



SISTEM PENGATURAN DAN PEMANDUAN QUADCOPTER

**Laboratorium Teknik Sistem &
Sibernetika**
Departemen Teknik Elektro
Fakultas Teknologi Elektro - ITS

JULI 2021

MODUL PRAKTIKUM

**SISTEM
PENGATURAN
DAN
PEMANDUAN
QUADCOPTER**

LABORATORIUM SISTEM DAN SIBERNETIKA
DEPARTEMEN TEKNIK ELEKTRO ITS
JULI 2021

DAFTAR ISI

DAFTAR ISI	III
DAFTAR GAMBAR	V
DAFTAR TABEL	VI
1 PENDAHULUAN	1
2 MODEL MATEMATIK	3
2.1 MODEL 6 DERAJAT KEBEBASAN	3
3 SISTEM PENGATURAN KETINGGIAN	5
3.1 KONSEP	5
3.2 EKSPERIMEN	6

4 SISTEM PENGATURAN SUDUT ROLL	10
4.1 KONSEP	10
4.2 EKSPERIMEN	11
5 SISTEM PENGATURAN SUDUT PITCH	15
5.1 KONSEP	15
5.2 EKSPERIMEN	16
6 SISTEM PENGATURAN SUDUT YAW	20
6.1 KONSEP	20
6.2 EKSPERIMEN	21
7 SISTEM PENGATURAN KECEPATAN SUMBU X	24
7.1 KONSEP	24
7.2 EKSPERIMEN	25
8 SISTEM PENGATURAN KECEPATAN SUMBU Y	29
8.1 KONSEP	29
8.2 EKSPERIMEN	30
9 SISTEM PEMANDUAN QUADCOPTER	34
9.1 KONSEP	34
10 DAFTAR PUSTAKA	35

DAFTAR GAMBAR

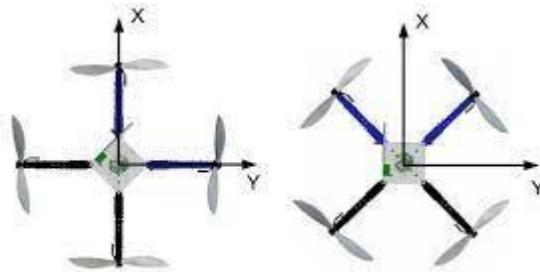
GAMBAR 1.1 KONFIGURASI 'X' DAN '+' PADA QUADCOPTER	1
GAMBAR 1.2 DIAGRAM BLOK SISTEM PENGATURAN QUADCOPTER	2
GAMBAR 2.1 ILUSTRASI ROLL, PITCH, DAN YAW	3
GAMBAR 2.2 MODEL QUADCOPTER YANG DIGUNAKAN	3
GAMBAR 3.1 ILUSTRASI TAKE-OFF PADA QUADCOPTER	5
GAMBAR 3.2 DIAGRAM BLOK SISTEM PENGATURAN KETINGGIAN	5
GAMBAR 3.3 SIMULASI SISTEM PENGATURAN KETINGGIAN	8
GAMBAR 4.1 DIAGRAM BLOK SISTEM PENGATURAN SUDUT ROLL PADA QUADCOPTER	10
GAMBAR 4.2 SIMULASI SISTEM PENGATURAN SUDUT ROLL	13
GAMBAR 5.1 DIAGRAM BLOK SISTEM PENGATURAN SUDUT PITCH QUADCOPTER	15
GAMBAR 5.2 SIMULASI SISTEM PENGATURAN SUDUT PITCH	18
GAMBAR 6.1 DIAGRAM BLOK SISTEM PENGATURAN SUDUT YAW QUADCOPTER	20
GAMBAR 6.2 SIMULASI SISTEM PENGATURAN SUDUT YAW	23
GAMBAR 7.1 DIAGRAM BLOK SISTEM PENGATURAN KECEPATAN QUADCOPTER	24
GAMBAR 7.2 SIMULASI SISTEM PENGATURAN KECEPATAN SUMBU X	27
GAMBAR 8.1 DIAGRAM BLOK SISTEM PENGATURAN KECEPATAN QUADCOPTER	29
GAMBAR 8.2 SIMULASI SISTEM PENGATURAN KECEPATAN SUMBU Y	32
GAMBAR 9.1 CONTOH HASIL TRAYEKTORI YANG DIBENTUK OLEH SISTEM PEMANDUAN QUADCOPTER	34

DAFTAR TABEL

TABEL 3.1 PARAMETER SISTEM PENGATURAN KETINGGIAN	6
TABEL 3.2 TUNING PARAMETER SISTEM PENGATURAN KETINGGIAN	8
TABEL 4.1 PARAMETER SISTEM PENGATURAN SUDUT ROLL	11
TABEL 4.2 TUNING PARAMETER SISTEM PENGATURAN SUDUT ROLL	13
TABEL 5.1 PARAMETER SISTEM PENGATURAN SUDUT PITCH	16
TABEL 5.2 TUNING PARAMETER KONTROLER SUDUT PITCH	18
TABEL 6.1 PARAMETER SISTEM PENGATURAN SUDUT YAW	21
TABEL 6.2 TUNING PARAMETER KONTROLER SUDUT YAW	23
TABEL 7.1 PARAMETER SISTEM PENGATURAN KECEPATAN SUMBU X	25
TABEL 7.2 TUNING PARAMETER KONTROLER KECEPATAN SUMBU X	27
TABEL 8.1 PARAMETER SISTEM PENGATURAN KECEPATAN SUMBU Y	30
TABEL 8.2 TUNING PARAMETER KONTROLER KECEPATAN SUMBU Y	32

1 PENDAHULUAN

Quadcopter adalah salah satu jenis rotorcraft yang memiliki 4 buah rotor sebagai penggerak propeller yang menghasilkan gaya angkat. Quadcopter dapat melakukan take off dan landing secara vertikal. Vertical Take Off Landing (VTOL) Aircraft merupakan jenis pesawat yang dapat melakukan take off dan landing tegak lurus terhadap bumi sehingga dapat dilakukan pada tempat yang sempit. Pergerakan quadcopter dapat dikontrol dengan cara mengatur besaran kecepatan putaran keempat buah motor. Dengan mengatur kecepatan tersebut, quadcopter dapat bergerak translasi pada sumbu X, Y, Z dan rotasi (roll, pitch, yaw).



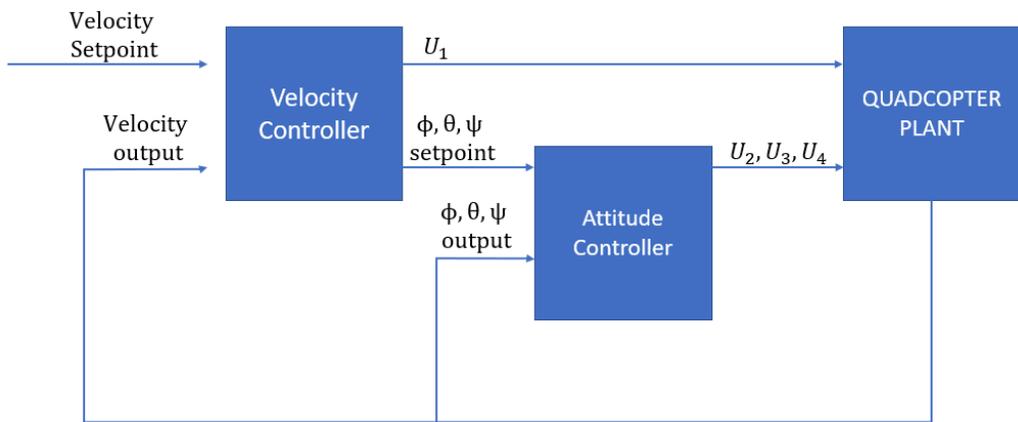
Gambar 1.1 Konfigurasi 'X' dan '+' pada quadcopter

Secara umum, konfigurasi quadcopter dapat terbagi menjadi dua, yaitu quadcopter dengan konfigurasi 'X' dan konfigurasi '+'. Pada modul praktikum ini, quadcopter yang digunakan adalah quadcopter konfigurasi 'X' dengan spesifikasi dan parameter sebagai berikut :

1. Massa Quadcopter = 0.81 kg
2. Panjang Lengan = 0.3 m
3. $I_{xx} = 0.01567 \text{ kgm}^2$ (momen inersia terhadap sumbu X)

4. $I_{yy} = 0.01567 \text{ kgm}^2$ (momen inersia terhadap sumbu Y)
5. $I_{zz} = 0.028346 \text{ kgm}^2$ (momen inersia terhadap sumbu Z)
6. $J_r = 6.01 \times 10^{-5} \text{ kgm}^2$ (momen inersia total di sekitar sumbu propeller)
7. $b = 192.3208 \times 10^{-7}$ (koefisien *thrust*)
8. $d = 4.003 \times 10^{-7}$ (koefisien *drag*)
9. Sudut Roll: $-90^\circ < \phi < 90^\circ$
10. Sudut Pitch: $-90^\circ < \theta < 90^\circ$

Sistem pengaturan quadcopter pada modul ini terbagi menjadi tiga bagian, yaitu: sistem pengaturan ketinggian, sistem pengaturan *attitude* (sudut roll, pitch, yaw), sistem pengaturan kecepatan pada sumbu X dan sumbu Y. Pengaturan attitude digunakan sebagai *inner loop* sedangkan pengaturan kecepatan digunakan sebagai *outer loop*. Sistem pengaturan quadcopter ini secara umum digambarkan pada diagram blok berikut.

