

DISTURBANCE REJECTION BERBASIS LOS SAAT TRACKING PADA JALUR LINGKARAN MENGGUNAKAN QUADCOPTER

Anggara Trisna Nugraha ¹⁾

*¹⁾Jurusan Teknik Elektro, Fakultas Teknik, Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Jl. Raya ITS, Keputih, Sukolilo, Keputih, Sukolilo, Surabaya, Jawa Timur 6011
Email : anggaratnugraha@yahoo.co.id*

Abstrak. *Sistem Non Linier yang terdapat pada Quadcopter merupakan underactuated dan tidak stabil. Sehingga menjadi fokus perhatian tersendiri untuk perkembangan penelitian kontrol karakteristik pada quadcopter. Pada penelitian ini gain kontroler diperoleh menggunakan teknik numerik iterative Linear Matrix Inequality (LMI). Kemudian, metode kontrol optimal output feedback digunakan untuk kontrol attitude yang memiliki performa H_∞ digunakan untuk menjaga kestabilan dan kekokohan quadcopter serta posisi quadcopter. Untuk kontrol tracking posisi pada sumbu X dan Y, digunakan struktur Command-Generator Tracker (CGT). Berdasarkan permasalahannya, penelitian ini mempresentasikan desain tracking control pada bidang horizontal dengan menambahkan algoritma Line of Sight, untuk mengatur arah hadap dan tetap menjaga kestabilan terhadap gangguan berupa angin. Hasil simulasi menunjukkan bahwa metode kontrol yang digunakan dapat membawa sudut yaw, pitch and roll ke nilai yang diharapkan pada lintasan lingkaran.*

Kata kunci : *Quadcopter UAV, Lintasan lingkaran, LMI, Command-Generator Tracker, Wind gust*

1. Pendahuluan

Saat ini teknologi Unmanned Aerial Vehicle (UAV) telah banyak digunakan dalam keperluan pengawasan, pencarian dan penyelamatan. Seiring berkembangnya metode yang digunakan untuk menangani permasalahan kontrol pada quadcopter yang mana [1], teknik kontrol nonlinear yang digunakan untuk kontrol hover. Metode nonlinear backstepping lebih bisa mendekati karakteristik sistem nonlinear. Sehingga, langkah perhitungan yang digunakan lebih rumit. Walaupun dengan perhitungan rumit tersebut quadcopter mampu melakukan path following sesuai referensi dari kondisi nilai x, y dan z. Namun pada saat quadcopter diberi gangguan berupa angin yang konstan maka respon yang dihasilkan mengalami ripple dan tidak robust.

Pengaruh kondisi meteorologi harus dipertimbangkan dalam desain kontrol quadcopter dalam melacak permasalahan yang terjadi. Kondisi meteorologi dapat berwujud perubahan suhu, tekanan, kerapatan udara dan pergerakan angin. Angin memiliki pengaruh besar pada dinamika terbang quadcopter [2]. Pada [3], ada desain struktur kontrol track untuk memecahkan masalah jika input referensi yang diinginkan berupa sinyal langkah, sinyal jalan dan sinyal sinusoidal terputus-putus dan menyebabkan overshoot pada respons sistem. Desain strukturnya adalah Command-Generator Tracker (CGT) dengan penambahan model berikut, yang secara dinamis mewakili referensi input. Dan pada [4] disajikan algoritma Line Of Sight (LOS) yang memudahkan untuk mengatur arah tanaman sehingga konvergen ke jalur yang ditetapkan, dengan membuat cross-track kesalahan tujuan.

Berdasarkan berbagai permasalahan dan solusi di atas, maka gagasan dalam penelitian ini yang akan diajukan adalah merancang metode pengendalian yang optimal untuk mengendalikan quadcopter agar bisa melakukan mengikuti jalur dengan jalur yang ditentukan berupa lingkaran walau terdapat adanya gangguan berupa angin.

2. Pembahasan

2.1. Model Dinamika Rotasi Quadcopter

Parameter ini digunakan sebagai acuan penyusunan kontroler dan simulasi. Nilai parameter Qball-X4 dapat dinyatakan pada Tabel 1.

