

# PERANCANGAN KONTROLER MPC UNTUK *TRAJECTORY TRACKING* PADA GERAK *CRUISE QUADCOPTER*

Astrid Rachma Pratiwi, Rusdianto Effendie A. K. dan Eka Iskandar

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

Jl. Arief Rahman Hakim, Surabaya 60111

*E-mail:* astridrp14@gmail.com, rusdhi@elect-eng.its.ac.id, iskandar@elect-eng.its.ac.id

**Abstrak**— Salah satu permasalahan kendali pada *quadcopter* adalah *trajectory tracking* dimana *quadcopter* dapat mejejak jalur yang sudah ditetapkan. Pada penelitian Tugas Akhir ini dirancang pengendalian gerak *cruise quadcopter* saat *trajectory tracking* menggunakan Kontroler PID untuk gerak rotasi dan *Model Predictive Control* (MPC) untuk gerak translasi. Gerakan *Cruse quadcopter* saat *trajectory tracking* merupakan gerakan manuver yang mencakup perubahan sumbu X, Y dan Z. Referensi jalur yang akan disimulasikan untuk *trajectory tracking* gerak *cruise quadcopter* berbentuk lingkaran. Penentuan parameter MPC dengan memvariasikan salah satu nilai parameter MPC yaitu *pediction horizon* (Np).

**Kata Kunci**— *Quadcopter, Trajectory Tracking, Model Predictive Control, PID.*

## I. PENDAHULUAN

**Q**UADCOPTER saat ini menjadi bahan perbincangan dan penelitian bagi para peneliti dikarenakan memiliki manuverabilitas yang tinggi, rancangan yang sederhana dan kelengkapan sensor yang digunakan. *Quadcopter* juga sangat efektif dalam melakukan pengawasan, pemeriksaan area, dan pemetaan pada daerah yang tidak bisa terjangkau oleh manusia. *Quadcopter* mempunyai dua macam gerakan, yaitu gerakan rotasi dan translasi. Gerak rotasi merupakan gerakan yang terjadi pada poros *quadcopter* dimana tebrdiri dari gerak *roll*, *pitch* dan *yaw*. Sedangkan gerak translasi *quadcopter* mempunyai dua gerakan, yaitu gerakan lateral dan gerakan longitudinal. Gerakan lateral merupakan gerakan *quadcopter* saat berbelok ke kanan maupun ke kiri menuju arah sumbu x dan y. Sedangkan gerakan longitudinal merupakan gerakan *quadcopter* pada sumbu z, pada saat *quadcopter* akan menuju ke atas atau ke bawah.

Permasalahan kendali pada *quadcopter* salah satunya adalah *trajectory tracking* dimana *quadcopter* dapat menjejak jalur referensinya. Dimana *quadcopter* melakukan gerak tanslasi maju maupun menyamping untuk menjejak jalur referensi. Gerak translasi pada quaqcopter di tentukan oleh resultan gaya dan sudut-sudut pada *quadcopter*. Jika dilakukan pengendalian gerak translasi, maka sinyal kontrol bergantung pada evaluasi gerak translasinya dan besar sudut-sudut quadrotor [2].

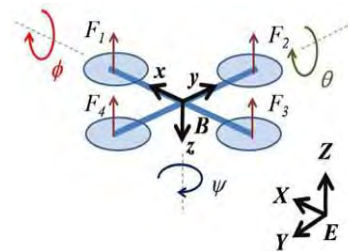
Untuk pengendalian *trajectory tracking quadcopter*, sudah banyak teknik kontrol yang digunakan. Kontrol PID, LQR dan *Model Predictive Control* (MPC) baru-baru ini telah banyak digunakan. Kontroler PID adalah pilihan yang paling

populer untuk mengendalikan semacam proses, tetapi untuk sistem MIMO seperti *quadcopter* sulit untuk menggunakan kontroler ini sedangkan kontroler LQR adalah metode pengendalian yang relatif modern tetapi terbatas pada aplikasi dimana sistem adalah model yang linier. Apabila menggunakan metode ini untuk mengontrol sistem nonlinier maka sistem harus di diubah menjadi bentuk linier terlebih dahulu. Untuk mengevaluasi kinerja kontroler LQR, kita perlu membandingkannya dengan hasil kontroler yang lain yang membutuhkan kerumitan yang lain pula [3]. Di sisi lain, MPC dapat menangani sistem linear dan sistem nonlinier [4]. Dibandingkan dengan PID, Tuning MPC lebih mudah bahkan untuk sistem MIMO yang kompleks. Sehingga pada penelitian ini diharapkan kontroler MPC dapat mengoptimal gerak *cruise quadcopter*.

