukannya berupa kecepatan keempat rotor $[\Omega_1 \ \Omega_2 \ \Omega_3 \ \Omega_4]^T$ dan keluarannya berupa sudut roll, kecepatan sudut roll, sudut pitch, kecepatan sudut pitch, sudut yaw dan kecepatan sudut yaw $[\phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi}]^T$. Hasil linierisasi dibuat dalam bentuk model ruang keadaan.

Titik kesetimbangan sistem gerak operasi dicari terlebih dahulu sebelum melinierisasi model non-linier gerak rotasi quadrotor. Titik kesetimbangan sistem gerak rotasi didapat ketika quadrotor dalam posisi melayang stabil atau total gaya *trust* sama dengan gaya ke bawah atau massa quadrotor dikalikan kecepatan gravitasi ($T_i = mg$). Gaya *trust* diasumsikan nilainya

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.3631 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.3631 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.3631 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.3631 \end{bmatrix} \quad C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$X = [\phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi} \ r_1 \ r_2 \ r_3 \ r_4]^T$$

$$Y = [\phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi}]^T$$

$$U = [\Omega_1 \ \Omega_2 \ \Omega_3 \ \Omega_4]^T$$

Kestabilan model gerak rotasi quadrotor dilihat dari nilai eigen matriks A. Nilai eigen dari matriks A adalah:

$$[0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ -8.83 \ -8.83 \ -8.83 \ -8.83]^T$$

Perancangan Kendali LQG Untuk Gerak Rotasi Quadrotor

Gain feedback regulator (K) kendali LQG untuk model gerak rotasi quadrotor.

Dalam mencari gain regulator (K), ditentukan terlebih dahulu besarnya matriks pembobot Q dan R, serta mencari nilai P yang merupakan solusi dari persamaan aljabar Ricatti pada persamaan

$$0 = A'P + PA + C'QC - (PB + C'QD)(D'QD + R)^{-1}(B'P + D'QC) \quad (7)$$

Matriks Q dan R dicari dengan mencoba-coba nilai matriks Q dan R (*trial and error*) sampai didapat kinerja gain regulator (K) yang sesuai dengan yang diinginkan. Matriks pembobot Q dan R dalam perancangan kendali LQG untuk model gerak rotasi quadrotor dalam penelitian ini ditentukan sebesar:

$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 70 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 70 \end{bmatrix} \quad R = \begin{bmatrix} 0.0000625 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.0000625 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0000625 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.0000625 \end{bmatrix}$$

Besarnya nilai matriks P dicari dengan bantuan perintah Simulink/MatLab untuk menyelesaikan persamaan aljabar Ricatti pada persamaan (7) Perintah Simulink/MatLab yang bisa digunakan adalah:

$$P = \text{are}(A, B * \text{inv}(R) * B', C' * Q * C);$$

Gain feedback regulator (K) didapat dengan memasukan nilai R, B dan P ke dalam persamaan (8). Perintah Simulink/MatLab yang bisa digunakan untuk mencari gain feedback regulator (K) adalah:

$$K = \text{inv}(R) * B' * P; \quad (8)$$

Estimator/observer kendali LQG untuk model gerak rotasi quadrotor.

Matriks gain estimator/gain kalman (L) adalah matriks yang perlu didesain dalam perancangan kendali LQG. Untuk mendapatkan gain estimator/gain kalman (L) sebelumnya harus ditentukan terlebih dahulu S_v , S_w dan B_w agar solusi Z dari persamaan aljabar Ricatti pada persamaan dapat dihitung dari persamaan berikut

$$0 = AZ + ZA' + B_w S_w B_w' - ZC' S_v^{-1} CZ. \quad (9)$$

Penentuan matriks S_v dan S_w harus mempertimbangkan pengaruh besarnya matriks S_v dan S_w terhadap nilai dari matriks gain estimator/gain kalman (L) agar didapatkan variabel keadaan hasil estimasi (\hat{x}) yang sama atau mendekati variabel keadaan yang sebenarnya (x). Pada penelitian ini *Spectral density* dari *noise* S_v untuk roll dan pitch ditentukan sebesar $0.05 \text{ rad}^2/\text{Hz}$, untuk kecepatan sudut roll dan pitch ditentukan sebesar $0.05 (\text{rad}/\text{sec})^2/\text{Hz}$,

sedangkan S_v untuk yaw sebesar 0.0005 rad/Hz dan kecepatan sudut yaw ditentukan sebesar $0.0005 (\text{rad/sec})^2/\text{Hz}$. *Spectral density* dari semua *disturbance* S_w ditentukan sebesar $1 \text{ rad}^2/\text{Hz}$.

