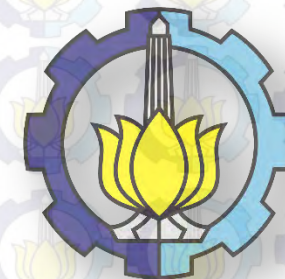


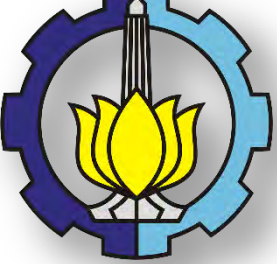
TRAJECTORY TRACKING GERAK CRUISE PADA QUADCOPTER MENGGUNAKAN METODE LINEAR QUADRATIC TRACKING

Mohammad Faizal Shultoni
22 12 100 190

Dosen Pembimbing:
Ir. Rusdhianto Effendie A.K., MT
Eka Iskandar, ST., MT.

JURUSAN TEKNIK ELEKTRO
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
2016





OUTLINE

PENDAHULUAN

PERANCANGAN SISTEM

HASIL DAN ANALISIS

PENUTUP



LATAR
BELAKANG

PERMASALAHAN

BATASAN
MASALAH

TUJUAN

PENDAHULUAN

PERANCANGAN
SISTEM

HASIL DAN
ANALISIS

PENUTUP

- UAV dimanfaatkan untuk keperluan sipil ataupun militer
- Quadcopter merupakan jenis UAV *rotorcraft*
- Quadcopter memiliki 2 gerakan, yaitu gerak rotasi dan gerak translasi
- Gerak translasi terdiri dari gerak lateral dan gerak longitudinal



LATAR
BELAKANG

PERMASALAHAN

BATASAN
MASALAH

TUJUAN

PENDAHULUAN

PERANCANGAN
SISTEM

HASIL DAN
ANALISIS

PENUTUP

- Quadcopter dituntut agar dapat terbang mengikuti tracking yang telah ditentukan dengan error simpangan yang kecil
- Gerak cruise merupakan gerak quadcopter yang bermanuver pada sumbu X, Y
- Sistem *non-linear* dan memiliki kestabilan yang rendah



LATAR
BELAKANG

PERMASALAHAN

BATASAN
MASALAH

TUJUAN

PENDAHULUAN

PERANCANGAN
SISTEM

HASIL DAN
ANALISIS

PENUTUP

- UAV yang digunakan merupakan quadcopter rakitan yang berada di B204 Teknik Elektro ITS
- Konfigurasi frame berbentuk *Plus (+)*
- Pengendalian pada gerak *cruise* sumbu X dan Y menggunakan LQT
- Pengendalian pada gerak rotasi *roll, pitch, dan yaw* menggunakan PID
- *Tuning* parameter PID dilakukan dengan cara *procedural method*, sedangkan *tuning* LQT dilakukan dengan cara *try and error*



LATAR
BELAKANG

PERMASALAHAN

BATASAN
MASALAH

TUJUAN

PENDAHULUAN

PERANCANGAN
SISTEM

HASIL DAN
ANALISIS

PENUTUP

Merancang kontroler LQT dengan cara *try and error* sehingga quadcopter mampu terbang dengan stabil dan mengikuti lintasan tracking yang telah ditentukan, yaitu lintasan berbentuk lingkaran dan segi empat



STRUKTUR SISTEM

MODEL MATEMATIKA

PID

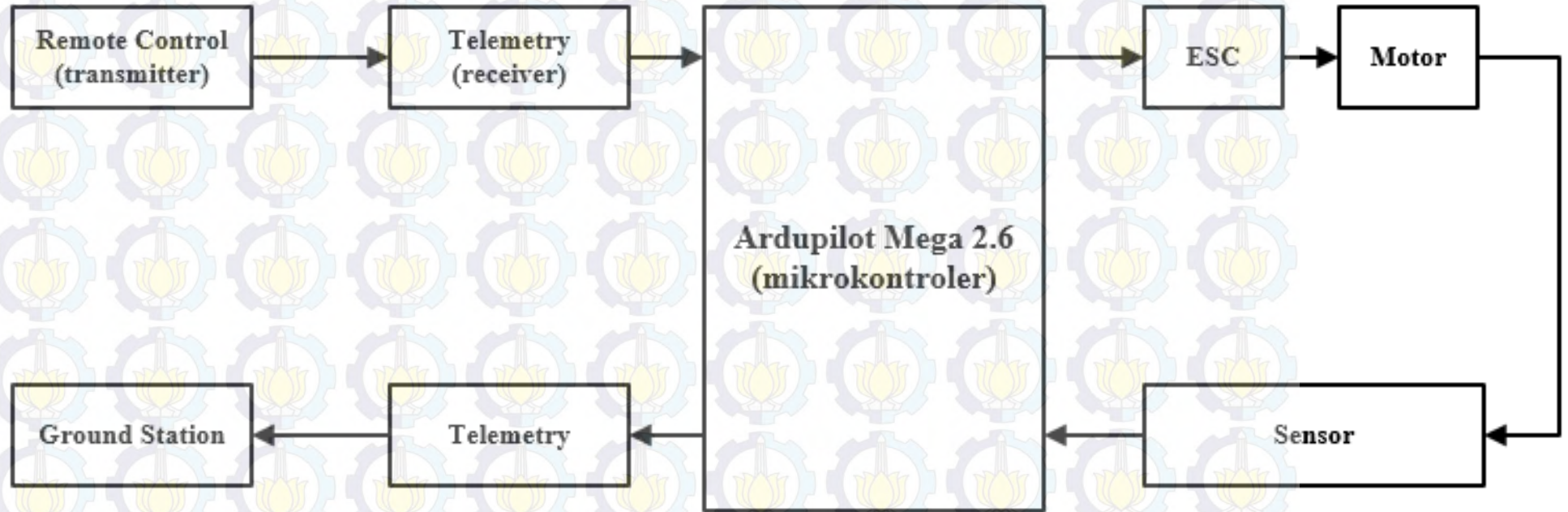
LQT

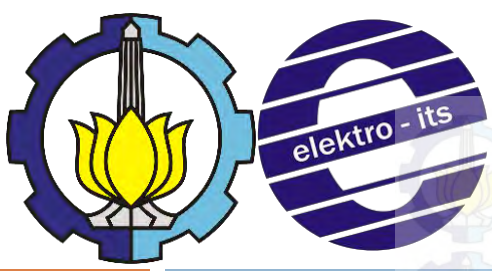
PENDAHULUAN

PERANCANGAN SISTEM

HASIL DAN ANALISIS

PENUTUP





PENDAHULUAN

PERANCANGAN
SISTEMHASIL DAN
ANALISIS

PENUTUP

Model Translasi dan Model Rotasi Quadcopter

$$\left\{ \begin{aligned} \ddot{X} &= \frac{U_1}{m} (\cos \Psi \sin \theta \cos \phi + \sin \Psi \sin \phi) \\ \ddot{Y} &= \frac{U_1}{m} (\sin \Psi \sin \theta \cos \phi - \cos \Psi \sin \phi) \\ \ddot{Z} &= -g + \frac{U_1}{m} (\cos \theta \cos \phi) \\ \dot{p} &= \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr - \frac{I_{TP}}{I_{xx}} q\Omega + \frac{U_2}{I_{xx}} \\ \dot{q} &= \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr + \frac{I_{TP}}{I_{yy}} q\Omega + \frac{U_3}{I_{yy}} \\ \dot{r} &= \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq + \frac{U_4}{I_{zz}} \end{aligned} \right. \quad (1)$$

 X : Posisi Sumbu X Y : Posisi Sumbu Y Z : Posisi Sumbu Z p : Kecepatan Sudut Roll q : Kecepatan Sudut Pitch r : Kecepatan Sudut Yaw U_1 : Gaya Thrust U_2 : Torsi Roll U_3 : Torsi Pitch U_4 : Torsi Yaw I_{xx} : Momen Inersia Frame Sumbu X I_{yy} : Momen Inersia Frame Sumbu Y I_{zz} : Momen Inersia Frame Sumbu Z I_{TP} : Momen Inersia Propeller