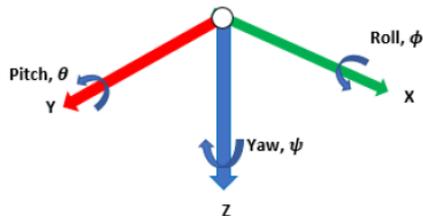


Gambar 1.2 Diagram blok sistem pengaturan quadcopter

2 MODEL MATEMATIK

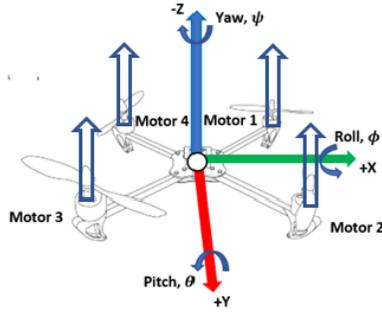
2.1 Model 6 derajat kebebasan

Pemodelan kinematika dan dinamika quadcopter dilakukan untuk merepresentasikan gerak dari quadcopter yang ingin dibuat sistem kendalinya dalam suatu ruang. Quadcopter memiliki 6 derajat kebebasan yang berarti bahwa quadcopter dapat bergerak dalam arah X,Y,Z serta berotasi secara *roll* (rotasi terhadap sumbu X), *pitch* (rotasi terhadap sumbu Y), dan *yaw* (rotasi terhadap sumbu Z).



Gambar 2.1 Ilustrasi roll, pitch, dan yaw

Sebagaimana yang telah disebutkan sebelumnya, pergerakan quadcopter dapat diatur melalui kecepatan masing-masing rotornya. Misalkan kita memiliki suatu quadcopter seperti pada gambar di bawah ini:



Gambar 2.2 Model quadcopter yang digunakan

Gerakan naik untuk quadcopter terjadi ketika masing-masing motor memiliki kecepatan yang sama. Gerakan *roll* atau rotasi pada sumbu X dapat terjadi apabila motor 1 dan motor 4 memiliki kecepatan yang lebih tinggi dibandingkan motor 2 dan motor 3. Sementara itu, gerakan *pitch* terjadi apabila motor 1 dan motor 2 memiliki kecepatan yang lebih tinggi dibandingkan motor 3 dan motor 4. Selanjutnya, gerakan *yaw* terjadi apabila motor 1 dan motor 3 memiliki kecepatan yang lebih tinggi dibandingkan motor 2 dan motor 4. Dari kondisi ini, maka gaya yang menghasilkan gerakan *roll*, *pitch*, dan *yaw* dapat diformulasikan secara matematis sebagai:

$$U1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2.1)$$

$$U2 = b \sin \sin \frac{\pi}{4} (\Omega_1^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2.2)$$

$$U3 = b \sin \sin \frac{\pi}{4} (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \quad (2.3)$$

$$U4 = d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \quad (2.4)$$

dengan U1 adalah *General Thrust*, U2 adalah *Roll Thrust*, U3 adalah *Pitch Thrust*, dan U4 adalah *Yaw Thrust*.

Selanjutnya, diperlukan model dinamika dari quadcopter untuk mendeskripsikan gerakan translasi dan rotasi dari quadcopter. Ferry (2016) mendeskripsikan persamaan dinamika translasi dan rotasi berturut-turut sebagai berikut:

$$\ddot{X} = \frac{(\sin \psi \sin \phi - \cos \psi \sin \theta \cos \phi) U1 - A_x \dot{X}}{m} \quad (2.5)$$

$$\ddot{Y} = \frac{(\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi) U1 - A_y \dot{Y}}{m} \quad (2.6)$$

$$\ddot{Z} = \frac{mg - (\cos\alpha \cos\theta \cos\phi)U - A_z \dot{Z}}{m} \quad (2.7)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{\dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) + J\dot{\theta}\Omega_r + l(U_2)}{I_{xx}} \quad (2.8)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{\dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) + J\dot{\theta}\Omega_r + l(U_3)}{I_{yy}} \quad (2.9)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{\dot{\theta}\dot{\phi}(I_{xx} - I_{yy}) + U_4}{I_{zz}} \quad (2.10)$$

3 SISTEM PENGATURAN KETINGGIAN

Subbab ini menjelaskan konsep dan eksperimen simulasi sistem pengaturan ketinggian pada quadcopter.

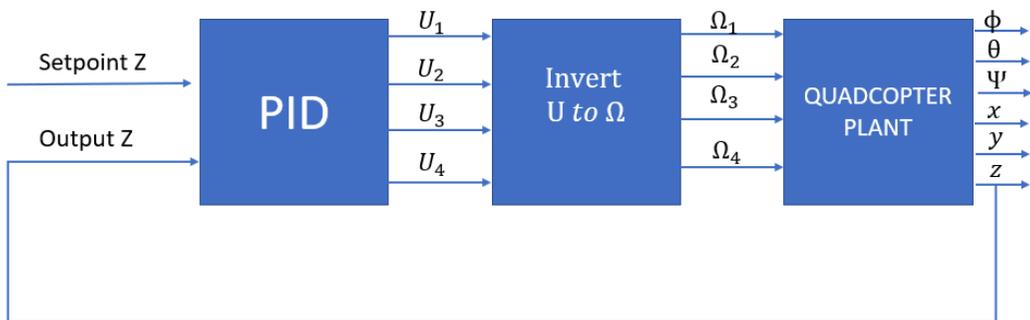
3.1 Konsep

Sebelum bermanuver lebih lanjut, quadcopter pasti memerlukan sistem pengaturan ketinggian setelah melakukan take-off dari tanah.



Gambar 3.1 Ilustrasi take-off pada quadcopter

Sistem pengaturan ketinggian bertugas menjaga quadcopter agar tetap berada di ketinggian yang diinginkan. Struktur sistem pengaturan ketinggian ditunjukkan oleh diagram blok pada Gambar 3.2.



Gambar 3.2 Diagram blok sistem pengaturan ketinggian

Loop pengaturan ketinggian menggunakan kontroler proportional-integral-differential (PID), dinotasikan sebagai berikut:

Sinyal eror : $e_z = Z_{ref} - Z_{output}$

Sinyal kontrol : $u_z = K_{P_z} e_z + K_{I_z} \int e_z dt + K_{d_z} \frac{de_z}{dt}$

Sinyal kontrol yang dihasilkan inilah yang kemudian akan mengatur besarnya U1, U2, U3, dan U4 yang kemudian akan dikonversi menjadi kecepatan masing-masing rotor

$\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3,$ dan Ω_4 . Tabel 3.1 menampilkan parameter kontroler pada sistem pengaturan ketinggian quadcopter

Tabel 3.1 Parameter sistem pengaturan ketinggian

Parameter	Keterangan
K_{P_z}	Gain proporsional untuk pengaturan ketinggian
K_{I_z}	Gain integral untuk pengaturan ketinggian
K_{d_z}	Gain diferensial untuk pengaturan ketinggian

3.2 Eksperimen

Tujuan dari simulasi ini adalah mencari nilai parameter kontroler yang mampu menjaga quadcopter untuk tetap berada di ketinggian tertentu, yaitu 5 meter.

Langkah-langkah simulasi sistem pengaturan ketinggian adalah sebagai berikut.