Dengan bantuan perintah Simulink/MatLab didapat solusi aljabar Ricatti Z pada persamaan (9). Perintah Simulink/MatLab yang bisa digunakan untuk mencari matriks Z adalah:

$$Z = \text{are}(A', C' * \text{pinv}(S_v) * C, B_w * S_w * B_w'); \quad (10)$$

Matriks gain estimator/gain kalman (L) didapat dengan memasukan nilai matriks C, Z dan S_v ke dalam persamaan 10. Perintah Simulink/MatLab yang bisa digunakan untuk mencari gain estimator/gain kalman (L) adalah:

$$L = Z * C' * \text{pinv}(S_v); \quad (11)$$

Pre-kompensator (K_{pre}) kendali LQG untuk model gerak rotasi quadrotor.

Pre-kompensator didapat dengan memasukan nilai matriks A, B, C, K dan L kedalam persamaan berikut:

$$y(s) = Cx(s) \quad (12)$$

. Matriks pre-kompensator didapat dengan menghitung terlebih dahulu gain frekuensi rendah sistem loop tertutup (M) kendali LQG, persamaan gain frekuensi rendah sistem loop tertutup pada persamaan berikut:

$$G(s) = \frac{y(s)}{r(s)} \quad (13)$$

dicari dengan bantuan perintah Simulink/MatLab. Perintah Simulink/MatLab yang bias digunakan untuk mencari matriks gain frekuensi rendah sistem loop tertutup (M) adalah:

$$M = C * \text{inv}(-A + B * K * \text{inv}(-A + L * C + B * K) * L * C) * B; \quad (14)$$

Matriks pre-kompensator (K_{pre}) besarnya adalah $1/M$ dan perintah Simulink/MatLab yang bias digunakan untuk mencari matriks pre-kompensator (K_{pre}) adalah:

$$K_{pre} = \text{pinv}(M); \quad (15)$$

Karena hanya tiga masukan refrensi yang dipakai yaitu sudut roll, pitch dan yaw, maka gain kompensator untuk enam masukan refrensi yang didapat diubah dahulu dengan menggunakan perintah Simulink/MatLab:

$$K_m = [K_{pre}(:, 1) \quad K_{pre}(:, 3) \quad K_{pre}(:, 5)] \quad (16)$$

Kestabilan Kendali LQG untuk Model Gerak Rotasi Quadrotor.

Kestabilan loop tertutup kendali LQG dapat diamat dengan mencari nilai eigen dari persamaan diatas. Nilai eigen pada persamaan diatas merupakan gabungan dari nilai eigen dinamika *feedback* regulator ($A - BK$) dan nilai eigen dari dinamika estimator ($A - LC$). Nilai eigen dicari dengan bantuan perintah Simulink/MatLab. Perintah Simulink/MatLab yang bias digunakan untuk mencari nilai eigen *feedback* regulator dan nilai eigen estimator adalah:

$$\begin{aligned} \text{eigen_regulator} &= \text{eig}(A - B * K) \\ \text{eigen_estimator} &= \text{eig}(A - L * C) \end{aligned}$$