Hubungan Kecepatan Motor dengan Sinyal Kontrol Quadcopter

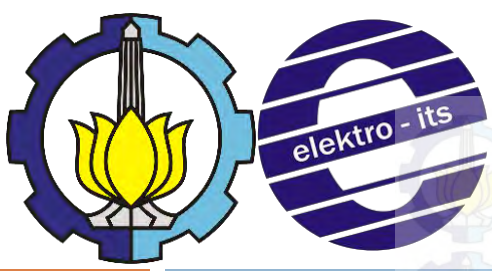
PENDAHULUAN

PERANCANGAN
SISTEMHASIL DAN
ANALISIS

PENUTUP

$$\begin{cases} U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = bl(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\ U_3 = bl(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \\ U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \end{cases} \quad (2)$$

b : Konstanta *Thrust*
 d : Konstanta *Drag*
 Ω : Kecepatan Motor



STRUKTUR
SISTEM

MODEL
MATEMATIKA

PID

LQT

PENDAHULUAN

PERANCANGAN
SISTEM

HASIL DAN
ANALISIS

PENUTUP

Model Matematika Hasil Identifikasi

$$\ddot{X} = \frac{U_1}{1.26} (\cos \Psi \sin \theta \cos \phi + \sin \Psi \sin \phi)$$

$$\ddot{Y} = \frac{U_1}{1.26} (\sin \Psi \sin \theta \cos \phi - \cos \Psi \sin \phi)$$

$$\ddot{Z} = -9.81 + \frac{U_1}{1.26} (\cos \theta \cos \phi)$$

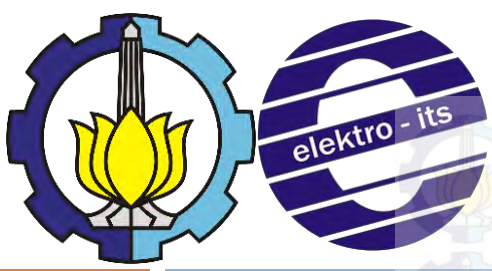
**Model Matematika
Translasi**

$$\dot{p} = -0.5495 qr - 0.00017 q\Omega + 0.2052 U_2$$

$$\dot{q} = 0.1675 pr - 0.0094 p\Omega + 2.955 U_3$$

$$\dot{r} = -2.0257 pq + 0.0954 U_4$$

**Model Matematika
Rotasi**



STRUKTUR
SISTEM

MODEL
MATEMATIKA

PID

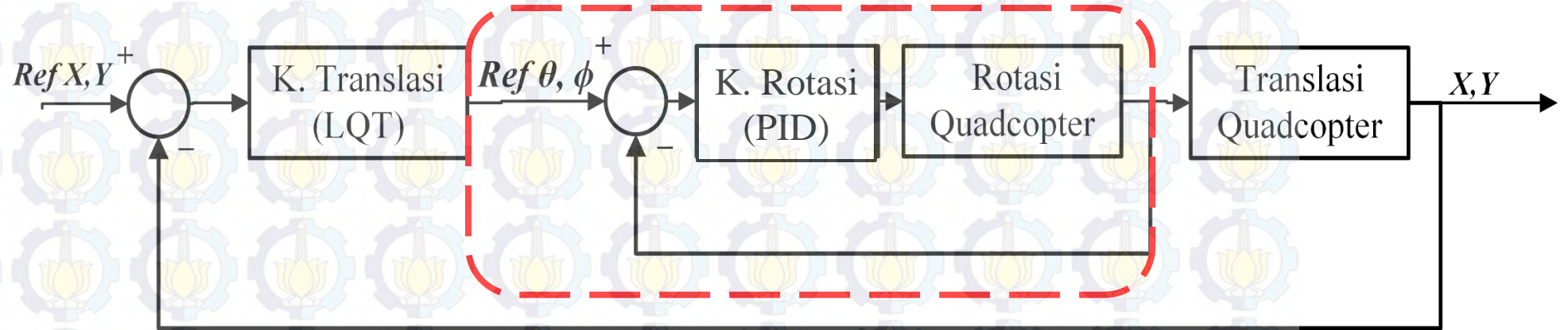
LQT

PENDAHULUAN

PERANCANGAN
SISTEM

HASIL DAN
ANALISIS

PENUTUP



Karakteristik Parameter PID untuk *Tuning* dengan *Procedural Method*

Respon Closed Loop	Rise Time	Overshoot	Settling Time	Steady-State Error
Proportional	Menurunkan	Meningkatkan	Perubahan Kecil	Menurunkan atau Mengurangi
Integral	Menurunkan	Meningkatkan	Meningkatkan	Mengeliminasi
Derivative	Perubahan Kecil	Menurunkan	Menurunkan	Perubahan Kecil



STRUKTUR
SISTEM

MODEL
MATEMATIKA

PID

LQT

PENDAHULUAN

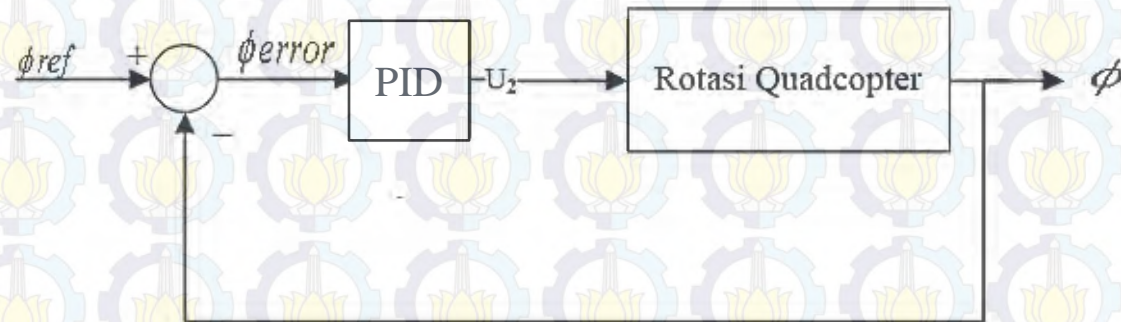
PERANCANGAN
SISTEM

HASIL DAN
ANALISIS

PENUTUP

2. Kontroler PID Sudut *Roll*

$$\ddot{\phi} = -0.5495 q_r - 0.00017 q_\Omega + 0.2052 U_2$$



No	Parameter	Nilai
1	K_p Roll	800
2	K_i Roll	0.01
3	K_d Roll	7000



STRUKTUR
SISTEM

MODEL
MATEMATIKA

PID

LQT

PENDAHULUAN

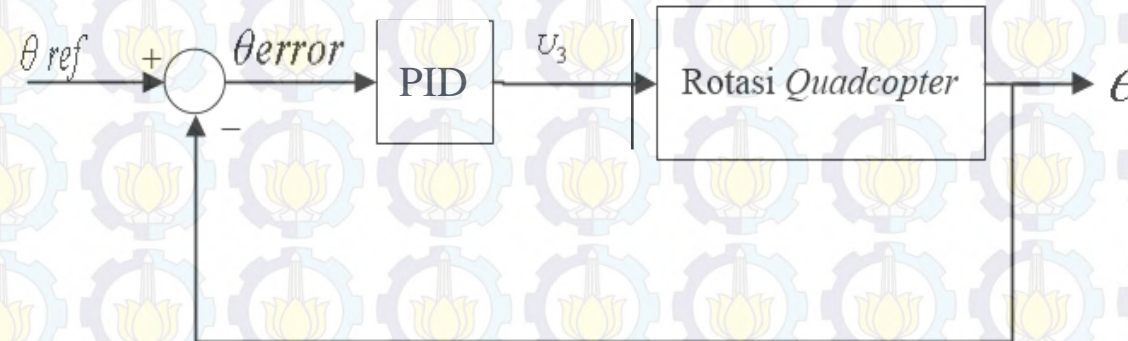
PERANCANGAN
SISTEM

HASIL DAN
ANALISIS

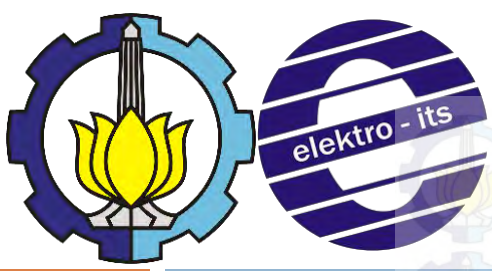
PENUTUP

3. Kontroler PID Sudut *Pitch*

$$\ddot{\theta} = 0.1675 p_r - 0.0094 p_{\Omega} + 2.955 U_3$$



No	Parameter	Nilai
1	K_p <i>Pitch</i>	100
2	K_i <i>Pitch</i>	0.01
3	K_d <i>Pitch</i>	1200



STRUKTUR
SISTEM

MODEL
MATEMATIKA

PID

LQT

PENDAHULUAN

PERANCANGAN
SISTEM

HASIL DAN
ANALISIS

PENUTUP

4. Kontroler PID Sudut *Yaw*

$$\ddot{\psi} = -2.0257 pq + 0.0954 U_4$$

No	Parameter	Nilai
1	$K_p \text{ Yaw}$	50
2	$K_i \text{ Yaw}$	0.0001
3	$K_d \text{ Yaw}$	950