1. Buka MATLAB App: Sistem Pengaturan dan Pemanduan Quadcopter. Jalankan juga Simulink 'Quadcopter_Attitude.slx'
2. Pilih '4. Sistem Pengaturan Ketinggian' di menu dropdown.
3. Isilah nilai parameter kontroler di bagian '**Parameter Sistem Pengaturan Ketinggian**', meliputi:
 - a. Gain proporsional untuk pengaturan ketinggian (K_{P_z}). Isilah dengan angka sembarang, coba dengan angka 1.
 - b. Gain integral untuk pengaturan ketinggian (K_{I_z}). Isilah dengan angka sembarang, coba dengan angka 0.
 - c. Gain diferensial untuk pengaturan ketinggian (K_{d_z}). Isilah dengan angka sembarang, coba dengan angka 0.1.
 - d. Durasi simulasi adalah lama simulasi dijalankan. Isilah dengan angka 20 detik.

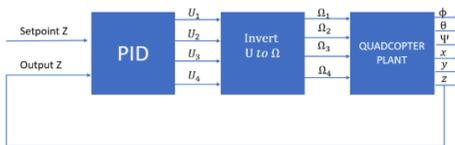
-
4. Klik **RUN**, amati animasi pergerakan quadcopter dan grafik yang dihasilkan. Ada dua grafik:
 - a. Ketinggian Quadcopter menampilkan sinyal referensi ketinggian dan sinyal output dari plant. Semakin bentuk sinyal output mendekati sinyal referensi, maka parameter kontroler yang digunakan semakin baik.
 - b. Kecepatan pada sumbu Z menampilkan respon kecepatan dari quadcopter pada sumbu Z.
 5. Amati % overshoot dan waktu mencapai steady-state pada grafik Ketinggian Quadcopter dan catat di Tabel 3.2.
 6. Cobalah mengganti nilai parameter kontroler K_{P_z} , K_{I_z} , dan K_{d_z} , lalu klik **RUN**. Lakukan lima kali tuning dan amati pada detik berapa ketinggian referensi tercapai. Catat semua percobaan tuning dalam Tabel 3.2 untuk dibandingkan.
 7. Selanjutnya, klik **LOAD** untuk mengambil nilai parameter yang sudah disiapkan di simulasi.
 8. Klik **RUN** dan catat hasilnya dalam Tabel 3.2.
 9. Dari enam kali percobaan tuning parameter kontroler, adakah yang menghasilkan performa kontroler yang lebih baik daripada parameter yang sudah disiapkan oleh simulasi.
 10. Tuliskan apa saja pemahaman baru yang Anda dapatkan dari simulasi ini.

SISTEM PENGATURAN DAN PEMANDUAN QUADCOPTER
LABORATORIUM SISTEM DAN SIBERNETIKA ITS 2021

Pilih 4. Sistem Pengaturan Ketinggian

Sistem pengaturan ketinggian bertugas untuk menjaga quadcopter untuk tetap berada pada ketinggian tertentu sesuai dengan sinyal reference.

DIAGRAM BLOK SISTEM PENGATURAN



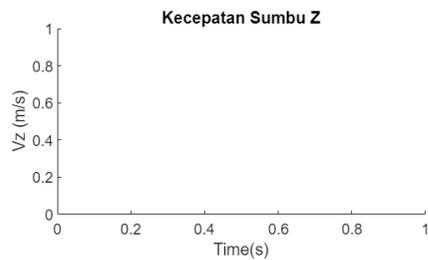
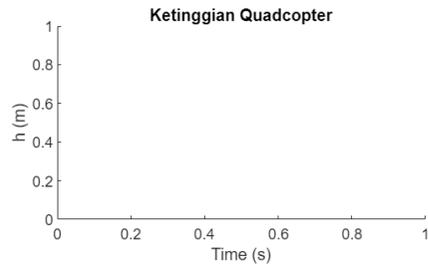
Parameter Sistem Pengaturan Ketinggian

Kp Z

Ki Z

Kd Z

Durasi Simulasi (detik)



Gambar 3.3 Simulasi sistem pengaturan ketinggian

Tabel 3.2 Tuning parameter sistem pengaturan ketinggian

Percobaan	K_{P_z}	K_{I_z}	K_{d_z}	%Overshoot	t_{ss} (detik)
1	1	0	0.1	0	0
2					
3					
4					
5					
6					
7 (LOAD)					

Keterangan:

-
- %Overshoot adalah besaran prosentase nilai respon yang melebihi referensi, atau dalam percobaan ini, apakah ketinggian pernah bernilai lebih/kurang dari 5 atau tidak, dalam perjalanannya mencapai steady-state. Bila tidak pernah, diisi nol.
 - t_{ss} adalah waktu respon mencapai steady-state atau waktu mencapai ketinggian 5 meter.

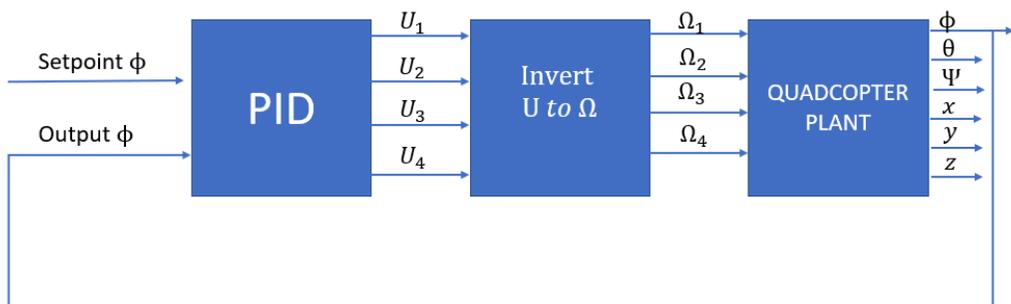
Hal baru yang saya pahami dari percobaan ini adalah:

4 SISTEM PENGATURAN SUDUT ROLL

Subbab ini menjelaskan konsep dan eksperimen simulasi sistem pengaturan sudut roll pada quadcopter.

4.1 Konsep

Selama bermanuver di udara, quadcopter dapat bergerak pada sumbu X, Y, dan Z. Pergerakan pada sumbu X dan Y masing-masing bergantung pada sudut pitch (θ) dan sudut roll (ϕ) dari quadcopter. Sudut roll yang bernilai positif menyebabkan quadcopter bergerak pada sumbu Y positif. Sebaliknya, sudut roll yang bernilai negatif menyebabkan quadcopter bergerak pada sumbu Y negatif. Gambar 4.1 menunjukkan diagram blok sistem pengaturan sudut roll pada quadcopter.



Gambar 4.1 Diagram blok sistem pengaturan sudut roll pada quadcopter

Loop pengaturan sudut roll menggunakan kontroler PID dengan:

- Sinyal error : $e_{\phi} = \phi_{ref} - \phi$

- Sinyal kontrol : $u_{\phi} = K_p e_{\phi} + K_i \int e_{\phi} dt + K_d \frac{de_{\phi}}{dt}$

Sinyal kontrol u_{ϕ} yang dihasilkan ini kemudian digunakan untuk mengatur besarnya U1, U2, U3, dan U4 yang kemudian akan dikonversi menjadi kecepatan masing-masing rotor $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$, dan Ω_4 . Tabel 4.1 menunjukkan parameter yang digunakan pada sistem pengaturan sudut roll quadcopter

Tabel 4.1 Parameter sistem pengaturan sudut roll

Parameter	Keterangan
K_p_{ϕ}	Gain proporsional untuk pengaturan sudut roll
K_i_{ϕ}	Gain integral untuk pengaturan sudut roll
K_d_{ϕ}	Gain diferensial untuk pengaturan sudut roll

4.2 Eksperimen

Tujuan dari eksperimen simulasi ini adalah mencari nilai parameter kontroler yang mampu menjaga quadcopter pada sudut roll yang diinginkan $\phi_{ref} = 0.5 \text{ radian}$.

Langkah-langkah simulasi sistem pengaturan sudut roll adalah sebagai berikut.

1. Buka MATLAB App: Sistem Pengaturan dan Pemanduan Quadcopter. Jalankan juga Simulink 'Quadcopter_Attitude.slx'
2. Pilih '5. Sistem Pengaturan Sudut Roll' di menu dropdown.
3. Isilah nilai parameter kontroler di bagian '**Parameter Sistem Pengaturan Sudut Roll**', meliputi:
 - a. Gain proporsional untuk pengaturan sudut roll (K_p_{ϕ}). Isilah dengan angka sembarang, coba dengan angka 0.5.
 - b. Gain integral untuk pengaturan sudut roll (K_i_{ϕ}). Isilah dengan angka sembarang, coba dengan angka 0.