## II. TEORI PENUNJANG

### A. *Quadcopter*[5]

*Quadcopter* yang juga dikenal sebagai quadrotor adalah helikopter dengan tersusun dari empat buah rotor yang ditempatkan dalam formasi persegi dengan jarak yang sama dari pusat massa *quadcopter* tersebut. *Quadcopter* dikendalikan dengan menyesuaikan kecepatan sudut dari rotor yang diputar oleh motor listrik. Pergerakan *quadcopter* dapat dilihat pada Gambar 1.



**Gambar 1.** *Earth-frame* dan *Body-frame* yang digunakan dalam permodelan *quadcopter*

*Quadcopter* mempunyai dua macam gerakan, yaitu gerakan rotasi dan translasi. Gerak rotasi merupakan gerakan yang terjadi pada poros *quadcopter* dimana tebrdiri dari gerak *roll*, *pitch* dan *yaw*. Sedangkan gerak translasi *quadcopter* mempunyai dua gerakan, yaitu gerakan lateral dan gerakan longitudinal. Gerakan lateral merupakan gerakan *quadcopter* saat berbelok ke kanan maupun ke kiri menuju arah sumbu x dan y. Sedangkan gerakan longitudinal merupakan gerakan

quadcopter pada sumbu z, pada saat quadcopter akan menuju ke atas atau ke bawah.

**B. Kinematik dan Dinamik Quadcopter**

Quadcopter dideskripsikan menjadi 12 state. State x,y, dan z merepresntasikan posisi frame sedangkan state u,v,w dinotasikan sebagai kecepatan body frame. State  $\phi, \theta, \psi$  dideskripsikan sebagai sudut euler dan p,q,r dinotasikan sebagai kecepatan sudut. Persamaan Kinematik Quadcopter dapat dilihat pada Persamaan (1), Persamaan (2) dan Persamaan (3).

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \mathbf{R}_\theta \begin{bmatrix} u \\ v \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\mathbf{R}_\theta = \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & -s_\psi c_\theta + c_\psi s_\theta s_\phi & s_\psi c_\theta + c_\psi s_\theta s_\phi \\ s_\psi c_\theta & c_\psi c_\theta + s_\psi s_\theta c_\phi & -c_\psi c_\theta + s_\psi s_\theta c_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s_\phi t_\theta & c_\phi t_\theta \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & s_\phi / c_\theta & c_\phi / c_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3)$$

Dari persamaan (1) dan (2) maka diperoleh matriks transformasi dari bingkai bodi menuju bingkai bumi. Persamaan Dinamik didapatkan dari Hukum Newton tentang gerak. Persamaan Dinamik dapat dilihat pada Persamaan (4).

$$\begin{cases} \ddot{X} = \frac{U_1}{m} (\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi) \\ \ddot{Y} = \frac{U_1}{m} (-\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi) \\ \ddot{Z} = -g + \frac{U_1}{m} (\cos \theta \cos \phi) \\ \dot{p} = \frac{I_{YY} - I_{ZZ}}{I_{XX}} q r - \frac{J_{TP}}{I_{XX}} q \Omega + \frac{U_2}{I_{XX}} \\ \dot{q} = \frac{I_{ZZ} - I_{XX}}{I_{YY}} p r - \frac{J_{TP}}{I_{YY}} p \Omega + \frac{U_3}{I_{YY}} \\ \dot{r} = \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}} p q - \frac{U_4}{I_{ZZ}} \end{cases} \quad (4)$$