STRUKTUR
SISTEM

MODEL
MATEMATIKA

PID

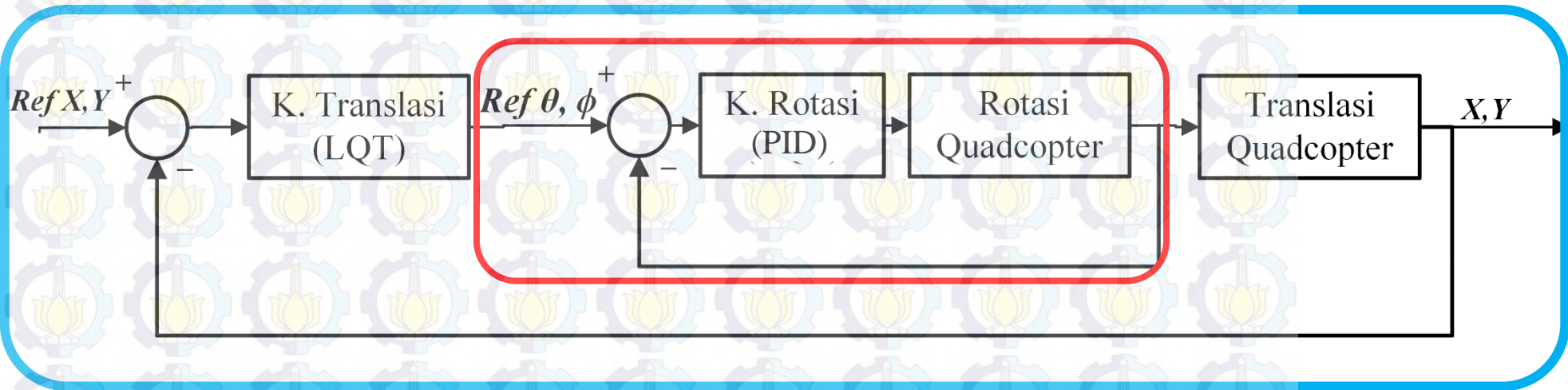
LQT

PENDAHULUAN

PERANCANGAN
SISTEM

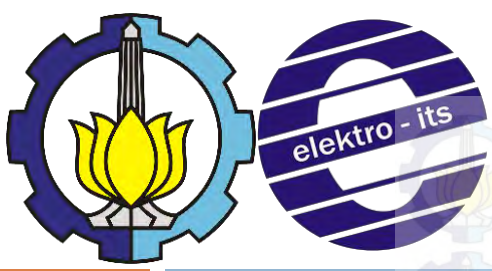
HASIL DAN
ANALISIS

PENUTUP



1. Asumsi quadcopter *rigid*, perubahan sudut *yaw* bernilai sangat kecil.
2. Persamaan gerak translasi quadcopter

$$\ddot{X} = (\sin \theta \cos \phi) \frac{U_1}{1.26} \quad (20) \quad \ddot{Y} = (-\sin \phi) \frac{U_1}{1.26}$$



5. Kontroler LQT Sumbu X

$$\ddot{X} = (\sin \theta \cos \phi) \frac{U_1}{1.26}$$

Untuk menghilangkan efek *nonlinear* sistem maka Persamaan diatas harus dimodifikasi

$$U_x^* = (\sin \theta \cos \phi) \frac{U_1}{1.26}$$

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

Transformasi sinyal kontrol ke θ_{ref}

$$\sin \theta = \frac{(1.26)U_x^*}{U_1 \cos \phi}$$

$$\theta = \arcsin \left(\frac{(1.26)U_x^*}{U_1 \cos \phi} \right)$$

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

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



PENDAHULUAN

PERANCANGAN
SISTEMHASIL DAN
ANALISIS

PENUTUP

6. Kontroler LQT Sumbu Y

$$\ddot{Y} = (-\sin \phi) \frac{U_1}{1.26}$$

Untuk menghilangkan efek *nonlinear* sistem maka Persamaan diatas harus dimodifikasi

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

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

Transformasi sinyal kontrol ke ϕ ref

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

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

$$\begin{bmatrix} \dot{Y} \\ \ddot{Y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y \\ \dot{Y} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \phi$$

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



SIMULASI PENGUJIAN PID DENGAN NILAI K_p BERBEDA

SIMULASI PENGUJIAN LQT PADA LINTASAN LINGKARAN

SIMULASI PENGUJIAN LQT PADA LINTASAN SEGI EMPAT

Sudut *Roll*

PENDAHULUAN

PERANCANGAN SISTEM

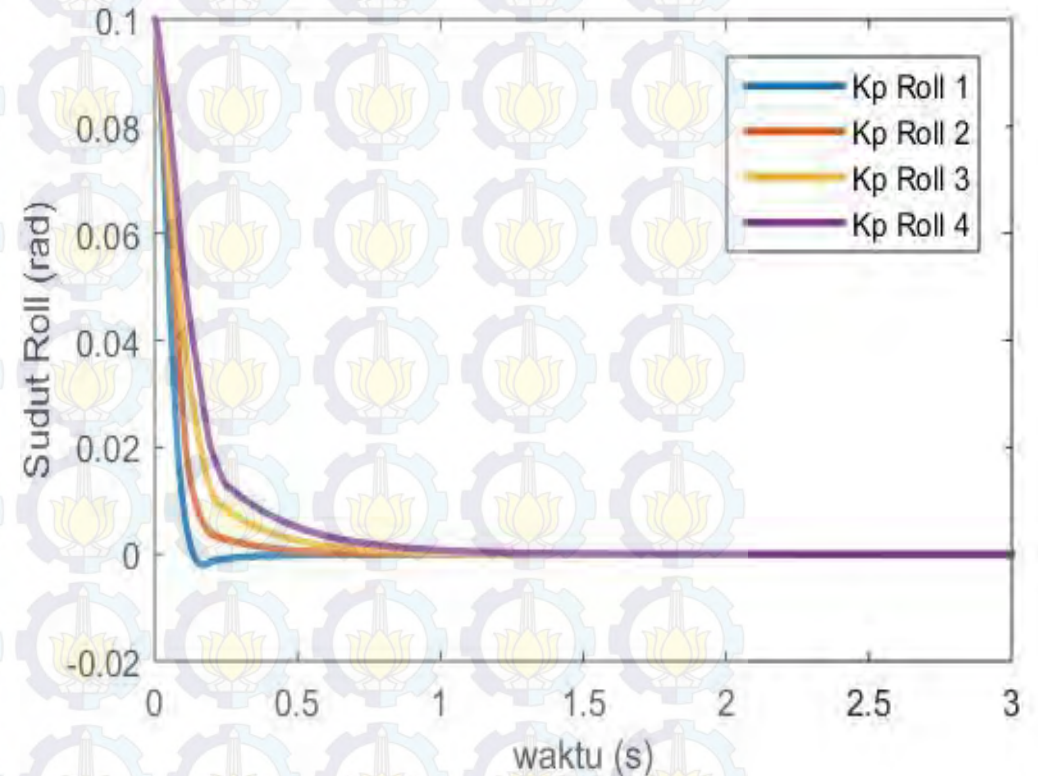
HASIL DAN ANALISIS

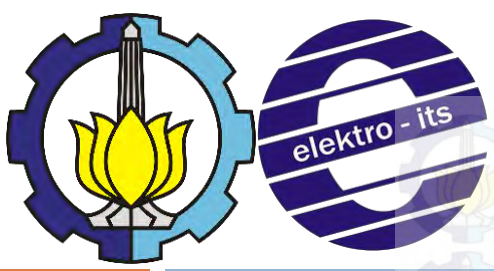
PENUTUP

No	Roll	Nilai K_p
1	K_p Roll 1	800
2	K_p Roll 2	600
3	K_p Roll 3	500
4	K_p Roll 4	400

Variasi K_p	Time Constant (s)	Settling Time (s)	Rise Time (s)
KP Roll 1	0,13	0,39	0,38
KP Roll 2	0,19	0,57	0,56
KP Roll 3	0,24	0,72	0,71
KP Roll 4	0,28	0,84	0,82