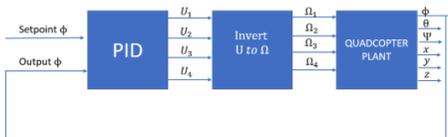
-
- c. Gain diferensial untuk pengaturan sudut roll (K_{d_ϕ}). Isilah dengan angka sembarang, coba dengan angka 0.3.
 - d. Durasi simulasi adalah lama simulasi dijalankan. Isilah dengan angka 40 detik.
 4. Klik **RUN**, amati animasi pergerakan quadcopter dan grafik yang dihasilkan. Ada dua grafik:
 - a. Sudut Roll menampilkan sinyal referensi sudut roll dan sinyal output dari plant. Semakin bentuk sinyal output mendekati sinyal referensi, maka parameter kontroler yang digunakan semakin baik.
 - b. Kecepatan Sumbu Y menampilkan respon kecepatan dari quadcopter pada sumbu Y. Hal ini perlu diamati karena quadcopter bergerak pada sumbu Y ketika memiliki nilai sudut roll tertentu
 5. Amati % overshoot dan waktu mencapai steady-state pada grafik Sudut Roll dan catat di Tabel 4.2
 6. Cobalah mengganti nilai parameter kontroler K_p , K_{I_ϕ} , dan K_{d_ϕ} , lalu klik **RUN**. Lakukan lima kali tuning dan amati pada detik berapa sudut roll referensi tercapai. Catat semua percobaan tuning dalam Tabel 4.2 untuk dibandingkan.
 7. Selanjutnya, klik **LOAD** untuk mengambil nilai parameter yang sudah disiapkan di simulasi.
 8. Klik **RUN** dan catat hasilnya dalam Tabel 4.2 .
 9. Dari enam kali percobaan tuning parameter kontroler, adakah yang menghasilkan performa kontroler yang lebih baik daripada parameter yang sudah disiapkan oleh simulasi.
 10. Tuliskan apa saja pemahaman baru yang Anda dapatkan dari simulasi ini.
-

SISTEM PENGATURAN DAN PEMANDUAN QUADCOPTER
LABORATORIUM SISTEM DAN SIBERNETIKA ITS 2021

Pilih 5. Sistem Pengaturan Sudut Roll

Sistem pengaturan sudut roll bertugas untuk menjaga quadcopter untuk tetap berada pada sudut roll tertentu sesuai dengan sinyal reference.

DIAGRAM BLOK SISTEM PENGATURAN



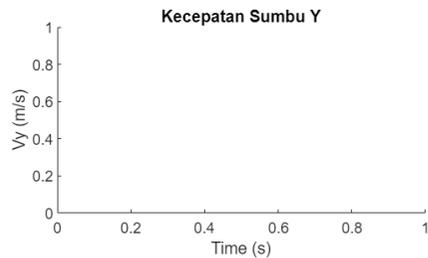
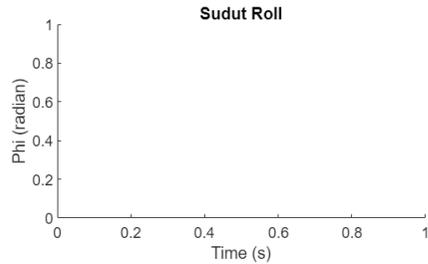
Parameter Sistem Pengaturan Sudut Roll

$K_p \phi$

$K_i \phi$

$K_d \phi$

Durasi Simulasi (detik)



Gambar 4.2 Simulasi sistem pengaturan sudut roll

Tabel 4.2 Tuning parameter sistem pengaturan sudut roll

Percobaan	K_{P_ϕ}	K_{I_ϕ}	K_{d_ϕ}	%Overshoot	t_{SS} (detik)
1					
2					
3					
4					
5					
6					
7 (LOAD)					

Keterangan:

-
- %Overshoot adalah besaran prosentase nilai respon yang melebihi referensi, atau dalam percobaan ini, apakah sudut roll quadcopter pernah melebihi ϕ_{ref} atau tidak, dalam perjalanannya mencapai steady-state. Bila tidak pernah, diisi nol.
 - t_{SS} adalah waktu respon mencapai steady-state atau waktu mencapai $\phi_{ref} = 0.5 \text{ radian}$

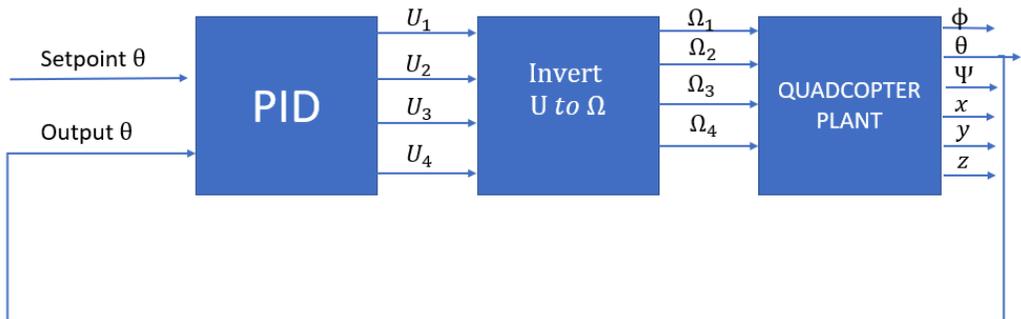
Hal baru yang saya pahami dari percobaan ini adalah:

5 SISTEM PENGATURAN SUDUT PITCH

Subbab ini menjelaskan konsep dan eksperimen simulasi sistem pengaturan sudut pitch quadcopter.

5.1 Konsep

Selama bermanuver di udara, quadcopter dapat bergerak pada sumbu X, Y, dan Z. Pergerakan pada sumbu X dan Y masing-masing bergantung pada sudut pitch (θ) dan sudut roll (ϕ) dari quadcopter. Sudut pitch yang bernilai positif menyebabkan quadcopter bergerak pada sumbu X negatif. Sebaliknya, sudut pitch yang bernilai negatif menyebabkan quadcopter bergerak pada sumbu X positif. Gambar 5.1 menunjukkan diagram blok sistem pengaturan sudut pitch pada quadcopter.



Gambar 5.1 Diagram blok sistem pengaturan sudut pitch quadcopter

Loop pengaturan sudut pitch menggunakan kontroler PID dengan:

- Sinyal error : $e_{\theta} = \theta_{ref} - \theta$

- Sinyal kontrol : $u_{\theta} = K_{P_{\theta}} e_{\theta} + K_{I_{\theta}} \int e_{\theta} dt + K_{d_{\theta}} \frac{de_{\theta}}{dt}$

Sinyal kontrol u_{θ} yang dihasilkan ini kemudian digunakan untuk mengatur besarnya U1, U2, U3, dan U4 yang kemudian akan dikonversi menjadi kecepatan masing-masing rotor $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3,$ dan Ω_4 . Tabel 5.1 menunjukkan parameter yang digunakan pada sistem pengaturan sudut pitch quadcopter

Tabel 5.1 Parameter sistem pengaturan sudut pitch

Parameter	Keterangan
$K_{P_{\theta}}$	Gain proporsional untuk pengaturan sudut pitch
$K_{I_{\theta}}$	Gain integral untuk pengaturan sudut pitch
$K_{d_{\theta}}$	Gain diferensial untuk pengaturan sudut pitch

5.2 Eksperimen

Tujuan dari eksperimen simulasi ini adalah mencari nilai parameter kontroler yang mampu menjaga quadcopter pada sudut pitch yang diinginkan $\theta_{ref} = -0.5 \text{ radian}$.

Langkah-langkah simulasi sistem pengaturan sudut pitch adalah sebagai berikut.

1. Buka MATLAB App: Sistem Pengaturan dan Pemanduan Quadcopter. Jalankan juga Simulink 'Quadcopter_Attitude.slx'
2. Pilih '6. Sistem Pengaturan Sudut Pitch' di menu dropdown.
3. Isilah nilai parameter kontroler di bagian '**Parameter Sistem Pengaturan Sudut Pitch**', meliputi:
 - a. Gain proporsional untuk pengaturan sudut pitch ($K_{P_{\theta}}$). Isilah dengan angka sembarang, coba dengan angka 0.2.
 - b. Gain integral untuk pengaturan sudut pitch ($K_{I_{\theta}}$). Isilah dengan angka sembarang, coba dengan angka 0.1.