Dengan melihat secara sederhana pada Persamaan (2.50), posisi pada sumbu Z, dan posisi sudut roll, pitch, yaw dapat dikontrol secara langsung, berturut-turut dengan menggunakan U1, U2, U3, dan U4. Kontrol pada posisi maju (X), dan menyamping (Y) dapat dilakukan dengan mengatur sudut pitch dan roll dengan syarat gaya angkat (U1) tidak sama dengan nol. Nilai input dari quadcopter merupakan gaya angkat tiap propeler, yang telah dimodelkan secara teoritis dalam persamaan (5), adalah sebagai berikut:

$$\begin{cases} U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = bl(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\ U_3 = bl(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \\ U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \end{cases} \quad (5)$$

**C. PID[6]**

Parameter pengontrol Proporsional Integral derivative (PID) selalu didasari atas tinjauan terhadap karakteristik yang di atur (plant). Sebelum dikontrol dengan kontroler PID,

perilaku plant yang akan dikontrol harus di ketahui terlebih dahulu sebelum pencarian parameter PID dilakukan. Persamaan kendali PID transformasi Laplace dapat dituliskan sebagai berikut:

$$U(s) = K_p \left( 1 + \frac{1}{T_{is}} + T_d s \right) E(s) \quad (6)$$

**D. Model Predictive Control (MPC) [7]**

Model Predictive Control (MPC) adalah untuk menghitung trayektori dari sinyal kontrol  $u$  (manipulated variable) yang akan datang untuk mengoptimalkan perilaku yang akan datang (future behavior) pada sinyal output  $y$  pada sebuah plant berdasarkan pada nilai pengukuran saat ini dan prediksi dari nilai output yang akan datang. Objektif dari kontroler MPC adalah untuk menentukan nilai sinyal kontrol (sequence of control moves) sehingga nilai output yang diprediksi akan mendekati nilai setpoint dengan optimal.

**1) Plant**

Sistem Model Predictive Control didesain berdasarkan oleh model matematika plant. Model plant yang akan digunakan untuk desain system control dirubah menjadi model state space yang diperlukan untuk memprediksi respon kedepan yang diwakilkan oleh variable saat ini. Untuk mempermudah, diasumsikan plant merupakan sistem single-input dan single output yang dapat dideskripsikan sebagai berikut :

$$x_m(k+1) = A_m x_m(k) + B_m u(k) \quad (7)$$

$$y(k) = C_m x_m(k) \quad (8)$$

Persamaan (7) dan Persamaan (8) digabungkan membentuk model state space,

$$\begin{bmatrix} x(k+1) \\ \Delta x_m(k+1) \\ y(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A \\ C_m A_m & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta x_m(k) \\ y(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ C_m B_m \end{bmatrix} \Delta u(k) \quad (9)$$

$$y(k) = \begin{bmatrix} c \\ o_m & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta x_m(k) \\ y(k) \end{bmatrix} \quad (10)$$

dimana  $o_m = [0 \ 0 \ \dots \ 0]$ , sedangkan matriks A,B, dan C disebut dengan matriks augmented yang akan digunakan untuk desain dari predictive control.

**2) Output input**

Nilai output terprediksi dan variabel kontrol yang akan datang dapat dihitung dengan menggunakan Persamaan (11).

$$Y = Fx(k_i) + \Phi \Delta U \quad (11)$$

Di mana matriks  $F$ ,  $\Phi$ , dan  $\Delta U$  dapat diformulasikan sebagai berikut:

$$\Delta U = [u(k_i) \Delta u(k_i + 1) \dots \Delta u(k_i + N_c - 1)]^T \quad (12)$$

$$F = \begin{bmatrix} CA \\ CA^2 \\ CA^3 \\ \vdots \\ CA^{N_p} \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} CB & 0 & 0 & \dots & 0 \\ CAB & CB & 0 & \dots & 0 \\ CA^2B & CAB & CB & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ CA^{N_p} & CA^{N_p} & CA^{N_p} & \dots & CA^{N_p} \end{bmatrix} \quad (14)$$