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





SIMULASI PENGUJIAN PID DENGAN NILAI K_p BERBEDA

SIMULASI PENGUJIAN LQT PADA LINTASAN LINGKARAN

SIMULASI PENGUJIAN LQT PADA LINTASAN SEGI EMPAT

Sudut *Pitch*

PENDAHULUAN

PERANCANGAN SISTEM

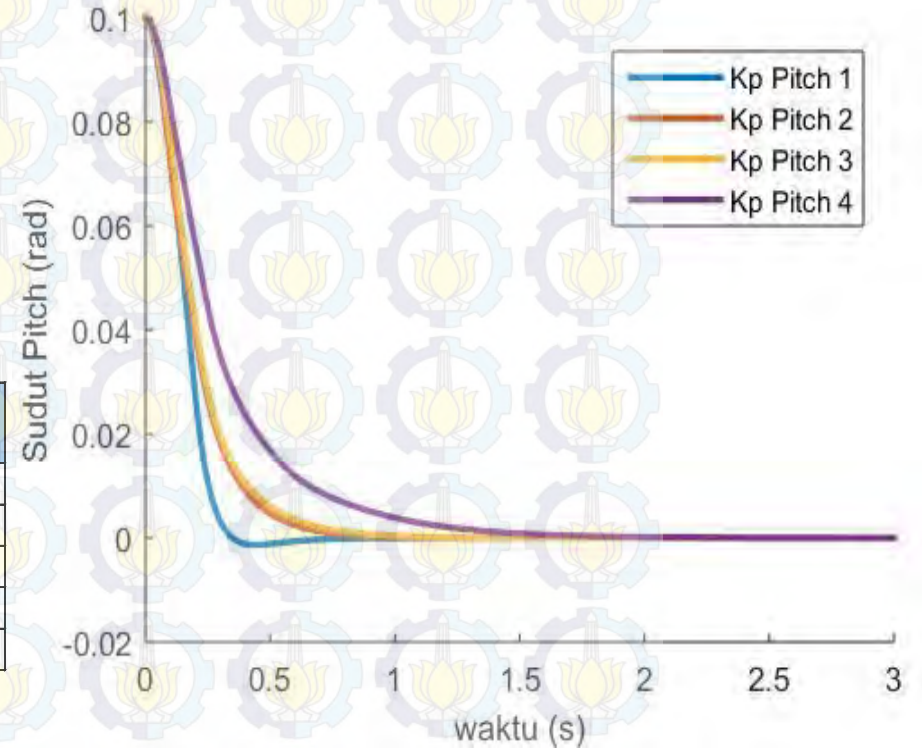
HASIL DAN ANALISIS

PENUTUP

No	<i>Pitch</i>	Nilai K_p
1	K_p <i>Pitch</i> 1	100
2	K_p <i>Pitch</i> 2	80
3	K_p <i>Pitch</i> 3	70
4	K_p <i>Pitch</i> 4	50