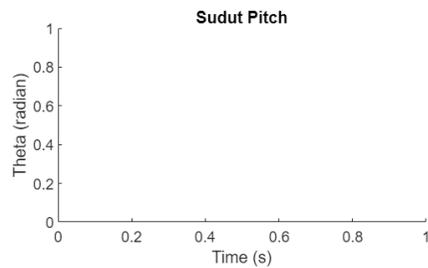
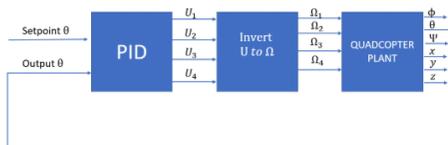
-
- c. Gain diferensial untuk pengaturan sudut pitch (K_{d_0}). Isilah dengan angka sembarang, coba dengan angka 0.4.
 - d. Durasi simulasi adalah lama simulasi dijalankan. Isilah dengan angka 40 detik.
 4. Klik **RUN**, amati animasi pergerakan quadcopter dan grafik yang dihasilkan. Ada dua grafik:
 - a. Sudut Pitch menampilkan sinyal referensi sudut pitch dan sinyal output dari plant. Semakin bentuk sinyal output mendekati sinyal referensi, maka parameter kontroler yang digunakan semakin baik.
 - b. Kecepatan Sumbu X menampilkan respon kecepatan dari quadcopter pada sumbu X. Hal ini perlu diamati karena quadcopter bergerak pada sumbu X ketika memiliki nilai sudut pitch tertentu.
 5. Amati % overshoot dan waktu mencapai steady-state pada grafik Sudut Pitch dan catat di Tabel 5.2
 6. Cobalah mengganti nilai parameter kontroler K_{P_0} , K_{I_0} , dan K_{d_0} , lalu klik **RUN**. Lakukan lima kali tuning dan amati pada detik berapa sudut pitch referensi tercapai. Catat semua percobaan tuning dalam Tabel 5.2 untuk dibandingkan.
 7. Selanjutnya, klik **LOAD** untuk mengambil nilai parameter yang sudah disiapkan di simulasi.
 8. Klik **RUN** dan catat hasilnya dalam Tabel 5.2 .
 9. Dari enam kali percobaan tuning parameter kontroler, adakah yang menghasilkan performa kontroler yang lebih baik daripada parameter yang sudah disiapkan oleh simulasi.
 10. Tuliskan apa saja pemahaman baru yang Anda dapatkan dari simulasi ini.
-

SISTEM PENGATURAN DAN PEMANDUAN QUADCOPTER
LABORATORIUM SISTEM DAN SIBERNETIKA ITS 2021

Pilih 6. Sistem Pengaturan Sudut Pitch

Sistem pengaturan sudut pitch bertugas untuk menjaga quadcopter untuk tetap berada pada sudut pitch tertentu sesuai dengan sinyal reference.

DIAGRAM BLOK SISTEM PENGATURAN



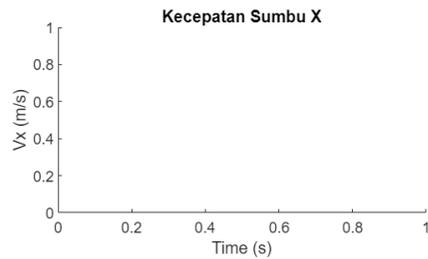
Parameter Sistem Pengaturan Sudut Pitch

Kp θ

Ki θ

Kd θ

Durasi Simulasi (detik)



Gambar 5.2 Simulasi sistem pengaturan sudut pitch

Tabel 5.2 Tuning parameter kontroler sudut pitch

Percobaan	K _{Pθ}	K _{Iθ}	K _{dθ}	%Overshoot	t _{SS} (detik)
1					

2					
3					
4					
5					
6					
7 (LOAD)					

Keterangan:

- %Overshoot adalah besaran prosentase nilai respon yang melebihi referensi, atau dalam percobaan ini, apakah sudut pitch pernah melebihi referensi atau tidak, dalam perjalanannya mencapai steady-state. Bila tidak pernah, diisi nol.
- t_{SS} adalah waktu respon mencapai steady-state atau waktu mencapai sudut heading θ_{ref}

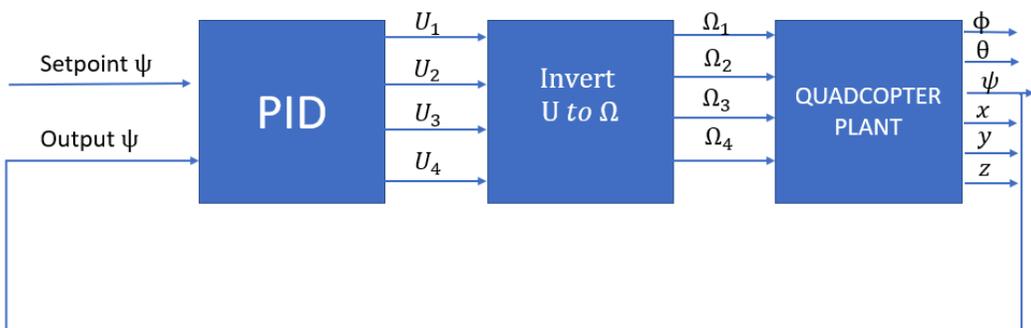
Hal baru yang saya pahami dari percobaan ini adalah:

--

6 SISTEM PENGATURAN SUDUT YAW

6.1 Konsep

Berbeda dengan sudut pitch dan sudut roll, sudut yaw pada quadcopter tidak mempengaruhi gerakan quadcopter baik di sumbu X maupun sumbu Y. Sudut yaw mempengaruhi arah rotasi kiri atau kanan dari quadcopter. Sudut yaw yang positif menyebabkan quadcopter berotasi searah jarum jam. Sebaliknya, sudut yaw yang negatif menyebabkan quadcopter berotasi berlawanan dengan arah jarum jam. Gambar 6.1 menunjukkan diagram blok sistem pengaturan sudut yaw pada quadcopter.



Gambar 6.1 Diagram blok sistem pengaturan sudut yaw quadcopter

Loop pengaturan sudut yaw menggunakan kontroler PID dengan:

- Sinyal error : $e_{\psi} = \psi_{ref} - \psi$
- Sinyal kontrol : $u_{\psi} = K_p e_{\psi} + K_i \int e_{\psi} dt + K_d \frac{de_{\psi}}{dt}$

Sinyal kontrol u_ψ yang dihasilkan ini kemudian digunakan untuk mengatur besarnya U1, U2, U3, dan U4 yang kemudian akan dikonversi menjadi kecepatan masing-masing rotor $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$, dan Ω_4 . Tabel 6.1 menunjukkan parameter yang digunakan pada sistem pengaturan sudut yaw quadcopter

Tabel 6.1 Parameter sistem pengaturan sudut yaw

Parameter	Keterangan
K_p_ψ	Gain proporsional untuk pengaturan sudut yaw
K_i_ψ	Gain integral untuk pengaturan sudut yaw
K_d_ψ	Gain diferensial untuk pengaturan sudut yaw

6.2 Eksperimen

Tujuan dari eksperimen simulasi ini adalah mencari nilai parameter kontroler yang mampu menjaga quadcopter pada sudut yaw yang diinginkan $\psi_{ref} = 0 \text{ radian}$.

Langkah-langkah simulasi sistem pengaturan sudut pitch adalah sebagai berikut.

1. Buka MATLAB App: Sistem Pengaturan dan Pemanduan Quadcopter. Jalankan juga Simulink 'Quadcopter_Attitude.slx'
2. Pilih '7. Sistem Pengaturan Sudut Yaw' di menu dropdown.
3. Isilah nilai parameter kontroler di bagian '**Parameter Sistem Pengaturan Sudut Yaw**', meliputi:
 - a. Gain proporsional untuk pengaturan sudut yaw (K_p_ψ). Isilah dengan angka sembarang, coba dengan angka 0.4.
 - b. Gain integral untuk pengaturan sudut yaw (K_i_ψ). Isilah dengan angka sembarang, coba dengan angka 0.3.
 - c. Gain diferensial untuk pengaturan sudut yaw (K_d_ψ). Isilah dengan angka sembarang, coba dengan angka 0.1.