Gambar 5. Diagram Alir Penelitian

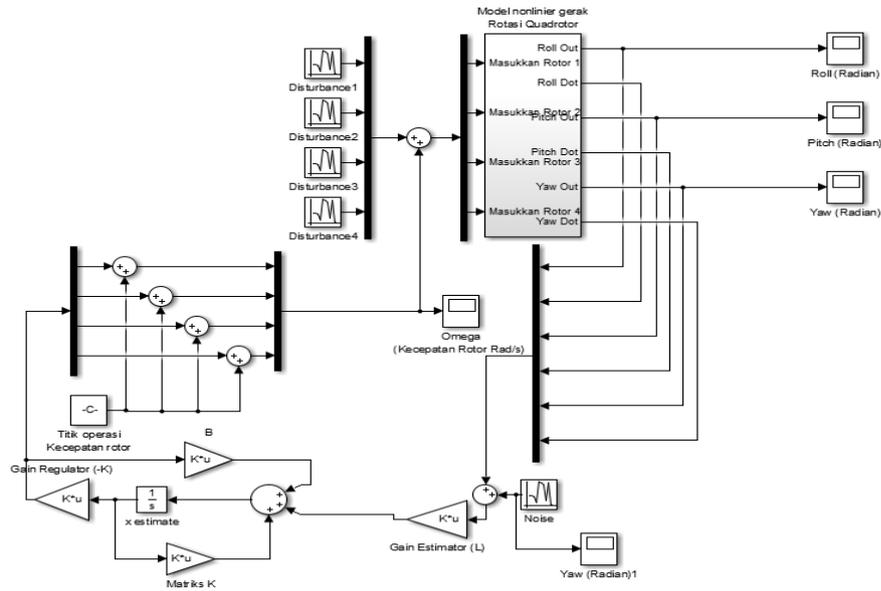
HASIL DAN PEMBAHASAN

Pengujian kinerja kendali LQG dalam menstabilkan sudut gerak rotasi quadrotor

Pada pengujian ini digunakan kondisi awal pada masing-masing sudut ditentukan dalam beberapa keadaan yaitu:

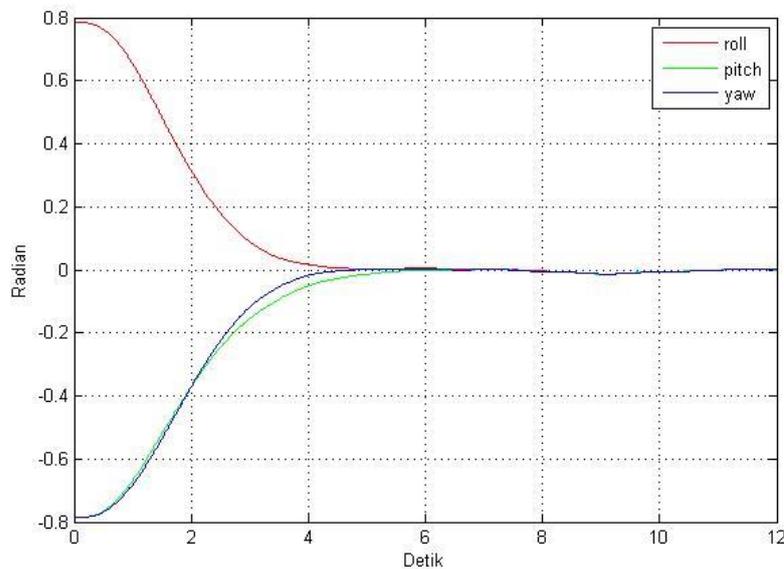
- sebesar $\frac{\pi}{4}$ radian untuk sudut roll dan $-\frac{\pi}{4}$ radian untuk sudut pitch dan yaw.
- sebesar $-\frac{\pi}{4}$ radian untuk sudut roll dan $\frac{\pi}{4}$ radian untuk sudut pitch dan yaw.
- sebesar $\frac{\pi}{8}$ radian untuk sudut roll dan $-\frac{\pi}{8}$ radian untuk sudut pitch dan yaw.
- sebesar $-\frac{\pi}{8}$ radian untuk sudut roll dan $\frac{\pi}{8}$ radian untuk sudut pitch dan yaw.

Noise yang diberikan pada sudut roll dan pitch kendali LQG berupa sinyal random dengan variance 0.0005 radian. Disturbance yang diberikan pada kendali LQG berupa sinyal random dengan variance 1 radian/detik. Besarnya noise dan disturbance yang diberikan pada kendali LQG disesuaikan dengan matriks S_v dan S_w yang digunakan pada perancangan estimator. Gambar 5.1 merupakan gambar blok simulasi kendali LQG untuk model gerak rotasi quadrotor tanpa masukan refrensi (*setpoint*) yang akan digunakan dalam simulasi. Hasil simulasi penstabilan sudut roll, pitch dan yaw masing-masing ditunjukkan pada Gambar 7, Gambar 8, Gambar 9 dan Gambar 10.