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

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





SIMULASI
PENGUJIAN PID
DENGAN NILAI K_p
BERBEDA

SIMULASI
PENGUJIAN LQT
PADA LINTASAN
LINGKARAN

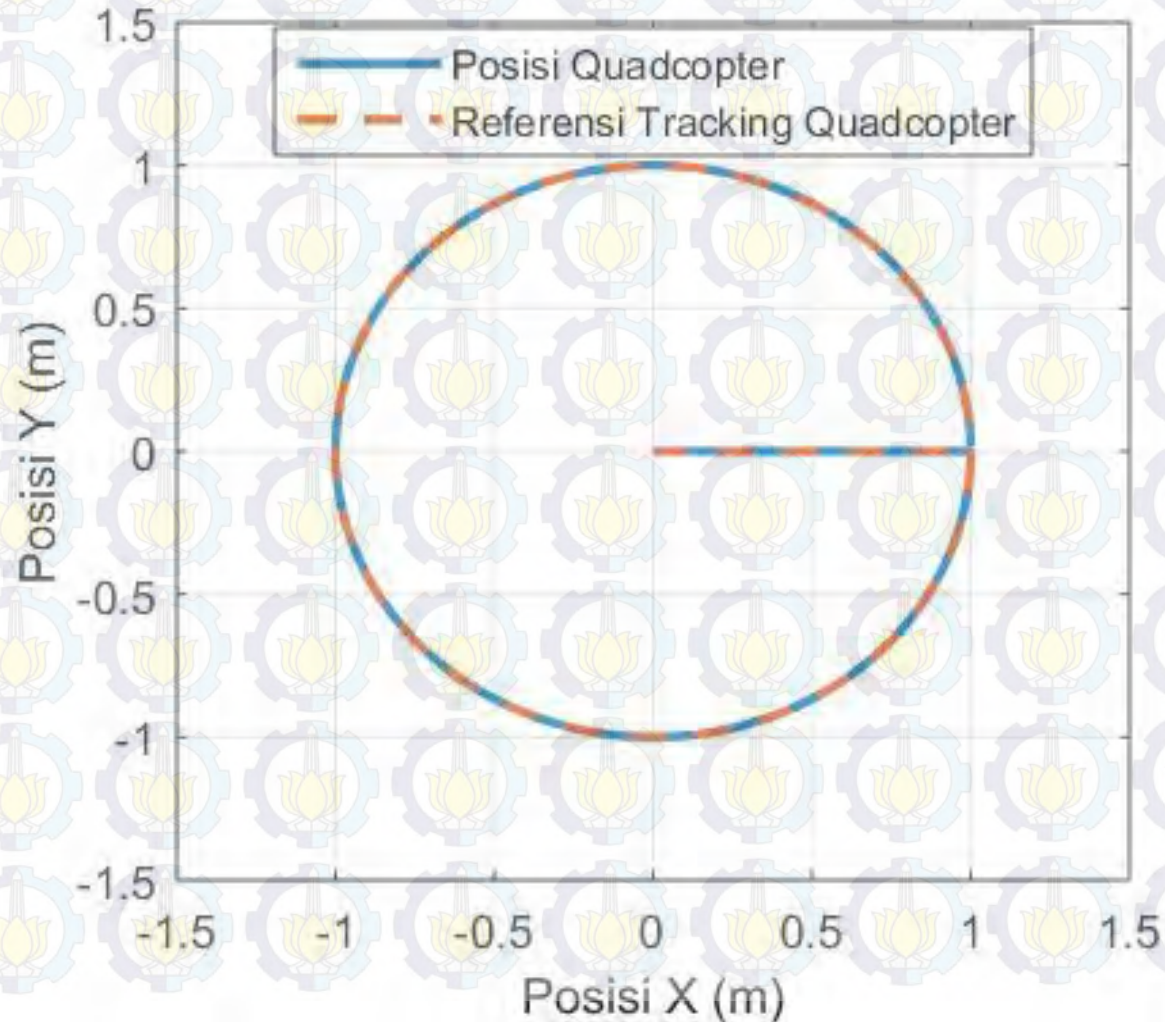
SIMULASI
PENGUJIAN LQT
PADA LINTASAN SEGI
EMPAT

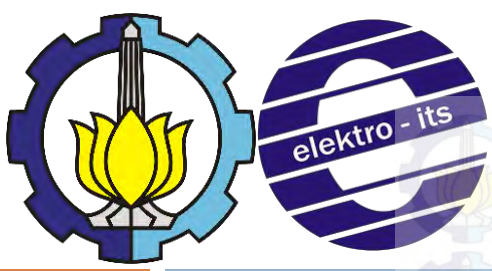
PENDAHULUAN

PERANCANGAN
SISTEM

**HASIL DAN
ANALISIS**

PENUTUP





SIMULASI
PENGUJIAN PID
DENGAN NILAI K_p
BERBEDA

SIMULASI
PENGUJIAN LQT
PADA LINTASAN
LINGKARAN

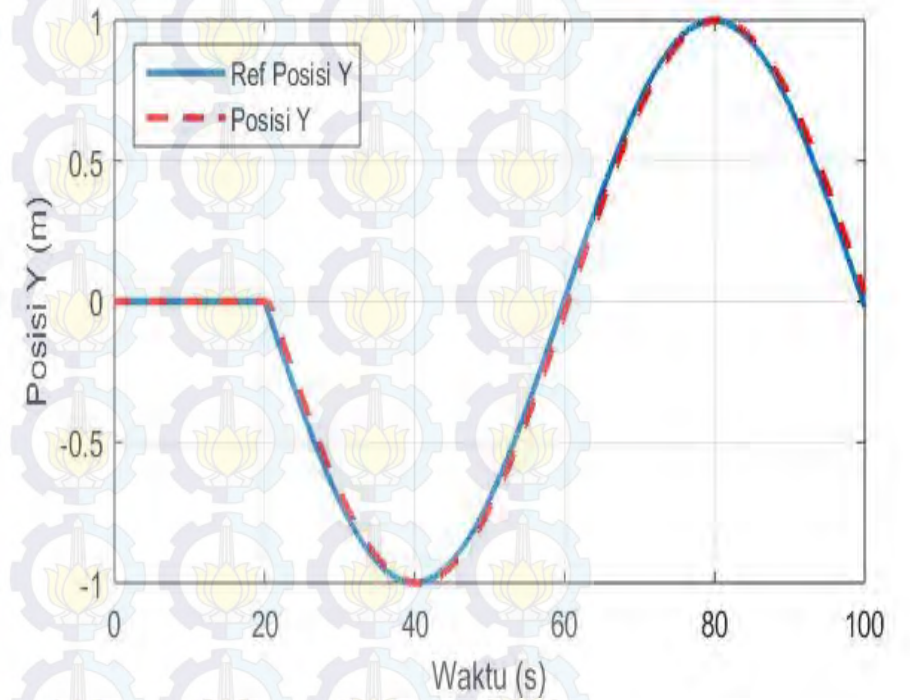
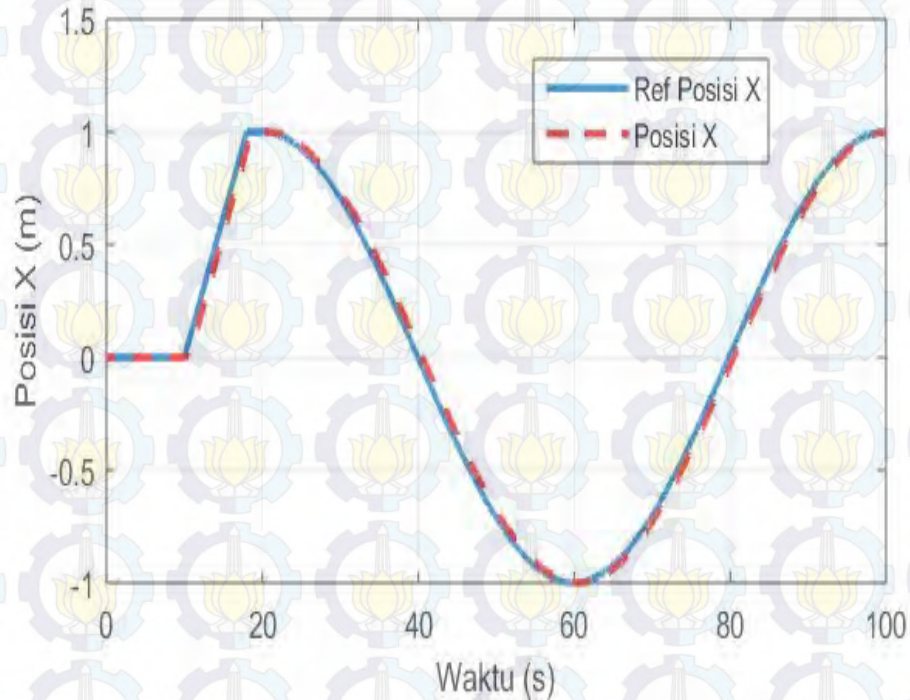
SIMULASI
PENGUJIAN LQT
PADA LINTASAN SEGI
EMPAT

PENDAHULUAN

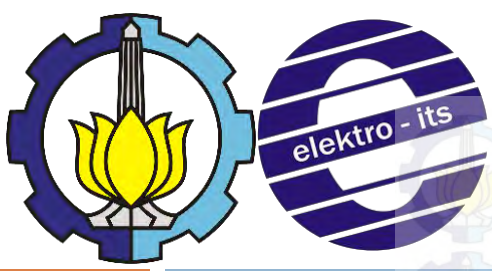
PERANCANGAN
SISTEM

HASIL DAN
ANALISIS

PENUTUP



No	Parameter Pengujian	Nilai
1	RMSE _x	3,05%
2	RMSE _y	2,49%
3	ESS _x	0,1%
4	ESS _y	0,06%