### 3) Indeks performansi

Dalam sebuah kontroler MPC, diperlukan proses optimasi yang mempunyai objektif kontrol untuk meminimalkan error yang terbentuk dari selisih nilai referensi dengan nilai keluaran dari plant. Optimasi tersebut dilakukan dengan mendeskripsikan sebuah nilai dan parameter indeks performansi  $J$  yang merefleksikan objektif kontrol dari kontroler MPC. Indeks performansi tersebut dapat didefinisikan sebagai berikut:

$$R_s = \overbrace{[1 \ 1 \ \dots \ 1]^T}^{N_p} r(k_i) = \bar{R}_s r(k_i) \quad (15)$$

$$J = (R_s - Y)^T (R_s - Y) + \Delta U^T \bar{R} \Delta U \quad (16)$$

$$\Delta U = (\Phi^T \Phi + \bar{R})^{-1} \Phi^T (R_s - Fx(k_i)) \quad (17)$$

## III. PEMODELAN DAN PERANCANGAN SISTEM

### A. Pemodelan *Quadcopter*

Parameter yang didapatkan dari quadcopter dapat dilihat pada tabel

Tabel 1. Parameter Quadcopter

No.	Parameter	Nilai	Satuan
1.	Massa quadcopter	1.26	Kg
2.	Jari-jari quadcopter	0,206	Meter
3.	Momen inersia sumbu X	$1,68 \times 10^{-3}$	$\text{Kg.m}^2$
4.	Momen inersia sumbu Y	$1,68 \times 10^{-3}$	$\text{Kg.m}^2$
5.	Momen inersia sumbu Z	$1,25 \times 10^{-3}$	$\text{Kg.m}^2$
6.	Konstanta drag	$4,19 \times 10^{-5}$	$\text{Nm.sec}^2$
7.	Konstanta Thrust	$1,68918 \times 10^{-6}$	$\text{N.sec}^2$
8.	Gaya Grafitasi	9,8	$\text{m/sec}^2$

Pada bab 2 telah diperoleh model matematik dari quadcopter, parameter-parameter quadcopter yang telah diketahui disubstitusikan ke dalam model matematika *quadcopter* sehingga model matematika bisa digunakan pada simulasi. Model matematika *quadcopter* dapat dituliskan kembali menjadi Persamaan (18).

$$\begin{cases} \ddot{X} = \frac{U_1}{1.26} (\cos\psi \sin\theta \cos\phi + \sin\psi \sin\phi) \\ \ddot{Y} = \frac{U_1}{1.26} (\sin\psi \sin\theta \cos\phi - \cos\psi \sin\phi) \\ \ddot{Z} = -9.81 + (\cos\theta \cos\phi) \frac{U_1}{1.26} \\ \dot{p} = -0.5495qr - 0.00017q\Omega + 0.2052U_2 \\ \dot{q} = 0,1675pr - 0,0094p\Omega + 2,955U_3 \\ \dot{r} = -2,0257pq + 0.0954U_4 \end{cases} \quad (18)$$

### B. Perancangan Kontroler *PID*

Sehingga pada tugas akhir kali ini, penentuan parameter *PID* menggunakan metode tuning manual, sebagai berikut :

- Langkah awal adalah menambah gain kontroler proporsional hingga keadaan stabil namun respon masih ada isolasidan mengabaikan gain kontroler integral dan deferensial.
- Untuk meredam osilasi pada respon, tambahkan gain kontroler deferensial sampai respon lebih stabil.
- Selanjutnya tambahkan nilai gain kontroler integral untuk menambah kestabilan pada respon. Didapatkan parameter kontroler *PID* untuk gerak rotasi seperti pada Tabel 2.

Tabel 2. Parameter Kontroler *PID*

Sudut/ <i>Gain</i> <i>PID</i>	Kp	Ki	Kd
Pitch	400	0,01	2250
Roll	800	0,01	2800
Yaw	300	0,00001	1400

### C. Perancangan Kontroler *MPC*

#### 1) Diskritisasi

Untuk merancang kontroler *MPC*, sistem yang akan dikontrol harus berbentuk model *state space*, sehingga Persamaan (18) akan dimodifikasi agar dapat dibuat model *state space*. Modifikasi persamaan linier sumbu Z dapat dilihat pada Persamaan (19).

$$\ddot{Z} = U_z \quad (19)$$

diskritisasi Persamaan (20) dengan menggunakan metode forward euler sebagai berikut :

$$\begin{bmatrix} Z(k+1) \\ V_z(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Z(k) \\ V_z(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \Delta T \end{bmatrix} U_z(k) \quad (20)$$

Dimana  $\Delta T$  merupakan *sampling interval* dan dipilih nilai  $\Delta T$  sebesar 0.01s. State  $Z(k)$  dan  $V_z(k)$  merepresentasikan posisi dan kecepatan.