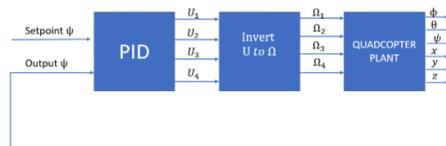
-
- d. Durasi simulasi adalah lama simulasi dijalankan. Isilah dengan angka 40 detik.
4. Klik **RUN**, amati animasi pergerakan quadcopter dan grafik yang dihasilkan. Ada satu grafik, yaitu Sudut Yaw.
 5. Amati error terbesar yang terjadi dan catat pada Tabel 6.2
 6. Cobalah mengganti nilai parameter kontroler K_{p_ψ} , K_{I_ψ} , dan K_{d_ψ} , lalu klik **RUN**. Lakukan lima kali tuning dan amati error terbesar yang terjadi. Catat semua percobaan tuning dalam Tabel 6.2 untuk dibandingkan.
 7. Selanjutnya, klik **LOAD** untuk mengambil nilai parameter yang sudah disiapkan di simulasi.
 8. Klik **RUN** dan catat hasilnya dalam Tabel 6.2 .
 9. Dari enam kali percobaan tuning parameter kontroler, adakah yang menghasilkan performa kontroler yang lebih baik daripada parameter yang sudah disiapkan oleh simulasi.
 10. Tuliskan apa saja pemahaman baru yang Anda dapatkan dari simulasi ini.

SISTEM PENGATURAN DAN PEMANDUAN QUADCOPTER
LABORATORIUM SISTEM DAN SIBERNETIKA ITS 2021

Pilih 7. Sistem Pengaturan Sudut Yaw

Sistem pengaturan sudut yaw bertugas untuk menjaga quadcopter untuk tetap berada pada sudut yaw tertentu sesuai dengan sinyal reference.

DIAGRAM BLOK SISTEM PENGATURAN



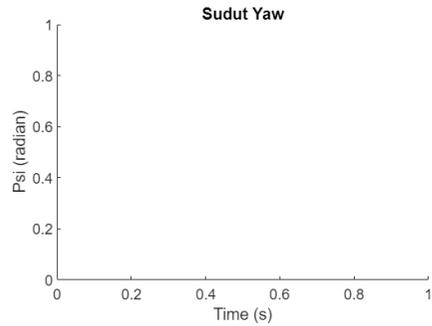
Parameter Sistem Pengaturan Sudut Yaw

$K_p \psi$

$K_i \psi$

$K_d \psi$

Durasi Simulasi (detik)

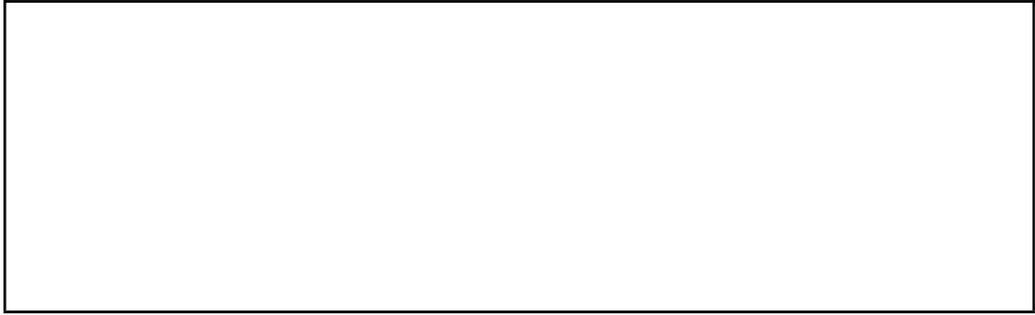


Gambar 6.2 Simulasi sistem pengaturan sudut yaw

Tabel 6.2 Tuning parameter kontroler sudut yaw

Percobaan	$K_P \psi$	$K_I \psi$	$K_d \psi$	error
1				
2				
3				
4				
5				
6				
7 (LOAD)				

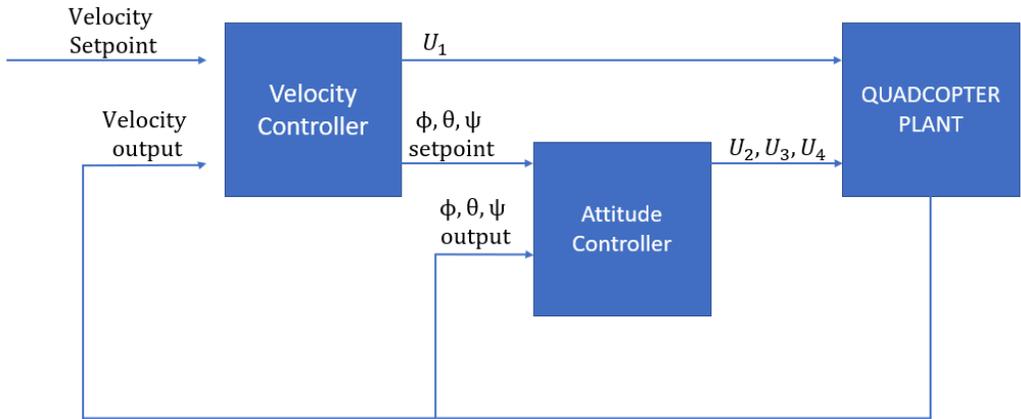
Hal baru yang saya pahami dari percobaan ini adalah:



7 SISTEM PENGATURAN KECEPATAN SUMBU X

7.1 Konsep

Sistem pengaturan kecepatan sumbu X berfungsi untuk mengatur kecepatan pada sumbu X quadcopter tetap berada pada nilai referensi yang diinginkan. Sistem pengaturan kecepatan sumbu X menggunakan cascade loop. Pengaturan attitude (sudut roll, pitch, dan yaw) digunakan sebagai *inner loop*. Sementara itu, outer loop dari sistem adalah pengaturan kecepatan. Gambar 7.1 menunjukkan diagram blok sistem pengaturan kecepatan sumbu X quadcopter.



Gambar 7.1 Diagram blok sistem pengaturan kecepatan quadcopter

Loop pengaturan sudut yaw menggunakan kontroler PID dengan:

- Sinyal error : $e_{v_x} = v_{x_{ref}} - v_x$
- Sinyal kontrol : $u_{v_x} = K_{P_{v_x}} e_{v_x} + K_{I_{v_x}} \int e_{v_x} dt + K_{d_{v_x}} \frac{de_{v_x}}{dt}$

Sinyal kontrol u_{v_x} yang dihasilkan ini kemudian digunakan untuk mengatur besarnya U_1 , serta menjadi set point attitude (sudut roll, pitch, dan yaw). Attitude ini kemudian akan dikontrol oleh kontroler menjadi U_2, U_3 , dan U_4 yang kemudian dikonversi menjadi kecepatan masing-masing rotor $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$, dan Ω_4 . Tabel 7.1 menunjukkan parameter yang digunakan pada sistem pengaturan sudut kecepatan sumbu X quadcopter

Tabel 7.1 Parameter sistem pengaturan kecepatan sumbu X

Parameter	Keterangan
$K_{P_{v_x}}$	Gain proporsional untuk pengaturan kecepatan sumbu X
$K_{I_{v_x}}$	Gain integral untuk pengaturan kecepatan sumbu X
$K_{d_{v_x}}$	Gain diferensial untuk pengaturan kecepatan sumbu X

7.2 Eksperimen

Tujuan dari eksperimen simulasi ini adalah mencari nilai parameter kontroler yang mampu menjaga quadcopter pada kecepatan sumbu X yang diinginkan $v_{x_{ref}} = 5 \text{ m/s}$.

Langkah-langkah simulasi sistem pengaturan sudut pitch adalah sebagai berikut.