SIMULASI
PENGUJIAN PID
DENGAN NILAI
 K_p BERBEDA

SIMULASI
PENGUJIAN LQT
PADA LINTASAN
LINGKARAN

SIMULASI
PENGUJIAN LQT
PADA LINTASAN
SEGI EMPAT

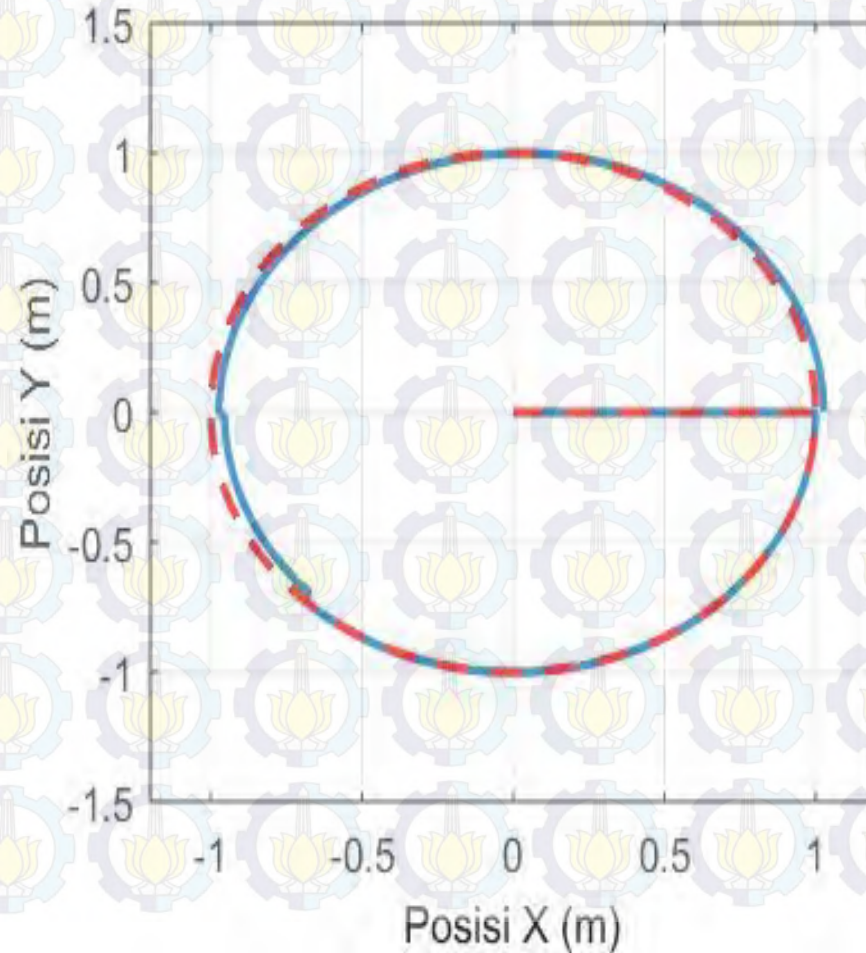
Penambahan *Disturbance*

PENDAHULUAN

PERANCANGAN
SISTEM

**HASIL DAN
ANALISIS**

PENUTUP





SIMULASI
PENGUJIAN PID
DENGAN NILAI
 K_p BERBEDA

SIMULASI
PENGUJIAN LQT
PADA LINTASAN
LINGKARAN

SIMULASI
PENGUJIAN LQT
PADA LINTASAN
SEGI EMPAT

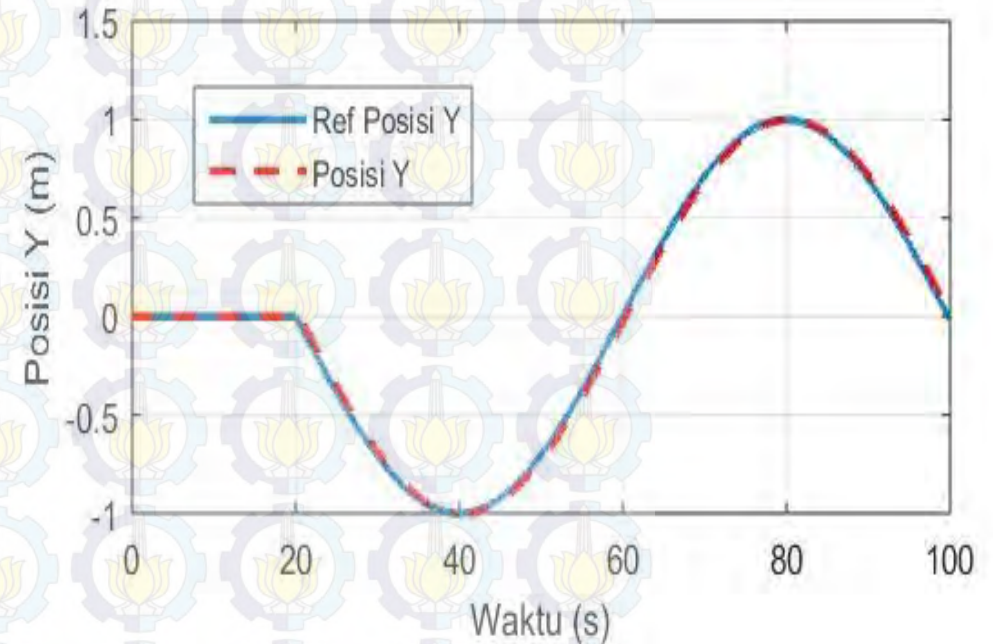
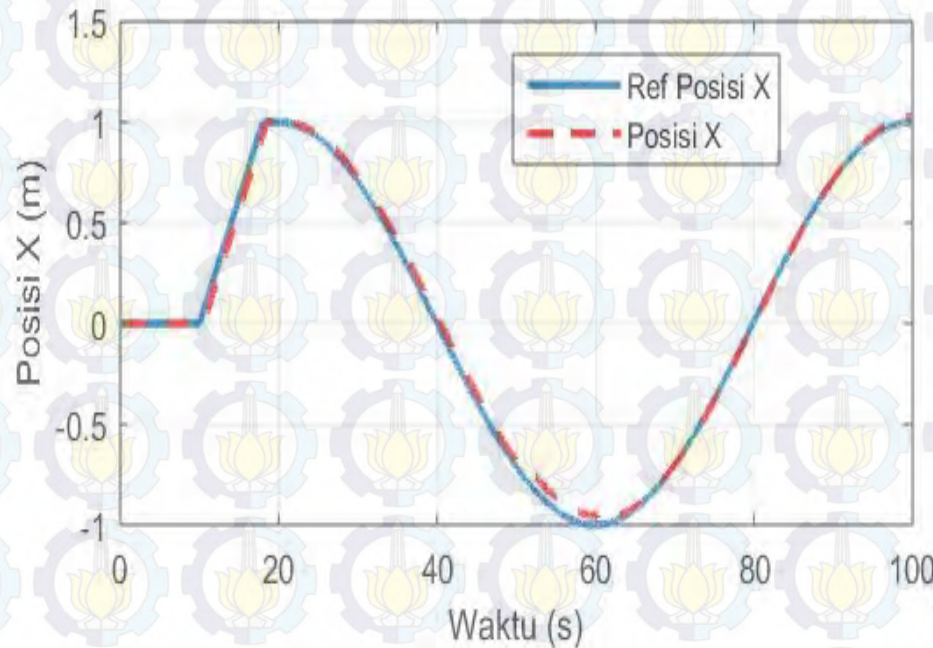
Penambahan *Disturbance*

PENDAHULUAN

PERANCANGAN
SISTEM

HASIL DAN
ANALISIS

PENUTUP



No	Parameter Pengujian	Nilai
1	RMSE _x	3,18%
2	RMSE _y	2,53%
3	ESS _x	0,1%
4	ESS _y	0,06%



SIMULASI
PENGUJIAN PID
DENGAN NILAI
 K_p BERBEDA

SIMULASI
PENGUJIAN LQT
PADA LINTASAN
LINGKARAN

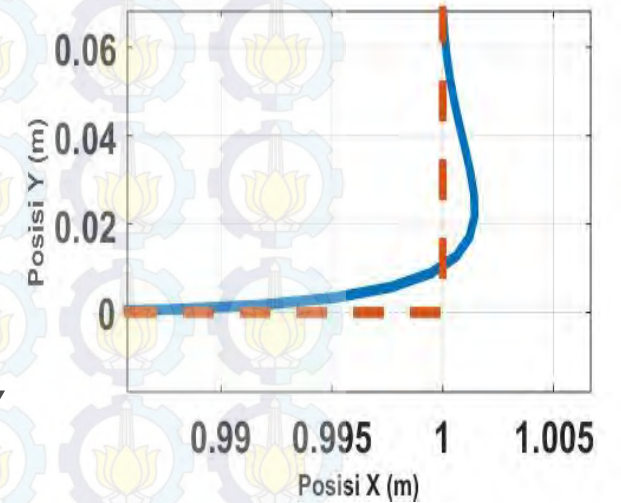
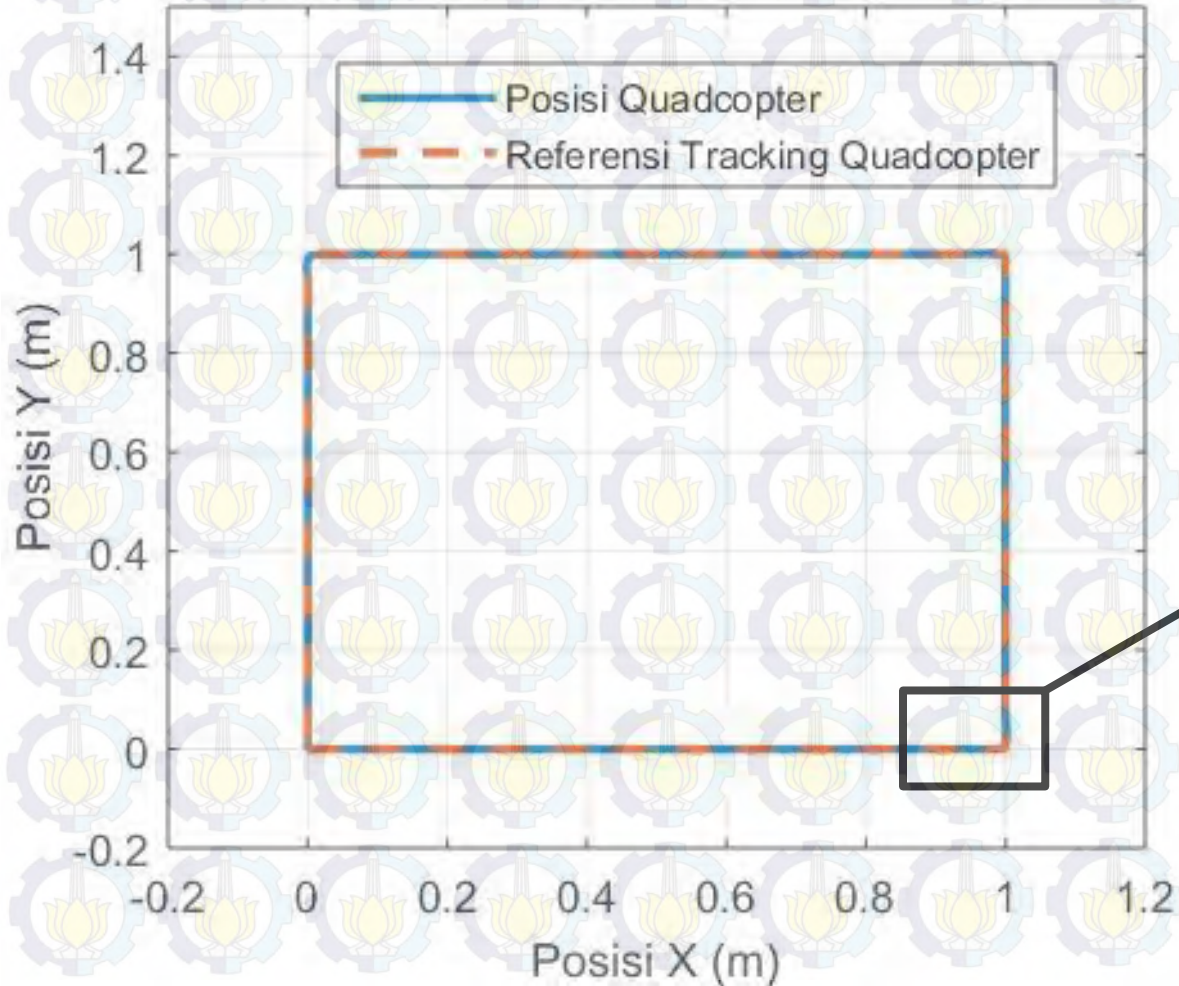
SIMULASI
PENGUJIAN LQT
PADA LINTASAN
SEGI EMPAT