Persamaan (18) untuk sumbu X dan sumbu Y memiliki tiga *variable*  $\phi, \theta, \psi$  dimana gerak pada sumbu X bergantung pada besarnya nilai sudut  $\theta$  dan juga mendapat pengaruh secara langsung oleh sudut  $\phi$ , sedangkan gerak sumbu Y bergantung pada besarnya nilai sudut  $\phi$  dan mendapat pengaruh dari sudut  $\theta$ . Dimisalkan bahwa quadcopter bersifat *rigid* untuk sudut  $\psi$  sehingga besarnya perubahan sudut *yaw* bernilai sangat kecil atau  $\psi \approx 0$ .

Persamaan linier untuk sumbu X menjadi Persamaan (21). Persamaan linier untuk sumbu X sebagai berikut :

$$\ddot{X} = \frac{U_1}{1.26} (\sin\theta\cos\phi) \quad (21)$$

Persamaan (21) dimodifikasi menjadi Persamaan (24).

$$\ddot{X} = U_x \quad (22)$$

Diskritisasi Persamaan (22) dengan menggunakan metode forward euler sebagai berikut :

$$\begin{bmatrix} X(k+1) \\ V_x(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X(k) \\ V_x(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \Delta T \end{bmatrix} U_x(k) \quad (23)$$

Persamaan linier untuk sumbu Y menjadi Persamaan (24).

$$\ddot{Y} = -(\sin\phi) \frac{U_1}{1.26} \quad (24)$$

Modifikasi Persamaan Linier untuk Sumbu Y dapat dilihat pada Persamaan (25).

$$\ddot{Y} = U_y \quad (25)$$

Diskritisasi Persamaan (26) dengan menggunakan metode forward euler sebagai berikut :

$$\begin{bmatrix} X(k+1) \\ V_x(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X(k) \\ V_x(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \Delta T \end{bmatrix} U_x(k) \quad (26)$$

Sampling interval ( $\Delta T$ ) yang dipilih nilai  $\Delta T$  sebesar 0.01s. State  $Y(k)$ ,  $X(k)$  dan  $Z(k)$  d mempresentasikan posisi sedangkan State  $V_x(k)$ ,  $V_y(k)$  dan  $V_z(k)$  merepresentasikan kecepatan. Pemilihan matriks C untuk sumbu X, sumbu Y, dan Sumbu Z tergantung pada state mana yang akan dihitung. Pada tugas akhir ini, posisi sumbu yang akan dihitung nilainya, sehingga dapat menggunakan output matriks  $C = [1 \ 0]$ .

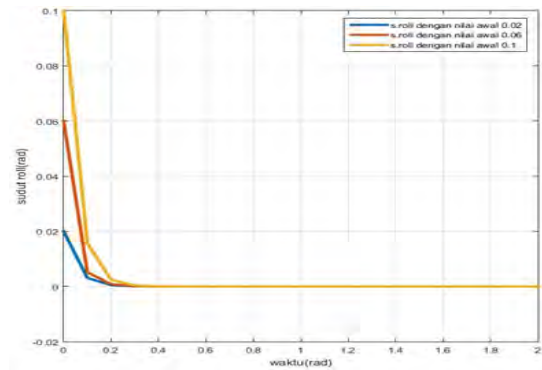
2) Penentuan Parameter dan Gain Kontroler MPC