Gambar 6. Blok simulasi kendali LQG gerak rotasi quadrotor tanpa masukan referensi/setpoint [3].

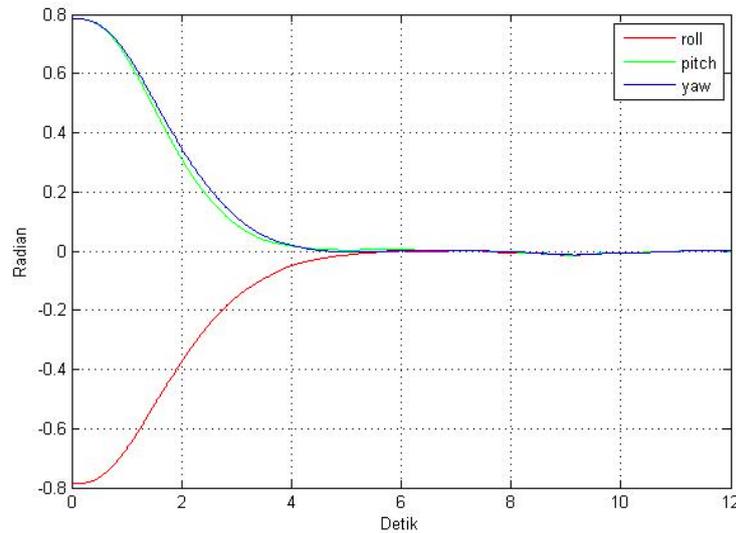
- a) Kondisi awal sebesar sebesar $\frac{\pi}{4}$ radian untuk sudut roll dan $-\frac{\pi}{4}$ radian untuk sudut pitch dan yaw



Gambar 7. Stabilisasi sudut roll, pitch dan yaw pada kondisi awal $\frac{\pi}{4}$ radian untuk sudut roll dan $-\frac{\pi}{4}$ radian untuk sudut pitch dan yaw.

Hasil simulasi pada Gambar 7. menunjukkan perbedaan waktu dari setiap sudut untuk mencapai titik kestabilannya. Sudut roll membutuhkan waktu sekitar 5 detik untuk mencapai titik kestabilannya. Sudut pitch membutuhkan waktu sekitar 6 detik untuk mencapai titik kestabilannya, dan sudut yaw membutuhkan waktu sekitar 5 detik untuk mencapai titik kestabilannya.

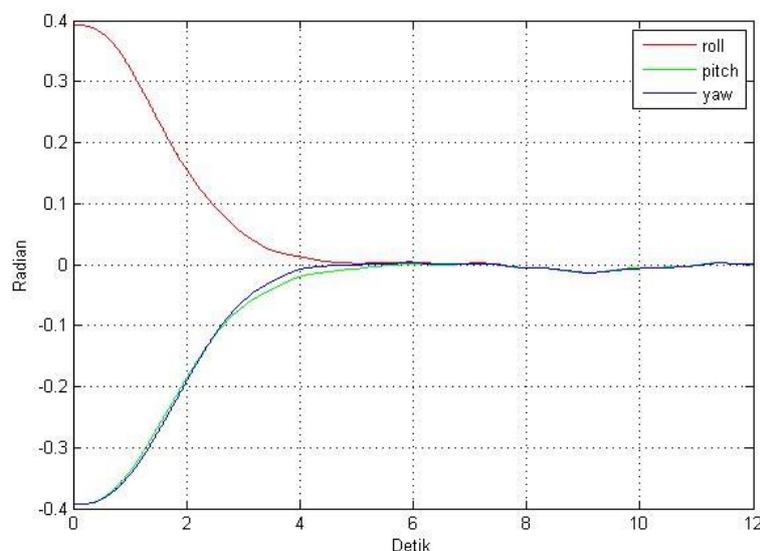
- b) Kondisi awal sebesar $-\frac{\pi}{4}$ radian untuk sudut roll dan $\frac{\pi}{4}$ radian untuk sudut pitch dan yaw



Gambar 8. Stabilisasi sudut roll, pitch dan yaw pada kondisi awal $-\frac{\pi}{4}$ radian untuk sudut roll dan $\frac{\pi}{4}$ radian untuk sudut pitch dan yaw.