PENDAHULUAN

PERANCANGAN
SISTEM

HASIL DAN
ANALISIS

PENUTUP





SIMULASI PENGUJIAN PID DENGAN NILAI K_p BERBEDA

SIMULASI PENGUJIAN LQT PADA LINTASAN LINGKARAN

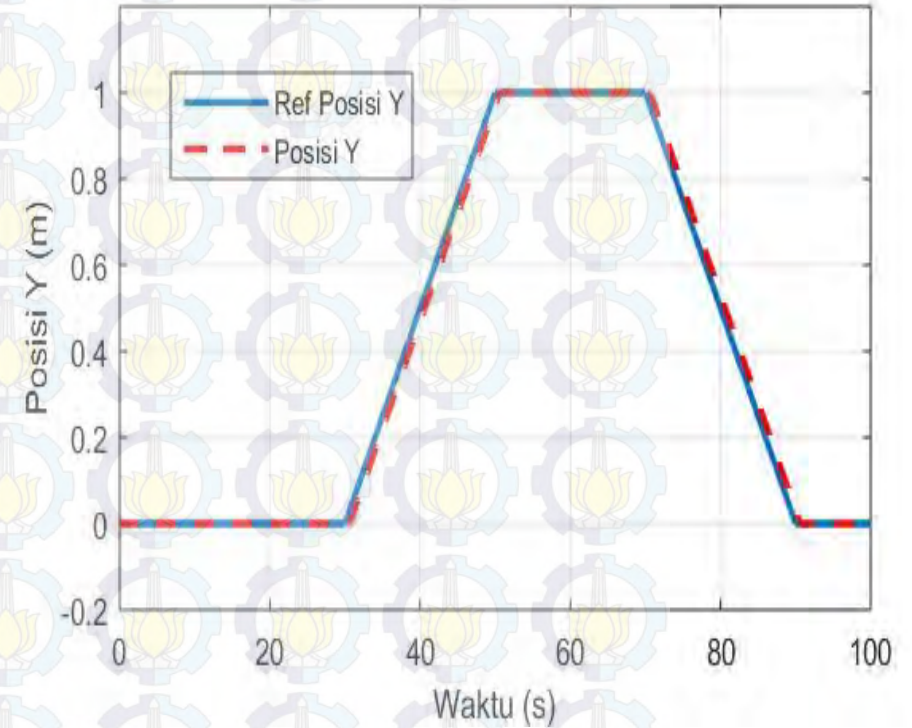
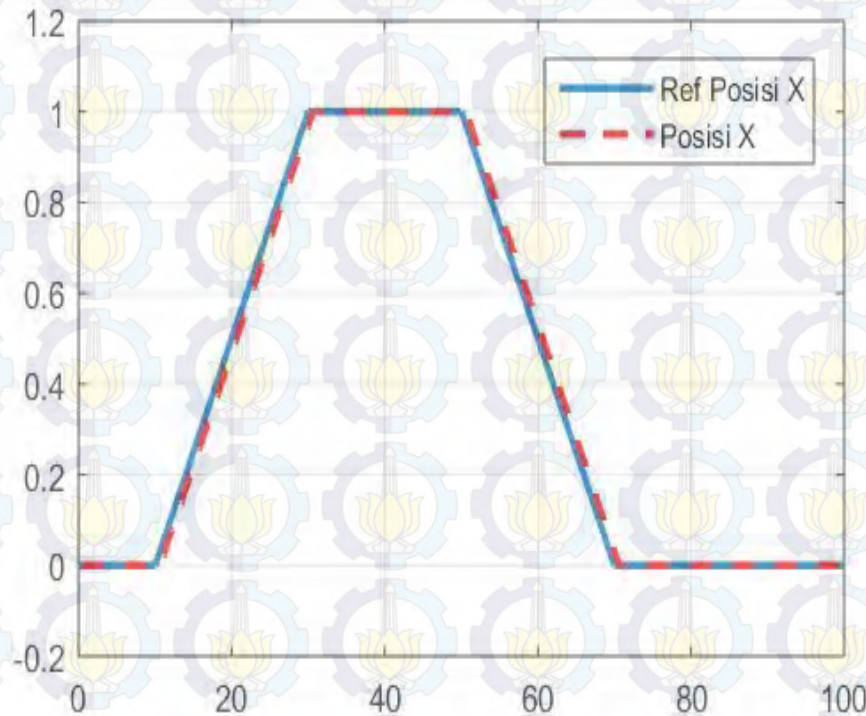
SIMULASI PENGUJIAN LQT PADA LINTASAN SEGI EMPAT

PENDAHULUAN

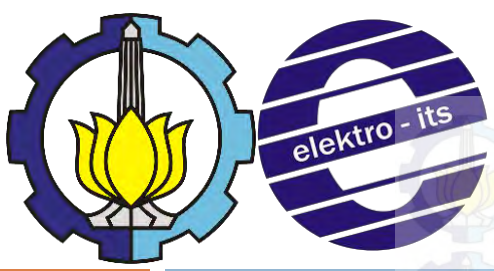
PERANCANGAN
SISTEM

**HASIL DAN
ANALISIS**

PENUTUP



No	Parameter Pengujian	Nilai
1	RMSE _x	1,58%
2	RMSE _y	1,58%
3	ESS _x	0,02%
4	ESS _y	0,02%