Tabel 1 Parameter Sistem Quanser Qball-X4

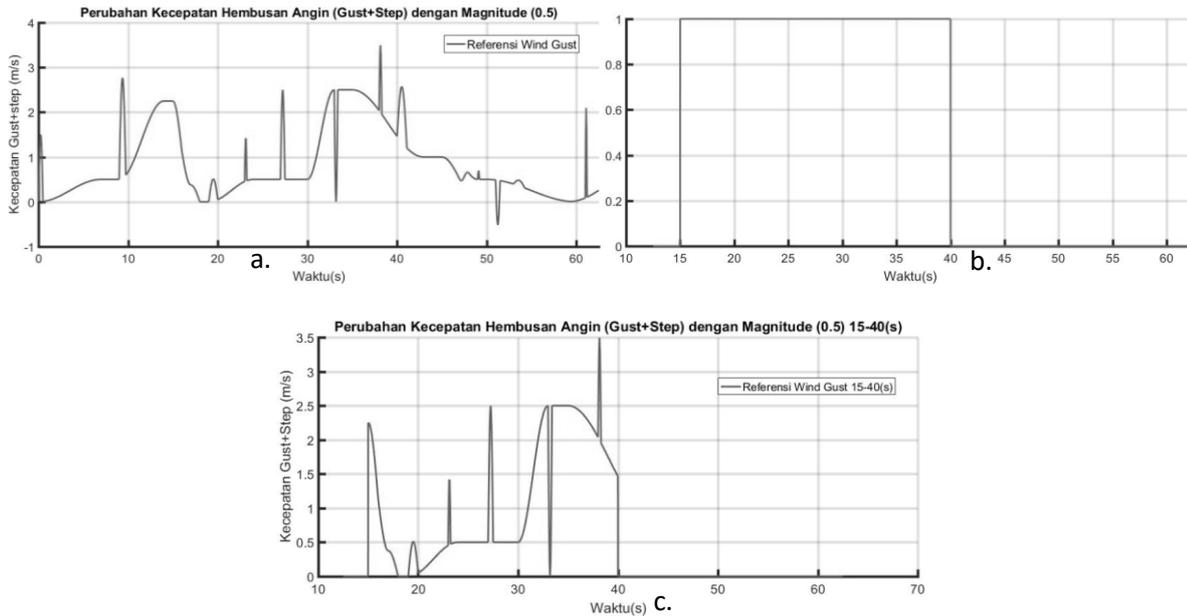
Parameter	Simbol	Nilai
Massa	m	3,499 kg
Gravitasi	g	9,81 kg/m ²
Moment Inersia pada sumbu X	J_{xx}	0.03 kg.m ²
Moment Inersia pada sumbu Y	J_{yy}	0.03 kg.m ²
Moment Inersia pada sumbu Z	J_{zz}	0.04 kg.m ²
Jarak rotor dari pusat massa	l	0.2 m
Gaya drag	d	$3,13 \times 10^{-5}$
Gaya trust	b	$7,5 \times 10^{-7}$
<i>Bandwith</i> aktuator	ω	15 rad/s
Konstanta gaya dorong	K	120 N

2.2. Pengujian Sistem Kontrol Quadcopter Dengan Efek Wind Gust

Komponen konstan merupakan nilai konstan kecepatan angin yang dimodelkan sebagai sinyal step. Komponen variabel merupakan ‘gust’ atau hembusan angin sesaat. Estimasi pengaruh kondisi meteorologi utama dibuat sebagai aturan yang menggunakan model statistik dari kondisi meteorologi penyimpangan dari nilai iklimnya [2]. Kecepatan angin dipergunakan akan dibangkitkan secara acak.

$$V_{si} = \begin{cases} 0, & t < t_{0i} \\ V_{mi}(1 - \cos(\frac{\pi(t - t_{0i})}{2t_{di}})), & t_{0i} < t \leq t_{0i} + t_{di} \\ V_{mi}(\sin(\frac{\pi(t - t_{0i})}{t_{di}})), & t_{0i} < t \leq t_{0i} + t_{di} \\ V_{mi}, & t > t_{0i} + t_{di} \end{cases} \dots\dots\dots (1)$$

Dapat dilihat pada Gambar 1(a). Gangguan diberikan pada detik ke-15 hingga detik ke-40 yang diasumsikan quadcopter bergerak dalam ruangan (Gambar 1(b)), sehingga gangguan yang masuk ke dalam sistem adalah pada Gambar 1 (c).