Hasil simulasi pada Gambar 8. menunjukkan perbedaan waktu dari setiap sudut untuk mencapai titik kestabilannya. Sudut roll membutuhkan waktu sekitar 6 detik untuk mencapai titik kestabilannya. Sudut pitch membutuhkan waktu sekitar 5 detik untuk mencapai titik kestabilannya, dan sudut yaw membutuhkan waktu sekitar 5 detik untuk mencapai titik kestabilannya.

- c) Kondisi awal sebesar $\frac{\pi}{8}$ radian untuk sudut roll dan $-\frac{\pi}{8}$ radian untuk sudut pitch dan yaw

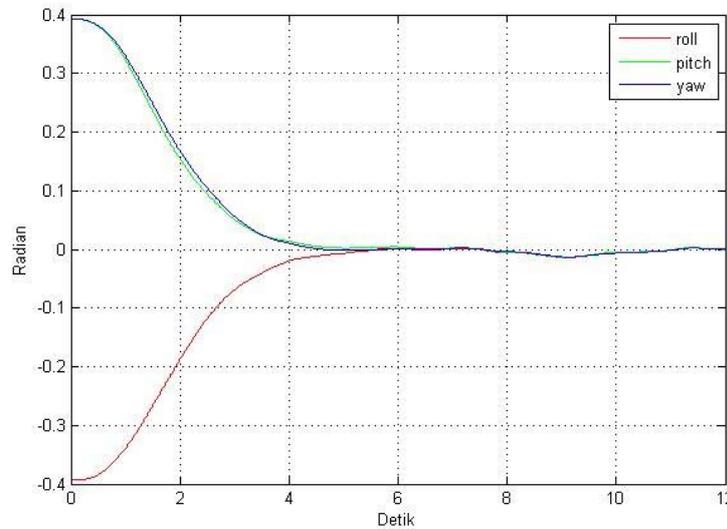


Gambar 9. Stabilisasi sudut roll, pitch dan yaw pada kondisi awal $\frac{\pi}{8}$ radian untuk sudut roll dan $-\frac{\pi}{8}$ radian untuk sudut pitch dan yaw.

Hasil simulasi pada Gambar 9. menunjukkan perbedaan waktu dari setiap sudut untuk mencapai titik kestabilannya. Sudut roll membutuhkan waktu sekitar 5 detik untuk mencapai titik

kestabilannya. Sudut pitch membutuhkan waktu sekitar 6 detik untuk mencapai titik kestabilannya, dan sudut yaw membutuhkan waktu sekitar 5 detik untuk mencapai titik kestabilannya.

d) Kondisi awal sebesar $-\frac{\pi}{8}$ radian untuk sudut roll dan $\frac{\pi}{8}$ radian untuk sudut pitch dan yaw



Gambar 10. Stabilisasi sudut roll, pitch dan yaw pada kondisi awal $-\frac{\pi}{8}$ radian untuk sudut roll dan $\frac{\pi}{8}$ radian untuk sudut pitch dan yaw.

Hasil simulasi pada Gambar 5.5 menunjukkan perbedaan waktu dari setiap sudut untuk mencapai titik kestabilannya. Sudut roll membutuhkan waktu sekitar 6 detik untuk mencapai titik kestabilannya. Sudut pitch membutuhkan waktu sekitar 5 detik untuk mencapai titik kestabilannya, dan sudut yaw membutuhkan waktu sekitar 5 detik untuk mencapai titik kestabilannya.

KESIMPULAN

Dari penelitian yang telah dilakukan, kesimpulan yang didapatkan adalah program simulasi stabilisasi sudut gerak rotasi quadrotor dengan kendali LQG berjalan dengan baik dan pemilihan matriks bobot Q dan R yang digunakan sebesar:

$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 70 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 70 \end{bmatrix} \quad R = \begin{bmatrix} 0.0000625 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.0000625 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0000625 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.0000625 \end{bmatrix}$$

Dengan matriks ini, kendali LQG yang dirancang mampu menstabilkan sudut roll, pitch dan yaw model gerak rotasi quadrotor dengan enam keluaran. Sedangkan hasil simulasi stabilisasi sudut gerak rotasi quadrotor kendali LQG yang telah dirancang menunjukkan hasil yang cukup baik. Yaitu sebagai berikut:

Tabel 2. Nilai Kestabilan tiap-tiap sudut pada kondisi awal yang berbeda

Kondisi Awal	Waktu Stabil Sudut Roll	Waktu Stabil Sudut Pitch	Waktu Stabil Sudut Yaw
$\pi/4$ radian untuk sudut roll	± 5 detik	± 6 detik	± 5 detik
$-\pi/4$ radian untuk sudut pitch dan yaw.			
$-\pi/4$ radian untuk sudut roll	± 6 detik	± 5 detik	± 5 detik
$\pi/4$ radian untuk sudut pitch dan yaw.			
$\pi/8$ radian untuk sudut roll	± 5 detik	± 6 detik	± 5 detik
$-\pi/8$ radian untuk sudut pitch dan yaw.			
$-\pi/8$ radian untuk sudut roll	± 6 detik	± 5 detik	± 5 detik
$\pi/8$ radian untuk sudut pitch dan yaw.			

REFERENSI

- [1] Bouabdallah, Samir, *design and control of quadrotors with application to autonomous flying*, Ecole Polytechnique de Lausanne (EPFL), Lausanne 2007
- [2] Bouabdallah, S., Noth, A., dan Siegewart, R., *PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor*. Autonomous System Laboratory Swiss Federal Institute of Technology Lausanne, Switzerland.
- [3] Supriyono., *Perancangan dan Simulasi Pengendalian Sistem Gerak Rotasi Quadrotor Menggunakan Linear Quadratic Gaussian (LQG)*. Tesis. Fakultas Teknik Universitas Indonesia: Jakarta 2011
- [4] Arrosida, Hanum., *Perancangan Metode Kontrol LQR (Linear Quadratic Regulator) Sebagai Solusi Optimal Pengendalian Gerak Quadrotor*. Politeknik Negeri Madiun: Surabaya 2016
- [5] Saputra, Oka Danil., Triwiyatno, Aris., dan Setiyono, Budi., *Pemodelan dan Simulasi Roll, Pitch dan Yaw pada Quadrotor*. Fakultas Teknik Universitas Diponegoro: Semarang
- [6] D. Schmidt, Michael., *Simulation and Control of Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle*, Master Thesis, University of Kentucky, 2011
- [7] D. Budi, Suyanto., *Disain Kontrol Kestabilan Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles Pada Kondisi Hover*, Tugas Akhir, Universitas Diponegoro, 2011
- [8] Boston Dynamics. 2017. "Boston Dynamics' Latest Humanoid Robot Can Jump and Backflip Better Than You". Interesting Engineering, 16 November 2017 (<https://interestingengineering.com/saudi-arabia-actually-grants-citizenship-to-a-humanoid-robot>) diakses pada tanggal 4 September 2019.
- [9] Boston Dynamics, Atlas (<https://www.bostondynamics.com/atlas>) diakses pada tanggal 4 September 2019.
- [10] Ackerman, E dan Erico Guizzo., "The Next Generation of Boston Dynamics' ATLAS Robot Is Quiet, Robust, and tether free", IEEE Spectrum 24 Februari 2016 (<https://spectrum.ieee.org/automaton/robotics/humanoids/next-generation-of-boston-dynamics-atlas-robot>) diakses pada tanggal 4 September 2019.
- [11] Bouabdallah, S., Becker, M., De Perrots, V., dan Siegewart, R., *Toward Obstacle Avoidance on Quadrotors*, Proceedings of the XII International Symposium on Dynamic Problems of Mechanics (DINAME 2007), Brazil, 26 Februari - 2 Maret, 2007.
- [12] Susanto, Erwin., Wibawa, Prasetya Dwi., Wibowo, Agung Surya., dan Ekaputri, Cahyantari., *Pengantar Kontrol Maju*. Fakultas Teknik Elektro Universitas Telkom: 2015