SIMULASI
PENGUJIAN PID
DENGAN NILAI
 K_p BERBEDA

SIMULASI
PENGUJIAN LQT
PADA LINTASAN
LINGKARAN

SIMULASI
PENGUJIAN LQT
PADA LINTASAN
SEGI EMPAT

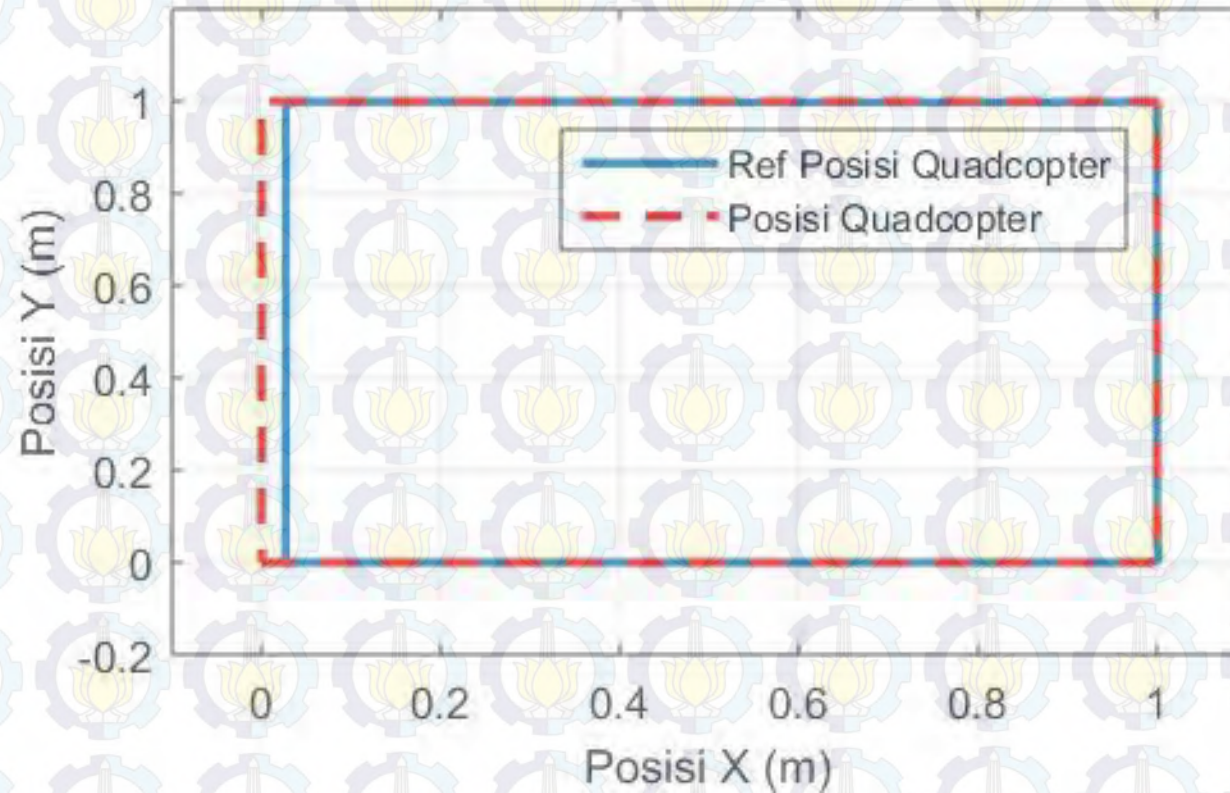
Penambahan *Disturbance*

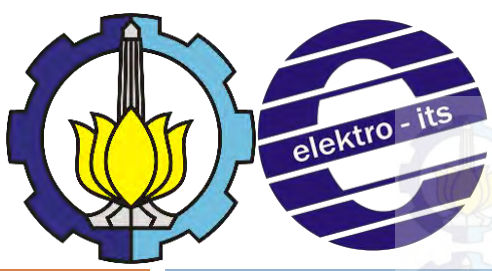
PENDAHULUAN

PERANCANGAN
SISTEM

**HASIL DAN
ANALISIS**

PENUTUP





SIMULASI
PENGUJIAN PID
DENGAN NILAI
 K_p BERBEDA

SIMULASI
PENGUJIAN LQT
PADA LINTASAN
LINGKARAN

SIMULASI
PENGUJIAN LQT
PADA LINTASAN
SEGI EMPAT

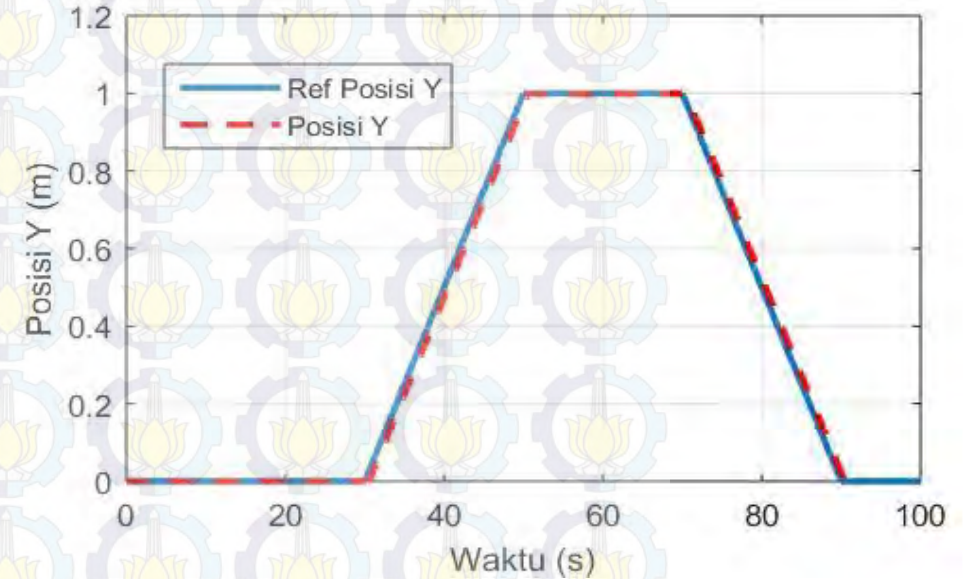
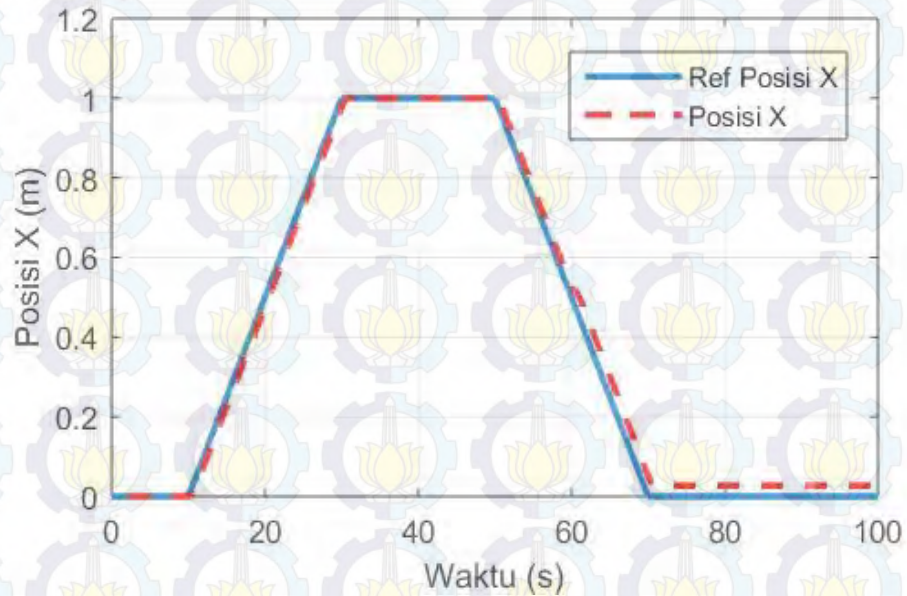
Penambahan *Disturbance*

PENDAHULUAN

PERANCANGAN
SISTEM

HASIL DAN
ANALISIS

PENUTUP



No	Parameter Pengujian	Nilai
1	RMSE _x	2,6%
2	RMSE _y	1,61%
3	ESS _x	0,07%
4	ESS _y	0,03%



KESIMPULAN

SARAN

PENDAHULUAN

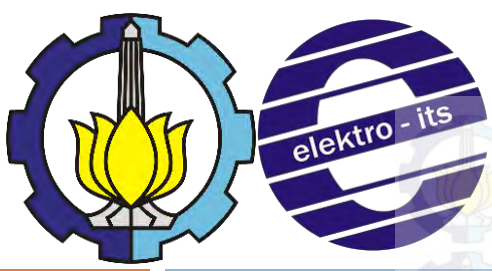
PERANCANGAN
SISTEM

HASIL DAN
ANALISIS

PENUTUP

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

1. Untuk dapat membuat *quadcopter* mampu bergerak dengan gerak rotasi dan translasi yang selaras, kecepatan respon gerak rotasi harus lebih cepat daripada respon gerak translasi.
2. Kontroler PID dapat digunakan untuk mengendalikan gerak rotasi dengan baik, karena mampu menghasilkan respon yang lebih cepat daripada respon gerak translasi.
3. Metode *Linear Quadratic Tracking* dengan *tuning* menggunakan *try and error* dapat digunakan untuk mengendalikan gerak *cruise quadcopter* pada lintasan berbentuk lingkaran.
4. 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 5,55% dan RME_y 6,698%.
5. Kontroler yang telah dirancang belum dapat diimplementasikan karena Ardupilot 2.6 tidak dapat diubah *script*-nya dan belum dapat membentuk komunikasi antara MATLAB dengan kontroler.



KESIMPULAN

SARAN

PENDAHULUAN

PERANCANGAN
SISTEM

HASIL DAN
ANALISIS

PENUTUP

Dari hasil penelitian yang dilakukan, untuk pengembangan berikutnya, disarankan beberapa hal berikut ini:

1. Pemodelan dan pemahaman tentang *quadcopter* akan membantu perancangan sistem yang lebih baik dan mendapatkan model matematika yang lebih akurat.
2. Penggunaan program PID dan LQT masih bisa didapatkan nilai yang lebih optimal dengan mencari parameter tiap kontroler dengan *tuning* tertentu.
3. Komunikasi antara MATLAB dengan kontroler diselesaikan agar dapat memudahkan ketika akan diimplementasikan.



THANK YOU



STRUKTUR
SISTEM

MODEL
MATEMATIKA

PID

LQT

Percobaan dan Pengukuran

Pendekatan Penyelesaian
Persamaan Linier Simultan

PENDAHULUAN

PERANCANGAN
SISTEM

HASIL DAN
ANALISIS

PENUTUP

PARAMETER	NILAI	SATUAN
Massa quadcopter (m)	1.26	kg
Jari-jari quadcopter (l)	0.206	Meter
Gravitasi (g)	9.81	N/m ²
Konstanta Thrust	1.68918×10^{-5}	N.sec ²
Konstanta Drag	4.19×10^{-6}	Nm.sec ²

Besaran Yang Dihitung	RMSE Identifikasi Parametrik	RMSE Identifikasi Fisik
\dot{p}	3,2232%	190,34%
\dot{q}	1,3507%	177,53%
\dot{r}	5,3405%	92,525%

$$\dot{p} = a_{11} qr + b_{11} q\Omega + c_{11} U_2 \quad (3)$$

$$\dot{q} = a_{21} pr + b_{21} p\Omega + c_{21} U_3 \quad (4)$$

$$\dot{r} = a_{31} pq + b_{31} U_4 \quad (5)$$

KONSTANTA	NILAI
a_{11}	-0.5495
b_{11}	-0.0017
c_{11}	0.2052
a_{21}	0.1675
b_{21}	-0.0094
c_{21}	2.955
a_{31}	-2.0257
b_{31}	0.0594