1. Buka MATLAB App: Sistem Pengaturan dan Pemanduan Quadcopter. Jalankan juga Simulink 'Quadcopter_Velocity.slx'
2. Pilih '8. Sistem Pengaturan Kecepatan Sumbu X' di menu dropdown.
3. Isilah nilai parameter kontroler di bagian '**Parameter Sistem Pengaturan Kecepatan Sumbu X**', meliputi:
 - a. Gain proporsional untuk pengaturan kecepatan sumbu X ($K_{p_{v_x}}$). Isilah dengan angka sembarang, coba dengan angka -0.3.
 - b. Gain integral untuk pengaturan kecepatan sumbu X ($K_{i_{v_x}}$). Isilah dengan angka sembarang, coba dengan angka 0.1.
 - c. Gain diferensial untuk pengaturan kecepatan sumbu X ($K_{d_{v_x}}$). Isilah dengan angka sembarang, coba dengan angka 0.2.
 - d. Durasi simulasi adalah lama simulasi dijalankan. Isilah dengan angka 40 detik.
4. Klik **RUN**, amati animasi pergerakan quadcopter dan grafik yang dihasilkan. Ada dua grafik, Kecepatan Sumbu X dan Sudut Pitch. Grafik Kecepatan Sumbu X menunjukkan $v_{x_{ref}}$ dan output v_x . Semakin bentuk output mendekati referensi, semakin bagus performa kontroler. Grafik sudut pitch menunjukkan respon sudut pitch quadcopter karena pergerakan pada sumbu X dipengaruhi dengan erat oleh sudut pitch.
5. Amati % overshoot dan waktu mencapai steady-state pada grafik kecepatan sumbu X dan catat di Tabel 7.2

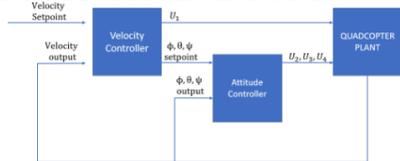
-
6. Cobalah mengganti nilai parameter kontroler $K_{P_{v_x}}$, $K_{I_{v_x}}$, dan $K_{d_{v_x}}$, lalu klik **RUN**.
Lakukan lima kali tuning dan amati pada detik berapa kecepatan sumbu X referensi tercapai. Catat semua percobaan tuning dalam Tabel 7.2 untuk dibandingkan.
 7. Selanjutnya, klik **LOAD** untuk mengambil nilai parameter yang sudah disiapkan di simulasi.
 8. Klik **RUN** dan catat hasilnya dalam Tabel 7.2 .
 9. Dari enam kali percobaan tuning parameter kontroler, adakah yang menghasilkan performa kontroler yang lebih baik daripada parameter yang sudah disiapkan oleh simulasi.
 10. Tuliskan apa saja pemahaman baru yang Anda dapatkan dari simulasi ini.

SISTEM PENGATURAN DAN PEMANDUAN QUADCOPTER
LABORATORIUM SISTEM DAN SIBERNETIKA ITS 2021

Pilih 8. Sistem Pengaturan Kecepatan Sumbu X

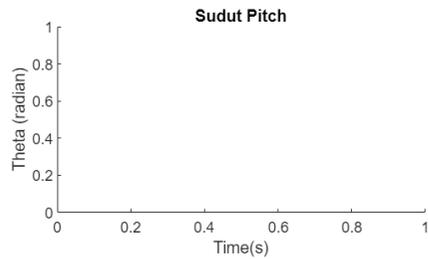
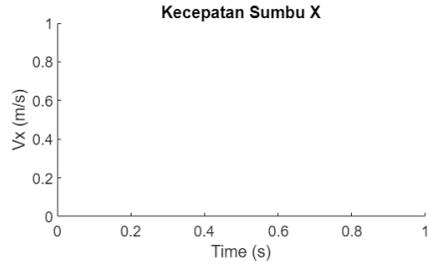
Sistem pengaturan kecepatan pada sumbu X bertugas untuk menjaga quadcopter untuk tetap berada pada kecepatan tertentu di komponen sumbu X sesuai dengan sinyal reference.

DIAGRAM BLOK SISTEM PENGATURAN



Parameter Sistem Pengaturan Kecepatan Sumbu X

Kp Vx	<input type="text" value="0"/>	<input type="button" value="↑"/>	<input type="button" value="↓"/>
Ki Vx	<input type="text" value="0"/>	<input type="button" value="↑"/>	<input type="button" value="↓"/>
Kd Vx	<input type="text" value="0"/>	<input type="button" value="↑"/>	<input type="button" value="↓"/>
Durasi Simulasi (detik)	<input type="text" value="0"/>	<input type="button" value="↑"/>	<input type="button" value="↓"/>



Gambar 7.2 Simulasi sistem pengaturan kecepatan sumbu X

Tabel 7.2 Tuning parameter kontroler kecepatan sumbu X

Percobaan	$K_{P_{v_x}}$	$K_{I_{v_x}}$	$K_{d_{v_x}}$	%Overshoot	t_{ss} (detik)
1	-0.3	0.1	0.2	0	tidak stabil
2	-0.21	0	0	0	9
3	-0.23	0	0	0	tidak stabil
4	-0.22	0.01	0.1	0	tidak stabil
5	-0.22	0	0.1	0	tidak stabil
6	-0.22	0	0	0	7.5
7 (LOAD)	-0.15	0	0	0	8

Keterangan:

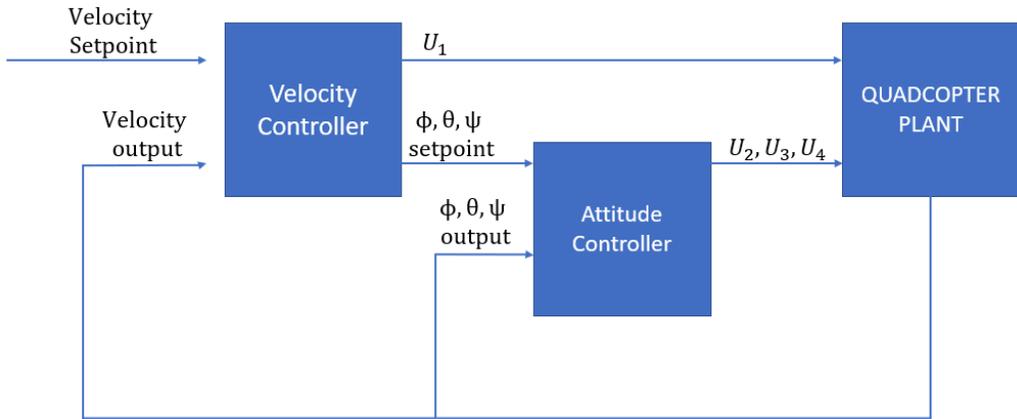
-
- %Overshoot adalah besaran prosentase nilai respon yang melebihi referensi, atau dalam percobaan ini, apakah kecepatan sumbu X pernah melebihi referensi atau tidak, dalam perjalanannya mencapai steady-state. Bila tidak pernah, diisi nol.
 - t_{ss} adalah waktu respon mencapai steady-state atau waktu mencapai kecepatan sumbu X referensi $v_{x_{ref}}$

Hal baru yang saya pahami dari percobaan ini adalah:

8 SISTEM PENGATURAN KECEPATAN SUMBU Y

8.1 Konsep

Sistem pengaturan kecepatan sumbu Y berfungsi untuk mengatur kecepatan pada sumbu Y quadcopter tetap berada pada nilai referensi yang diinginkan. Sistem pengaturan kecepatan sumbu Y menggunakan cascade loop. Pengaturan attitude (sudut roll, pitch, dan yaw) digunakan sebagai *inner loop*. Sementara itu, outer loop dari sistem adalah pengaturan kecepatan. Gambar 8.1 menunjukkan diagram blok sistem pengaturan kecepatan sumbu Y quadcopter.



Gambar 8.1 Diagram blok sistem pengaturan kecepatan quadcopter

Loop pengaturan sudut yaw menggunakan kontroler PID dengan:

- Sinyal error : $e_{v_y} = v_{y_{ref}} - v_y$
- Sinyal kontrol : $u_{v_y} = K_{P_{v_y}} e_{v_y} + K_{I_{v_y}} \int e_{v_y} dt + K_{d_{v_y}} \frac{de_{v_y}}{dt}$

Sinyal kontrol u_{v_y} yang dihasilkan ini kemudian digunakan untuk mengatur besarnya U_1 , serta menjadi set point attitude (sudut roll, pitch, dan yaw). Attitude ini kemudian akan dikontrol oleh kontroler menjadi U_2, U_3 , dan U_4 yang kemudian dikonversi menjadi kecepatan masing-masing rotor $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$, dan Ω_4 . Tabel 8.1 menunjukkan parameter yang digunakan pada sistem pengaturan sudut kecepatan sumbu Y quadcopter

Tabel 8.1 Parameter sistem pengaturan kecepatan sumbu Y

Parameter	Keterangan
$K_{P_{v_y}}$	Gain proporsional untuk pengaturan kecepatan sumbu Y
$K_{I_{v_y}}$	Gain integral untuk pengaturan kecepatan sumbu Y
$K_{d_{v_y}}$	Gain diferensial untuk pengaturan kecepatan sumbu Y