Parameter MPC yang dimaksudkan adalah prediction horizon ( $N_p$ ), control horizon ( $N_c$ ) dan tuning parameter pada indeks performansi ( $r_w$ ). Selanjutnya adalah mencari nilai Gain kontroler MPC ( $K_{mpc}$  dan  $K_y$ ). Dimana gain  $K_y$  didapat dari baris pertama dari matriks  $(\Phi^T\Phi + \bar{R})^{-1}\Phi^TR_s$  dangain  $K_{mpc}$  didapat dari baris pertama dari matriks  $(\Phi^T\Phi + \bar{R})^{-1}\Phi^TF$ . Sehingga nilai matriks augmented yang telah di dapat di substitusikan ke dalah Persamaan (16) dan Persamaan (17). Setelah didapat nilai dari matriks F dan matriks  $\Phi$ , nilai tersebut di substitusikan ke persamaan  $(\Phi^T\Phi + \bar{R})^{-1}\Phi^TR_s$  untuk mendapatkan nilai gain  $K_y$  untuk kontroler MPC sumbu Y dan substitusi ke persamaan  $(\Phi^T\Phi + \bar{R})^{-1}\Phi^TF$  untuk mendapatkan nilai gain  $K_{mpc}$  untuk kontroler MPC.

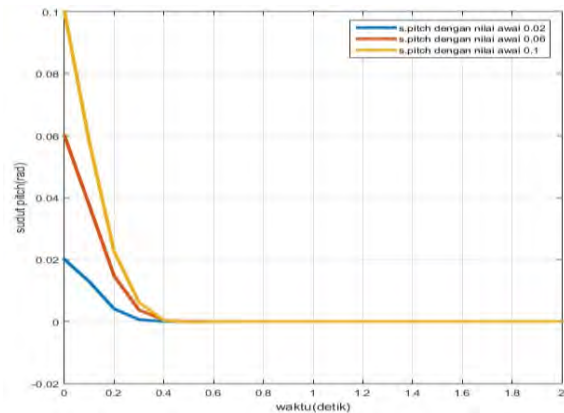
IV. PENGUJIAN DAN ANALISA

A. Analisa kestabilan

Pengujian variasi nilai awal dilakukan untuk mengetahui apakah respon kontroler PID pada gerak rotasi dapat meregulasi ke titik awal, sehingga apabila quadcopter diberi gangguan, maka akan tetap kembali ke jalur yang ditentukan. Pada simulasi tugas akhir ini hanya menggunakan gerak rotasi sudut roll dan sudut pitch dikarenakan sudut yaw yang dianggap rigid dan nilai perubahan sudut dibatasi bernilai maksimal 0,1 dikarenakan sudut rotaso quadcopter harus bernilai 0 untuk menjaga kestabilan quadcopter



Gambar 2. Respon Sudut Roll dengan Variasi Nilai Awal



Gambar 3. Respon Sudut Pitch dengan Variasi Nilai Awal

Pada pengujian ini diberikan nilai awal sebesar sebesar 0,02 radian, 0,06 radian dan 0,1 radian dengan nilai set point 0 radian. Hasil respon dapat dilihat pada Gambar 2 dan 3, didapatkan bahwa pada semua nilai awal, respon tetap meregulasi ke titik awal/ 0 radian.

B. Trajectory tracking quadcopter

Parameter kontroler MPC yang digunakan untuk simulasi trajectory tracking quadcopter terdapat pada