Gambar 1 a. Wind gust secara keseluruhan, b. pemberian gangguan pada detik ke-15 hingga detik ke-40 dan c. Wind gust pada sistem

2.3. HUKUM LOS (LINE OF SIGHT) PADA PERSAMAAN STEERING UNTUK LINGKARAN

Strategi berdasarkan *enclosure* digunakan untuk mengarahkan $e(t)$ menuju nol, kemudian mengarahkan vektor kecepatan menuju titik perpotongan $P_{LOS}^n = [x_{LOS}, y_{LOS}]^T$ agar sesuai dengan arah dari *path*, dimana *path* tersebut secara implisit didefinisikan oleh urutan di mana *waypoints* yang sudah didefinisikan. *Path* tersebut melibatkan secara langsung penetapan $v_d(t)$.

Table 2 Algoritma Tracking loiter [4]

Algoritma <i>Tracking Loiter</i> (Lingkaran) Menggunakan LOS	
1. Inisialisasi:	$O = (x_k, y_k), r, p, v_a, q_{22}$
	Menentukan posisi x_k, y_k
2. Hitung nilai tangensial ke <i>path</i>	$s(t) = a \tan 2(y_{k+1} - y_k, x_{k+1} - x_k) = a \tan 2[x(t) - x_k] \sin(\alpha_k) + [y(t) - y_k] \cos(\alpha_k)$
3. Hitung <i>error</i> posisi	$d = \ p - O\ - r$
4. Hitung <i>error</i> kecepatan	$v_d = v_a \sin(\psi - \theta)$
5. Determinasikan u untuk mendapatkan nilai maksimum pada kondisi percepatan lateral dimana	$u = \begin{cases} -v_g^2 / R_{\min} & \text{if } u < 0 \\ v_g^2 / R_{\min} & \text{if } u > 0 \\ u & \text{sebaliknya} \end{cases}$

2.4. DESAIN KONTROL SISTEM

Objektif kontrol tracking posisi adalah membuat quadcopter (hover) dapat mengikuti lintasan yang diinginkan. Oleh karena itu, sinyal referensi yang diberikan untuk men-track posisi X adalah sebuah sinyal sinusoidal dengan frekuensi 0.1017 rad/s atau sama dengan 0.0134 Hz dengan fasa sebesar -0.22 rad. Berikut adalah persamaan sinyal referensi:

$$x_d = -\sin(0.05\pi t) \dots\dots\dots (2)$$

jika diubah menggunakan transformasi Laplace, maka didapat fungsi transfernya adalah

$$\Delta(p)x_d = p^2 + 0.02 = 0 \dots\dots\dots (3)$$

$$\dot{x}_d = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0.02 & 0 \end{bmatrix} x_d = Gx_d$$

Sistem augmented dari dinamika quadcopter untuk sumbu X, sebagai berikut:

$$\begin{bmatrix} \dot{\varepsilon} \\ \ddot{\varepsilon} \\ \dot{x} \\ \ddot{x} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -0.03 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 116.23 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -12 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon \\ \dot{\varepsilon} \\ x \\ \dot{x} \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 12 \end{bmatrix} U_1 \dots\dots\dots (4)$$

dengan performa output sebagai berikut

$$\tilde{y} = \tilde{C}\tilde{x} = \begin{bmatrix} J & 0 \\ 0 & C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon \\ x \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon \\ \dot{\varepsilon} \\ x \\ \dot{x} \\ v \end{bmatrix} \dots\dots\dots (5)$$