8.2 Eksperimen

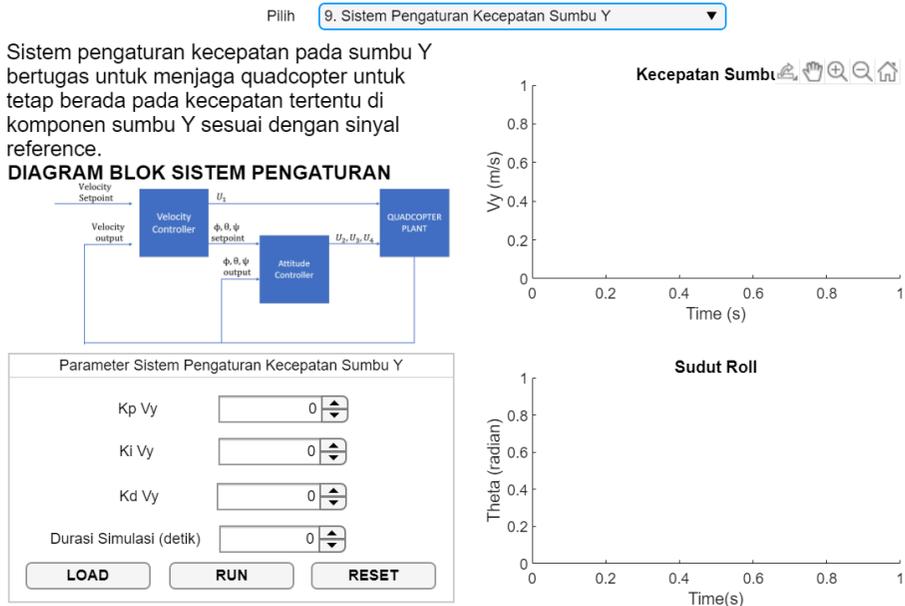
Tujuan dari eksperimen simulasi ini adalah mencari nilai parameter kontroler yang mampu menjaga quadcopter pada kecepatan sumbu Y yang diinginkan $v_{y_{ref}} = 5 \text{ m/s}$.

Langkah-langkah simulasi sistem pengaturan sudut pitch adalah sebagai berikut.

1. Buka MATLAB App: Sistem Pengaturan dan Pemanduan Quadcopter. Jalankan juga Simulink 'Quadcopter_Velocity.slx'
2. Pilih '8. Sistem Pengaturan Kecepatan Sumbu Y' di menu dropdown.
3. Isilah nilai parameter kontroler di bagian '**Parameter Sistem Pengaturan Kecepatan Sumbu Y**', meliputi:
 - a. Gain proporsional untuk pengaturan kecepatan sumbu Y ($K_{p_{v_y}}$). Isilah dengan angka sembarang, coba dengan angka -0.3.
 - b. Gain integral untuk pengaturan kecepatan sumbu Y ($K_{I_{v_y}}$). Isilah dengan angka sembarang, coba dengan angka 0.1.
 - c. Gain diferensial untuk pengaturan kecepatan sumbu Y ($K_{d_{v_y}}$). Isilah dengan angka sembarang, coba dengan angka 0.2.
 - d. Durasi simulasi adalah lama simulasi dijalankan. Isilah dengan angka 40 detik.
4. Klik **RUN**, amati animasi pergerakan quadcopter dan grafik yang dihasilkan. Ada dua grafik, Kecepatan Sumbu Y dan Sudut Roll. Grafik Kecepatan Sumbu Y menunjukkan $v_{y_{ref}}$ dan output v_y . Semakin bentuk output mendekati referensi, semakin bagus performa kontroler. Grafik sudut roll menunjukkan respon sudut roll quadcopter karena pergerakan pada sumbu Y dipengaruhi dengan erat oleh sudut roll.
5. Amati % overshoot dan waktu mencapai steady-state pada grafik kecepatan sumbu Y dan catat di Tabel 8.2

-
6. Cobalah mengganti nilai parameter kontroler $K_{P_{v_y}}$, $K_{I_{v_y}}$, dan $K_{d_{v_y}}$, lalu klik **RUN**.
Lakukan lima kali tuning dan amati pada detik berapa kecepatan sumbu Y referensi tercapai. Catat semua percobaan tuning dalam Tabel 8.2 untuk dibandingkan.
 7. Selanjutnya, klik **LOAD** untuk mengambil nilai parameter yang sudah disiapkan di simulasi.
 8. Klik **RUN** dan catat hasilnya dalam Tabel 8.2 .
 9. Dari enam kali percobaan tuning parameter kontroler, adakah yang menghasilkan performa kontroler yang lebih baik daripada parameter yang sudah disiapkan oleh simulasi.
 10. Tuliskan apa saja pemahaman baru yang Anda dapatkan dari simulasi ini.

SISTEM PENGATURAN DAN PEMANDUAN QUADCOPTER
LABORATORIUM SISTEM DAN SIBERNETIKA ITS 2021



Gambar 8.2 Simulasi sistem pengaturan kecepatan sumbu Y

Tabel 8.2 Tuning parameter kontroler kecepatan sumbu Y

Percobaan	$K_{P_{v_y}}$	$K_{I_{v_y}}$	$K_{d_{v_y}}$	%Overshoot	t_{ss} (detik)
1	-0.3	0.1	0.2	0	tidak stabil
2	-0.35	0.0001	0.01	0	tidak stabil
3	-0.45	0.001	0.01	0	tidak stabil
4	-0.45	0	0.01	0	tidak stabil
5	-0.45	0	0	0	tidak stabil
6	-0.35	0	0	0	4
7 (LOAD)	-0.15	0	0	0	8

Keterangan:

-
- %Overshoot adalah besaran prosentase nilai respon yang melebihi referensi, atau dalam percobaan ini, apakah kecepatan sumbu Y pernah melebihi referensi atau tidak, dalam perjalanannya mencapai steady-state. Bila tidak pernah, diisi nol.
 - t_{ss} adalah waktu respon mencapai steady-state atau waktu mencapai kecepatan sumbu Y referensi $v_{y_{ref}}$

Hal baru yang saya pahami dari percobaan ini adalah:

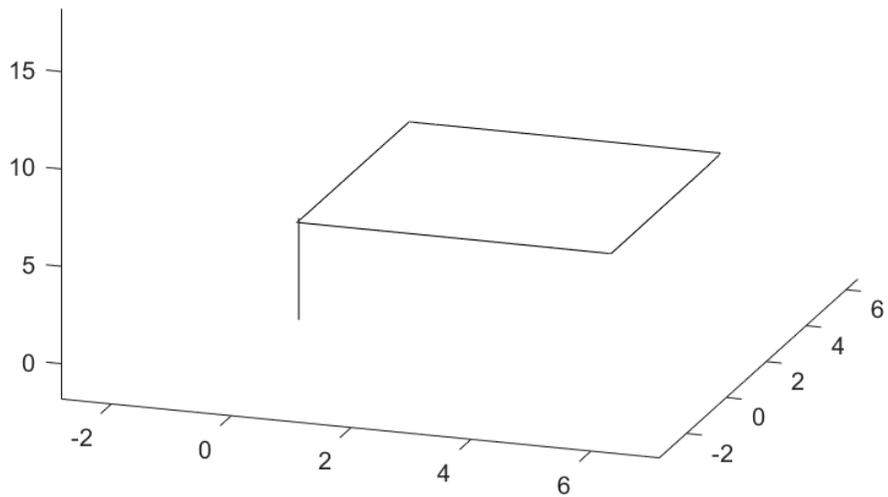
9 SISTEM PEMANDUAN QUADCOPTER

9.1 Konsep

Salah satu penerapan kontrol kecepatan sumbu X, sumbu Y, dan kontrol ketinggian quadcopter adalah sistem pemanduan quadcopter. Sistem pemanduan quadcopter didesain agar quadcopter dapat bergerak membentuk suatu trayektori tertentu dengan melewati beberapa waypoint tertentu.

Salah satu metode yang dapat digunakan dalam mendesain sistem pemanduan quadcopter adalah dengan menggunakan *trajectory generator*. *Trajectory generator* ini kemudian akan dijadikan input untuk kontrol kecepatan quadcopter sehingga quadcopter dapat bergerak sesuai dengan trayektori yang diinginkan.

Pada MATLAB Apps, telah dibuat salah satu contoh sistem pemanduan quadcopter seperti pada Gambar 9.1.



Gambar 9.1 Contoh hasil trayektori yang dibentuk oleh sistem pemanduan quadcopter

10 DAFTAR PUSTAKA

- Ferry, N. Quadcopter Plant Model and Control System Development with MATLAB/Simulink Implementation. Diss. Rochester Institute of Technology, 2017.
- Rangku, M. Syahrizal. APLIKASI GPS PADA QUADCOPTER SEBAGAI PENGONTROL HOLD POSITION. Diss. Politeknik Negeri Sriwijaya, 2014.