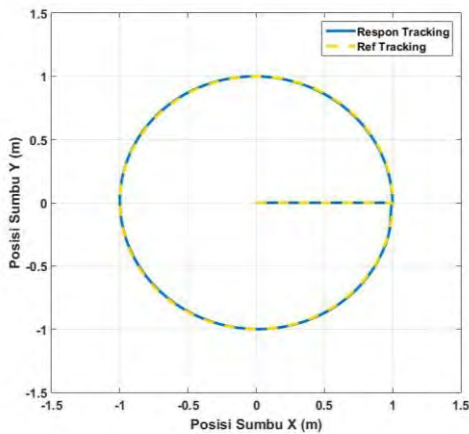
Tabel 3. Parameter kontroler MPC

Parameter	X	Y	Z
$N_p$	20	14	10
$N_c$	3	2	2

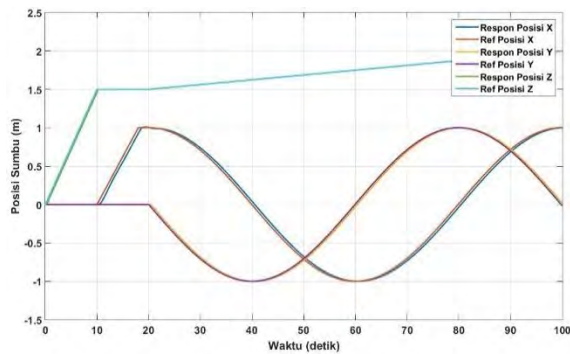
Referensi jalur yang akan disimulasikan untuk trajectory tracking quadcopter berbentuk lingkaran, dengan jari-jari 1 m,

kecepatan sudut 0,1 rad/s. Waktu simulasi yang digunakan selama 200 detik. Pada detik ke 0 sampai ke 10 quadcopter melakukan take off pada koordinat (0,0,0) hingga pada koordinat (0,0,2). Selanjutnya pada detik ke 10 sampai detik ke 10, quadcopter bergerak ke samping pada koordinat (1,0,2). Quadcopter dalam keadaan hover selama 2 detik pada detik ke 18 sampai detik ke 20. Setelah itu, pada detik ke 20, quadcopter mulai menjejak lintasan lingkaran sampai detik ke 200.

Pada Gambar 4 dan Gambar 5 dapat dilihat bahwa *quadcopter* mampu mengikuti lintasan lingkaran yang diberikan namun *quadcopter* masih mempunyai undershoot sekitar 0,025. Pada koordinat (0,955,-0,155,2), *quadcopter* mampu kembali ke lintasan. setelah disimulasikan diketahui karakteristik dari respon sistem untuk trajectory tracking quadcopter menggunakan MPC, dapat dilihat pada Tabel 4.



Gambar 4. Respon Simulasi Quadcopter Trajectory Tracking dengan Lintasan Lingkaran



Gambar 5. Respon Simulasi Quadcopter Lintasan Lingkaran Pada Sumbu X, Y dan Z

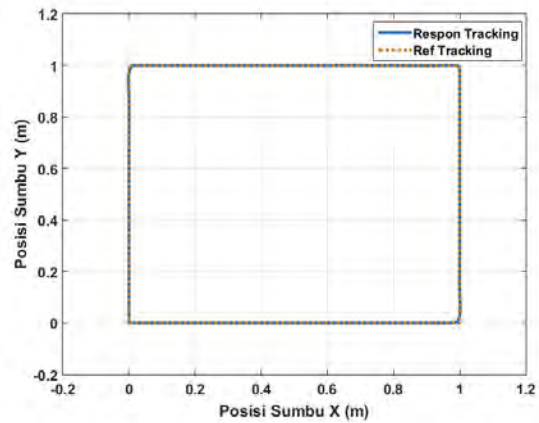
Tabel 4. Karakteristik Respon Quadcopter

	Parameter	X	Y	Z
Lingkaran	Time	0,48 s	0,3 s	0,32 s
	Lagging			
	RMSE	3,3%	2,3%	1,5%
Segiempat	Time	0,13 s	0,1 s	0,32 s
	Lagging			
	RMSE	1,7%	1%	1,5%

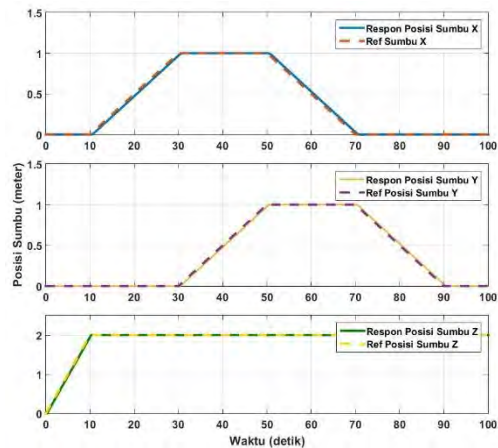
Selanjutnya simulasi pengujian *trajectory tracking* menggunakan lintasan segiempat. Waktu simulasinya sebesar 100 detik. pada koordinat (0,0,0), *quadcopter* melakukan take-off vertical selama 10 detik sampai ketinggian 1 meter,

selanjutnya *quadcopter* menjejak lintasan segiempat selama 80 detik. setelah itu *quadcopter* melakukan hover pada koordinat awal selama 10 detik.