Sinyal referensi yang diberikan untuk posisi Y adalah sebagai berikut:

$$Y_d = -1 - \cos(0.05\pi t) \dots\dots\dots (6)$$

Persamaan karakteristik *polynomial* adalah

$$\Delta(p)y_d = p^3 + 0.02p = 0 \dots\dots\dots (7)$$

Struktur CGT merupakan representasi dari sinyal referensi, tidak semua derivatif dari sinyal referensi perlu digunakan dalam struktur sistem. Modifikasi sistem, dapat ditulis sebagai berikut:

$$\Delta(p)y_d = 0.02p = 0 \Rightarrow \dot{y}_d = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -0.02 \end{bmatrix} y_d = Gy_d \dots\dots\dots (8)$$

sehingga, modifikasi dari sistem *multiple augmented* untuk dinamika posisi pada sumbu *Y* adalah

$$\begin{bmatrix} \dot{\varepsilon} \\ \ddot{\varepsilon} \\ \dot{y} \\ \ddot{y} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.034 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -111.23 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -12 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon \\ \dot{\varepsilon} \\ y \\ \dot{y} \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 12 \end{bmatrix} U_1 \dots\dots\dots (9)$$

$$\tilde{y} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon \\ \dot{\varepsilon} \\ y \\ \dot{y} \\ v \end{bmatrix}$$

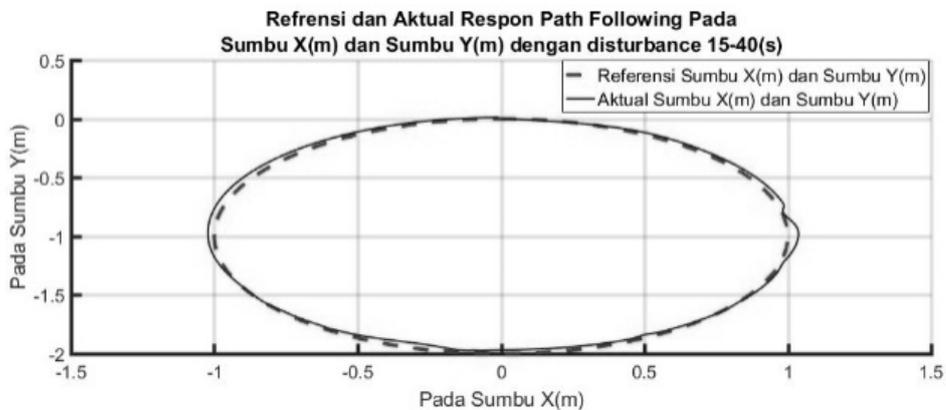
Nilai parameter yang digunakan untuk simulasi terdapat pada Tabel 2. Gain output *feedback* \tilde{k} untuk kontroler posisi *X, Y* diperoleh dengan nilai

$$\begin{aligned} \tilde{K}_x &= [-4.812 \quad -9.064 \quad 9,440 \quad 5.3433] \\ \tilde{K}_y &= [15.96 \quad 23.41 \quad -15.81 \quad -6.21] \end{aligned} \dots\dots\dots (10)$$

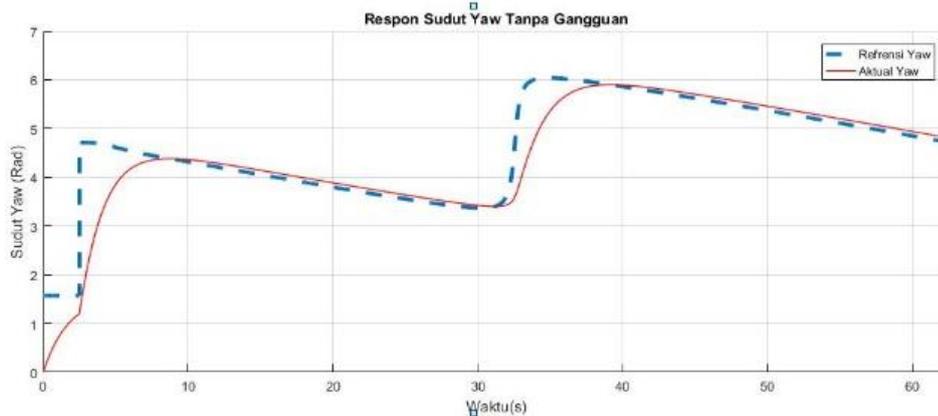
2.5. Hasil dan Pembahasan

Agar dapat mengetahui seberapa efektivitas quadcopter mampu melakukan *tracking*, maka dilakukan simulasi menggunakan perangkat lunak Matlab. Quadcopter yang digunakan dalam simulasi ini adalah model Quanser Qball-X4.

Dengan mengamati sudut yaw yang telah ditambahkan LOS, quadcopter dapat melakukan *tracking* dengan kesalahan cross track rata-rata 0,025 rad sehingga heading quadcopter dipertahankan dengan baik dapat dilihat pada gambar 3.

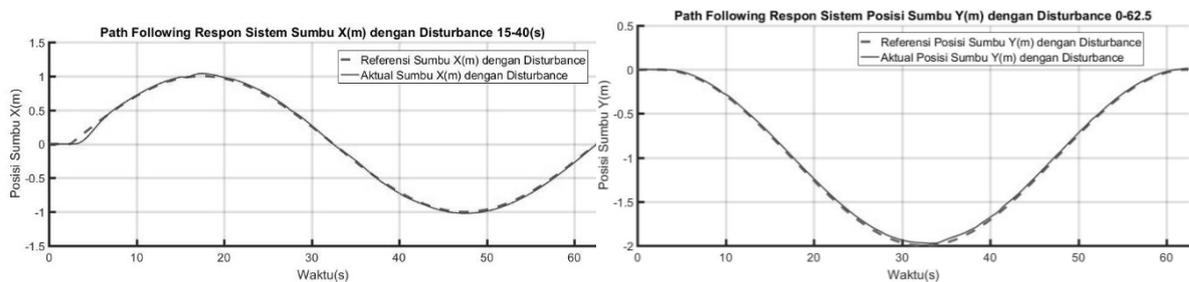


Gambar 2. *Tracking* dengan gangguan dalam sumbu *X, Y* saat terdapat *wind gust*



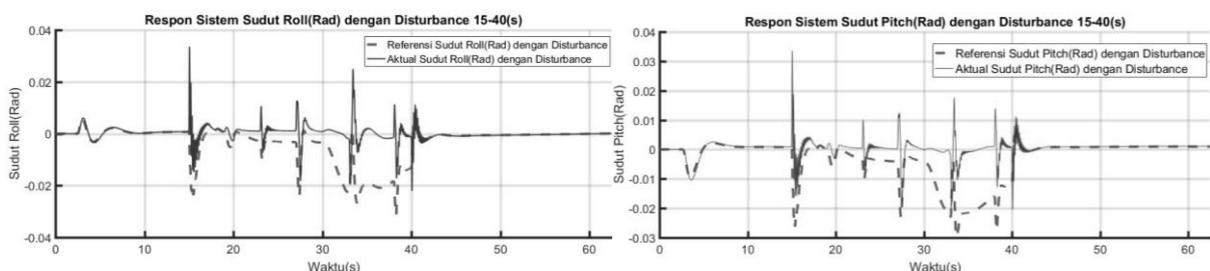
Gambar 3. Jalur Quadcopter Mengikuti Sudut Yaw saat terdapat *wind gust*

Posisi quadcopter pada sumbu X yang mampu mengikuti *track* dimana $t = 15s$ dan delay sekitar 2 detik, yang menyebabkan error sebesar 0,023 m namun quadcopter masih bisa mengikuti jalur referensi. Begitu juga pada sumbu Y dimana quadcopter mengalami *delay* sekitar 0,014 detik sehingga menyebabkan *error tracking* sekitar 0,033 m tetapi quadcopter tetap mampu melakukan *tracking* ke jalur referensi.

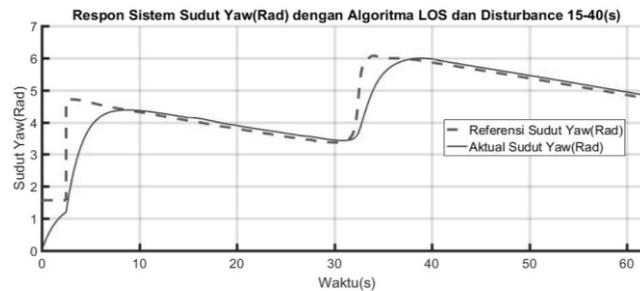


Gambar 5. Jalur Quadcopter Mengikuti sumbu X dan Y saat terdapat *wind gust*

Dari hasil gambar 6 yang dilihat baik dari respon sistem pada sudut ϕ dan θ saat *wind gust* aktif kontroler mampu meminimalisir gangguan Hal tersebut terjadi untuk membuat quacopter tetap stabil sehingga dapat kembali mengikuti *path*. Pengaruh *wind gust* terhadap sudut ϕ terjadi dari detik ke-15 s/d detik ke-40, pergerakan dari -0.3 rad s/d 0.45 rad atau sekitar -12° s/d 19.5° . Respon sudut θ dapat mengikuti referensinya, namun pada saat terdapat *wind gust*, respon sudut θ beresilasi dari 0.54 rad s/d 0.28 rad atau sekitar -34° s/d 13° .



Gambar 6 Tracking Sudut Roll dan Sudut Pitch pada saat terdapat *wind gust*



Gambar 71 *Tracking* Sudut Yaw pada saat terdapat *wind gust*

Dapat dilihat bahwa respon sudut ψ dapat mengikuti sinyal referensi yang diberikan, dengan rata-rata *error* sebesar 0.0034rad. Dari Gambar 7 dilihat perbandingan antara referensi dan aktual dari sudut yaw, dimana aktual menjaga arah hadap (*heading*) dan memperhalus gerakan quadcopter.

3. Simpulan

Metode kontrol *output feedback* dengan performa H_{∞} digunakan pada inner loop sedangkan struktur kontrol *Command-Generator Tracker* digunakan pada outer loop. Hasil simulasi menunjukkan bahwa sistem kontrol dapat menstabilkan sudut *attitude* dari quadcopter dan dapat membuat quadcopter men-track sinyal referensi yang diberikan. Nilai maksimum ISE tracking saat ada gangguan sebesar 0.0168 m pada posisi X serta 0.0024 m pada posisi Y. Rata-rata nilai ISE dari sudut yaw untuk permasalahan arah hadap saat ada gangguan sebesar 0.0703 Rad. Kontroler ini mampu mengatasi efek delay dengan waktu ± 2.07 detik.

4. Saran

Saran untuk penelitian selanjutnya dapat membahas penambahan desain *observer* untuk mengestimasi seluruh *state* agar mendekati dengan kondisi *real*.

Daftar Pustaka

- [1]. David Cabecian, Rita Cunha, and Carlos Silvestre., "A Globally Stabilizing Path Following Controller for Rotorcraft With Wind Disturbance Rejection", IEEE Transactions on Control Systems Technology Volume 23 issue 2, 2015.
- [2]. J. Gadewadikar, F. L. Lewis, K. Subbarao and B. M. Chen, "Design of H_2 Command and Control Loops for Unmanned Aerial Vehicles using Static Output-Feedback," in Proceedings of the 46th IEEE Conference on Decision and Control, New Orleans, 2007
- [3]. Isdaryani, Feni," Kontrol *Tracking* untuk *Quadcopter* Menggunakan Metode *Optimal Output Feedback* Dengan *Command Generator Tracker*," Tesis Master, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, 2016.
- [4]. Nugraha, Anggara Trisna, "Desain Kontrol *Path Following* *Quadcopter* Dengan *Command Generator Tracker Model Following*", Tesis Master, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, 2017
- [5]. Antonio Tsourdos, Brian A. White and madhavan Shanmugavel., *Cooperative path planning of Unmanned Aerial Vehicles*, John Wiley & Sons, Ltd, 2011.
- [6]. Thor I. Fossen., "Handbook of Marine Craft Hydrodynamics and Motion Control", John Wiley & Sons, Inc., Canada, 2011