Dapat dilihat pada Gambar 6, *quadcopter* masih belum menjejak referensi pada setiap sudut segiempat dikarenakan perubahan posisi yang sangat cepat. Grafik respon posisi quadcopter saat melakukan tracking segiempat dapat dilihat pada Gambar 7.



Gambar 6. Respon Simulasi Quadcopter Trajectory Tracking dengan Lintasan Segiempat



Gambar 7. Respon Simulasi Quadcopter Lintasan Segiempat Pada Sumbu X, Y dan Z

## V. KESIMPULAN

Berdasarkan dari pengerjaan dan analisis data pada tugas akhir ini dapat diambil beberapa kesimpulan sebagai berikut :

- Kontroler MPC yang digunakan bergantung pada pemodelan dan linearisasi Plant.
- Pengendalian *quadcopter* membutuhkan respon rotasi yang lebih cepat dari pada respon translasi.
- Respon *Quadcopter* yang dikendalikan dengan kontroler MPC saat melakukan *trajectory tracking* khususnya gerakan *cruise* dapat mengikuti referensi tracking yang diberikan dengan parameter kontroler  $N_{p\_x}$  sebesar 20,  $N_{p\_y}$  sebesar 14 dan  $N_{p\_z}$  sebesar 10, walaupun masih terdapat lagging pada setiap sumbu.



## DAFTAR PUSTAKA

- [1] H. Akhmad, P. U. Gilang, dan O. Hary, "Sistem Kontrol Altitude Pada UAV Model *Quadcopter* Dengan Metode PID", The 14th Industrial Electronics Seminar, Electronic Engineering Polytechnic Institute of Surabaya (EEPIS), Indonesia, October, 2012
- [2] Chipofya. Mapopa, Jin Lee. Deok, dan Kil To Chong, "*Trajectory tracking and Stabilization of a Quadrotor Using Model Predictive Control of Laguerre Function*," Research Article Republic of Korea. 2014.
- [3] J. M. Maciejowski, *Predictive Control with Constraints*, Prentice Hall, NewYork, NY,USA, 1st edition, 2002.
- [4] L. Wang, "Discrete time *Model Predictive Control* design using Laguerre functions," in *Proceedings of the American Control Conference*, pp. 2430–2435, Arlington, Va, USA, June 2001.
- [5] Tommaso Bresciani, "Modelling, Identification and *Control* of a Quadrotor Helicopter". Department of Automatic *Control* Lund University, October 2008.
- [6] Astrom, K., Hagglund, T. , "*PID Controllers: Theory, Design, and Tuning*", Instrument Society of America, 1995.
- [7] Wang, L., "*Model Predictive Control System Design and Implementation Using MATLAB*", Springer, London, 2009.

## BIOGRAFI PENULIS



Astrid Rachma Pratiwi merupakan salah satu mahasiswa ITS yang mengambil jurusan teknik elektro. Fokusannya yang diambil dalam menjalani kuliah adalah Sistem Pengaturan. Ia yang berkelahiran di Surabaya, 14 April 1994 merupakan anak ke 3 dari 3 bersaudara dari pasangan Ketut Ponco Margono dan Dwi Astuti. Lulus dari SD Muhammadiyah 15 Surabaya pada tahun 2006, kemudian melanjutkan studi ke jenjang lebih lanjut di SMPN 16 Surabaya dan lulus pada tahun 2009. Kemudian melanjutkan ke SMAN 15 Surabaya dan lulus pada tahun 2012. Setelah menembuh studi pada tingkat SMA, penulis melanjutkan ketingkat lebih lanjut, yaitu di Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya jurusan Teknik Elektro pada tahun 2012. Pada bulan Juni 2016 penulis mengikuti seminar dan ujian Tugas Akhir sebagai salah satu syarat untuk memperoleh gelar Sarjana Teknik Elektro dari Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya.